

UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN
Facultad de Ingeniería
Departamento de Ingeniería Mecánica

Profesor Patrocinante
Dr. Emilio Dufeu D.

DISEÑO DE UN AUTOPILOTO PARA UN AVIÓN NO TRIPULADO

Arturo Padilla Bernedo

Informe de Memoria de Título
Para optar al Título de
Ingeniero Civil Mecánico

Marzo de 2004

SUMARIO

Este trabajo comienza con el estudio de un sistema de control para el aterrizaje del avión no tripulado (unmanned aerial vehicle, UAV). El análisis del control del aterrizaje se realiza únicamente para el movimiento longitudinal. Un modelo lineal se utiliza para representar la dinámica del avión. Para guiar automáticamente el aterrizaje del UAV se utilizan los siguientes dos sistemas de control, que actúan uno después del otro:

- 1° Acoplador de la pendiente de planeo (APP).
- 2° Control de enderezamiento automático (CEA).

Estos sistemas cumplen con éxito sus funciones. El APP logra que el avión se aproxime a la pista a través de una trayectoria recta definida. El CEA permite que el UAV este enderezado al momento de entrar en contacto con el suelo. Tanto el APP como el CEA se diseñan a partir de otro sistema de control conformado por el autopiloto básico (estudiado en ref. [11]) y el sistema de control de velocidad. El primero permite ajustar el ángulo de cabeceo a un cierto valor deseado. Mientras el avión se aproxima a la pista, la velocidad de vuelo debe mantenerse constante. Para estos efectos se utiliza un sistema de control de velocidad. La definición de los parámetros de los controladores y de las ganancias se realiza a través del lugar geométrico de las raíces (LGR) y las respuestas en el tiempo. Los resultados obtenidos son satisfactorios. Sin embargo, se debe tener presente que el problema del diseño de un sistema de control para el aterrizaje se ha planteado en términos muy sencillos. Algunas importantes simplificaciones realizadas son:

- Utilización de un modelo lineal.
- Ausencia de perturbaciones en el modelo, como por ejemplo, vientos.
- Diseño del UAV parcialmente determinado. Por ejemplo, el tren de aterrizaje no está definido. Luego se omitió el efecto del peso y las fuerzas aerodinámicas que produce esta parte del avión.

En el estudio del sistema de control de aterrizaje del UAV para el movimiento longitudinal se ha utilizado un modelo lineal. En el capítulo 3 se explica como se obtiene este modelo para el movimiento longitudinal del avión. Dicho modelo está en función de unos coeficientes llamados derivadas de control y estabilidad. Se dan a conocer diversas formas de obtener dichas derivadas o coeficientes. En este trabajo se utilizó el método semiempírico de ref. [4] para calcularlas. Finalmente se comparan los resultados con los datos de otras dos aeronaves. Los valores de las derivadas de control y estabilidad obtenidos son similares a las de estos aviones. Además se realizó un análisis del modelo longitudinal del UAV con respecto al modelo obtenido en ref. [11]. Los resultados de este estudio entregan validez al modelo obtenido en este trabajo.

En el capítulo 4 se estudió un modelo no lineal con perturbaciones. Este modelo se expresa como un conjunto de 12 ecuaciones diferenciales ordinarias. De éstas, seis corresponden a ecuaciones del movimiento. Las demás corresponden a relaciones cinemáticas; tres ecuaciones para calcular los ángulos de Euler, y las restantes, para calcular la posición del avión con respecto a tierra. Los ángulos de Euler permiten calcular la contribución del peso del avión a las fuerzas externas. Las otras fuerzas y momentos externos actuando sobre la aeronave son:

- Fuerzas y momentos aerodinámicos.
- Fuerzas y momentos producidos por la fuente de potencia.
- Fuerza debido a los vientos y turbulencias atmosféricas.

Los modelos de cargas de la fuente de potencia y aerodinámicas dependen del avión. En este informe se analizó el De Havilland DHC-2 'Beaver'. Se estudió el comportamiento de este avión en

lazo abierto con la ayuda de una herramienta llamada Flight Dynamics and Control (FDC) desarrollada en ref. [16]. Se realizaron comparaciones entre las respuestas del modelo no lineal y las de un modelo lineal obtenido con FDC versión 1.3.3. En un primer caso, se estudió el efecto que produce la componente turbulenta del viento. En un segundo caso, se analizó el efecto que produce una deflexión pulso del elevador. En general, las respuestas obtenidas con el modelo lineal constituyen una buena aproximación del modelo no lineal. Se concluye que el sistema lineal no se puede utilizar para la navegación, es decir, con este modelo no se puede conocer la ubicación del avión después de que este ha experimentado un cambio de rumbo importante. Para el análisis de estabilidad y el diseño de controladores la linealización constituye una herramienta útil.

La herramienta de cálculo utilizada es MATLAB versión 6.5. Los programas creados se adjuntan en un CD y se indican con la sigla PM acompañada de un número.

Índice

1	Introducción	11
1.1	Estado del arte	11
1.2	Objetivos	11
1.3	¿Qué es un autopiloto?.....	11
2	Sistema de control de aterrizaje para el UAV	13
2.1	Aterrizaje	13
2.2	Sistema de aterrizaje longitudinal	13
2.2.1	Instrumentación	13
2.2.2	Condición de vuelo durante el aterrizaje.....	14
2.2.3	Autopiloto básico	15
2.2.4	Sistema de control de velocidad.....	19
2.2.5	Acoplador de la pendiente de planeo	24
2.2.6	Control de enderezamiento automático.....	28
3	Modelo del movimiento longitudinal del UAV	31
3.1	Métodos para calcular las derivadas de control y estabilidad	31
3.2	Derivadas de control y estabilidad del UAV.....	32
3.2.1	Comparación de las derivadas de control y estabilidad para el movimiento longitudinal.....	32
3.3	Comparación de modelos longitudinales del UAV.....	34
4	Modelo no lineal de un avión	36
4.1	Ecuaciones no lineales del movimiento.....	36
4.1.1	Modelo de fuerzas y momentos	38
4.1.2	Modelo de la atmósfera	42
4.1.3	Modelo de viento y turbulencia atmosférica	43
4.1.4	Modelo de la turbulencia atmosférica	44
4.2	Características del programa FDC.....	46
4.2.1	Definición de la condición inicial de vuelo.....	46
4.2.2	Linealización del modelo no lineal	48
4.2.3	Velocidad turbulenta	48
4.3	Estudio del comportamiento de un avión en lazo abierto.....	49
4.3.1	Respuesta ante turbulencia atmosférica	49
4.3.2	Respuesta ante una deflexión del elevador	53
5	Conclusiones	57
5.1	Trabajos futuros.....	58
A	Marcos de referencias y otros	62
A.1	Marcos de referencia.....	62

A.1.1	Marco de referencia fijo a la tierra F_E	62
A.1.2	Marco de referencia fijo al cuerpo F_B	62
A.1.3	Marco de referencia vertical transportado por el avión F_v	62
A.1.4	Marco referencia de estabilidad F_S	63
A.2	Relación entre marcos de referencia	63
A.2.1	Relación entre los marcos de referencia F_E y F_v	63
A.2.2	Relación entre los marcos de referencia F_B y F_v	63
A.3	Velocidad angular del avión	65
A.4	Convención de signo para las deflexiones de las superficies de control	65
B	Características del UAV para determinar las derivadas de control y estabilidad	67
B.1	Datos del perfil del ala	67
B.2	Datos del perfil de la cola.....	67
B.3	Parámetros geométricos	69
C	Parámetros de inercia	70