

**Universidad Politécnica de Madrid**

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio

Control y Optimización

**“MIMO”**

Samuel Octavio González Azpeitia

Carrera: Grado en Ingeniería Aeroespacial (GIA)

Especialidad: Ciencias y Tecnologías Aeroespaciales (CTA)

Junio 2023

**Índice**

**Introducción ……………………………………………………………………… 2**

**Objetivo …………………………………………………………………………… 2**

**Marco Teórico ……………………………………………………………………. 2**

**Metodología ……………………………………………………………………… 3**

**Resultados ………………………………………………………………………. 4**

**Conclusiones ……………………………………………………………………. 11**

**Referencias ……………………………………………………………………… 11**

**Introducción**

En la ingeniería aeroespacial, hay desarrollo de sistemas de control eficientes y precisos, es de suma importancia para garantizar la seguridad y el rendimiento óptimo de las aeronaves.

El control adecuado de los aviones es fundamental para mantener su estabilidad, mejorar la respuesta a perturbaciones y lograr un seguimiento preciso de las variables de interés, que en este caso son la velocidad, ángulo de ataque, ángulo de asiento, velocidad angular y la altura.

Finalmente se presentarán simulaciones del sistema con los controladores diseñados y analizar los resultados obtenidos en términos de estabilidad, seguidos de la velocidad deseada con la eficiencia de control evaluando la observabilidad del sistema.

**Objetivo**

El objetivo de este proyecto es diseñar e implementar un sistema de control para un avión que sea capaz de mantener la estabilidad en un vuelo y de esta manera realizar un seguimiento preciso de las variables de estado. Para poder lograrlo se llevaron a cabo dos controladores, uno de “Pole Placement” y otro de “Linear Quadratic Regulator”, un sistema de tracking para controlar la velocidad, por último, para comprobar el funcionamiento se añade un observador.

**Marco Teórico**

Dentro del marco teórico para poder comprender los conceptos y las técnicas que se utilizaron en el proyecto para el desarrollo de sistemas de control, tracking de la aeronave y el sistema de observabilidad que son los principales aspectos teóricos que sustentan el proyecto.

1. Modelado de la dinámica del avión

El proceso de modelar matemáticamente la dinámica de un avión implica la formulación de las ecuaciones diferenciales que describen el comportamiento del avión en vuelo esto tomando en cuenta las variables de estado.

1. Pole Placement

La técnica de pole Placement permite colocar los polos del sistema en posiciones deseadas para lograr una respuesta dinámica óptima. Se explica cómo se calculan los polos deseados en función de los requisitos de estabilidad y rendimiento.

1. LQR

Es un método óptimo de control utilizado para minimizar una función de costo cuadrática, se describe la dinámica del sistema mediante un conjunto de ecuaciones diferenciales lineales y el costo se describe mediante una función cuadrática denominada LQ, los resultados se proporcionan debido al regulador lineal cuadrático.

1. Sistema de tracking

Un sistema de tracking nos permite analizar la trayectoria real sobre la superficie recorrida durante el vuelo. En este sistema de permite seguir una referencia o trayectoria al avión donde se logra darle seguimiento preciso a las variables de estado.

1. Observabilidad y estimación de estados.

Para que un sistema pueda denominarse observable requiere que conozcamos el valor de entrada, valor de salida en un tiempo donde podamos determinar su estado. Además, que todos sus estados sean observables. Esto ayuda a indicar si es posible reconstruir el estado de un sistema analizando entradas y salidas con la condición de que todas las variables de estado influyan en la salida.

**Metodología**

**Primera parte**

* Descargar el modelo de simulink del enlace en Moodle. Contiene el modelo del avión listo para trimar. Hay que fijar antes dos parámetros: W (masa en Kg) y XCG (posición del centro de gravedad en % de la cuerda del ala). En nuestro caso: W=3.5 y XCG=0.33
* En este modelo las variables de estado son: V,alpha, theta, q y h (altitud)
* Trimar y linealizar el sistema para vuelo en crucero, con velocidad y altura constantes, con una velocidad aerodinámica de 10 m/s y a una altitud de 1000 m.
* Para el resto del trabajo se utilizará el modelo linealizado.
* Calcular los autovalores y razonar como será la respuesta del sistema en bucle abierto.
* Estudiar la respuesta en bucle abierto de la aeronave a perturbaciones en el ángulo de asiento inicial y razonar si se corresponde con el punto anterior.
* Estudiar y comentar la respuesta a un escalón en acelerador.

**Segunda Parte**

* Diseñar dos controladores, uno por pole placement y otro por LQR que sean capaces de devolver al avión a su posición de trimado en aproximadamente 2 segundos al sufrir, simultáneamente, una perturbación en las condiciones iniciales de:
  + -1 m/s de velocidad
  + 0.05 rad de ángulo de asiento.
* Sin sobrepasar los valores máximos de los actuadores.
  + Acelerador: (Entre 0 y 1)
  + Timón: (entre -0.5 y 0.5) rad
* Son valores absolutos, no relativos al trimado. En el caso del acelerador se pueden superar durante no más de 0.2 segundos.

**Tercera Parte**

* Añadir al modelo anterior un sistema de tracking de la velocidad aerodinámica.
* Probar el sistema haciendo que el avión siga una serie de escalones en la velocidad aerodinámica deseada

**Cuarta Parte**

* Suponemos que solo podemos medir las variables V, θ y q. Realizar un estimador del estado completo para poder realimentarlo utilizando el controlador que se diseñó con LQR.
* Añadir un ruido en los sensores de 10−6 con una frecuencia de muestreo de 0.01 seg.
* Modificar la matriz A del observador multiplicándola por 1.1 para simular inexactitudes en el diseño del observador.
* Comprobar el funcionamiento frente a perturbaciones en la velocidad inicial.

**Resultados**

**Primera parte**

Dentro del proyecto se descargo el modelo, se fijaron los parámetros especificados. Las variables de estado son velocidad, ángulo de ataque, ángulo de asiento, velocidad angular y altura.

Los primeros pasos fue trimar y linealizar el sistema para vuelo en crucero con los valores dados.

Con base al modelo que nos proporcionaron, una vez habiendo hecho lo anterior, fue desarrollar el siguiente modelo Simulink.

**Diagrama

Descripción generada automáticamente**

Cálculo de autovalores de la matriz A donde podemos analizar que de los dos primeros valores ya que tienen parte real negativa e imaginaria no nula, significa que el sistema tiene oscilaciones amortiguadas.

Con respecto al segundo valor que tiene una parte real cercana a cero y una parte imaginaria no nula nos dicen que el sistema tiene oscilaciones con una frecuencia más alta que los primeros.

Finalmente, el último valor tiene una parte real muy cercana a 0 y la parte imaginaria prácticamente nula, esto significa que el sistema tiene un modo de respuesta muy lento, casi estático.

**Texto

Descripción generada automáticamente**

En bucle abierto el comportamiento con perturbación inicial en el ángulo de asiento, se puede apreciar como en las 5 variables de estado inicia la perturbación hasta que regresa al equilibrio.

**Pantalla de un video juego

Descripción generada automáticamente con confianza media**

Comportamiento con escalón en el acelerador, se aprecia que en las primeras cuatro variables tiene la perturbación, pero si regresa al punto de equilibrio, sin embargo, la altura ya no regresa.

**Interfaz de usuario gráfica

Descripción generada automáticamente**

**Segunda Parte**

En el segundo paso lo que se requería fue desarrollar dos controladores, uno de tipo pole Placement y el segundo tipo LQR, su objetivo es regresar a su posición original de trimado el avión cuando reciben perturbaciones.

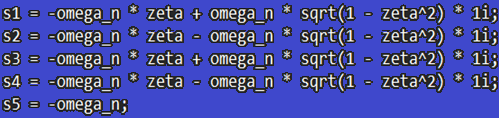
Las perturbaciones iniciales son:

-1 m/s de velocidad

+ 0.05 rad de ángulo de asiento

**Pole Placement**

Cálculo de polos para los polos establecí para omega\_n = 2 y zeta = 0.7 con la siguiente fórmula para cada “s”



Sustituyendo los valores y realizando las operaciones, los valores de “s” me quedaron de la siguiente forma.

Texto

Descripción generada automáticamente con confianza baja

Para poder analizar el comportamiento del controlador se desarrollo el siguiente modelo en Simulink.

Diagrama

Descripción generada automáticamente

En cuanto a los resultados de esta simulación se logra apreciar que en las 5 variables regresan a su punto de trimado en aproximadamente 2 segundos, la única variable que tarda sólo un poco mas es la altura.

Gráfico

Descripción generada automáticamente

LQR

Para el controlador LQR se define la matriz de peso junto con el valor de R, de igual manera se define la misma perturbación con las mismas condiciones iniciales.

Imagen que contiene Texto

Descripción generada automáticamente

Para analizar el comportamiento de este controlador se desarrolló el siguiente modelo Simulink del controlador LQR

Diagrama

Descripción generada automáticamente

En cuanto a los resultados se aprecia que todas las variables de igual manera regresan a su punto de trimado en aproximadamente 2 segundos, en la única variable que se tarda más es la altura.

**Interfaz de usuario gráfica

Descripción generada automáticamente**

**Gráfico, Gráfico de líneas

Descripción generada automáticamente**Para poder comparar los controladores se muestra esta simulación donde la gráfica muestra ambos controladores en un lapso de 2 segundos, en base a estos controladores en el cual podemos apreciar que el de tipo pole placement regresa a su punto de equilibrio un poco antes que por LQR.

**Tercera Parte**

Para analizar el comportamiento del sistema de tracking de la velocidad aerodinámica se diseñó el siguiente modelo en Simulink

**Diagrama

Descripción generada automáticamente**

Probando el sistema haciendo que el avión siga una serie de escalones en la velocidad aerodinámica se pueden apreciar los siguientes resultados, la primera variable

**Gráfico, Gráfico de líneas

Descripción generada automáticamenteInterfaz de usuario gráfica

Descripción generada automáticamente**

**Cuarta Parte**

En la última parte de este proyecto que es la observabilidad, se desarrollo el siguiente modelo en Simulink para comprobar el funcionamiento frente a perturbaciones en la velocidad inicial

**Diagrama

Descripción generada automáticamente**

En cuanto a los resultados se muestran las siguientes graficas que representan las variables de estado y su comportamiento podemos notar que se comportan diferentes.

**Gráfico, Histograma

Descripción generada automáticamente**

**Una captura de pantalla de un videojuego

Descripción generada automáticamente con confianza baja**

**Conclusiones**