

Tesis de Carrera de Ingeniería Mecánica

**CONTROL AUTÓNOMO DE
UN HELICÓPTERO**

Francisco Kovacevich
Alumno

Ing. José Relloso
Director

Ing. Agustín Casquero
CoDirector

Miembros del jurado
Dr. Fernando Bianchi
Mg. Juan Tarrió

Junio 2018

INVAP

Instituto Balseiro
Universidad Nacional de Cuyo
Comisión Nacional de Energía Atómica
Argentina

A mis padres
A mis abuelos
A mis amigos
A mi novia

Índice de contenidos

Índice de contenidos	I
Índice de figuras	IV
Lista de símbolos	x
Resumen	XIII
Abstract	XIV
1. Introducción	1
2. Conceptos básicos	3
2.1. Descripción general	3
2.1.1. Descripción del rotor principal	3
2.1.2. Comandos	5
2.1.3. Condiciones de vuelo	7
2.1.4. Descripción de los ángulos de <i>feathering</i> y <i>flapping</i>	8
2.2. Sistemas de referencia	10
2.2.1. Velocidad angular	12
2.2.2. Velocidad lineal en los sistemas inercial y no inercial	12
2.3. Fuerzas y momentos en el sistema fijo al helicóptero	13
2.3.1. Fuerzas involucradas	13
2.3.2. Momentos involucrados	15
2.3.3. Equilibrio de fuerzas y momentos	16
2.4. Teoría de momento	17
2.4.1. <i>Hovering</i> y vuelo vertical	17
2.4.2. Vuelo hacia adelante y en vertical	18
2.4.3. Generalización	19
2.5. Teoría de aspas (<i>blade theory</i>)	20

2.5.1.	Velocidad en las aspas para vuelo hacia adelante y vertical . . .	20
2.5.2.	T , H , Y y Q para vuelo hacia adelante y vertical	22
2.5.3.	Generalización	23
2.6.	Ecuaciones de los ángulos de <i>flapping</i>	24
2.6.1.	Generalización	25
2.7.	<i>Thrust</i> del rotor trasero	25
2.7.1.	<i>Hovering</i>	26
2.7.2.	Generalización	26
3.	Modelo dinámico	27
3.1.	Construcción del modelo	27
3.2.	Ecuaciones y variables involucradas	29
3.3.	Valores numéricos de los parámetros utilizados en el modelo	30
3.4.	Puntos de equilibrio	31
3.4.1.	<i>Hovering</i>	31
3.4.2.	Vuelo hacia adelante	32
3.4.3.	Giro coordinado	33
3.5.	Linealización del modelo	35
3.6.	Desacoplamiento de las ecuaciones	36
3.7.	Perturbaciones	37
4.	Diseño de los controladores	38
4.1.	Controladores y pilotos automáticos existentes	38
4.2.	Esquemas de control utilizados	40
4.2.1.	Controlador A	40
4.2.2.	Controlador B	41
4.3.	Seguimiento de referencia	42
4.4.	Pruebas en Matlab y JSBSim	43
4.5.	Control de altitud	45
5.	Resultados para <i>hovering</i>	47
5.1.	Resultados con el modelo lineal (Simulink)	47
5.1.1.	Primeros resultados	47
5.1.2.	Respuesta a una ráfaga de viento	50
5.1.3.	Despegue	50
5.2.	Resultados con JSBSim	52

5.2.1. Despegue y prueba del controlador A	52
5.2.2. Prueba del controlador B	53
5.2.3. Pérdida de control	56
5.2.4. Seguimiento de una rutina de vuelo	57
6. Resultados para vuelo hacia adelante	63
6.1. Resultados con el modelo lineal (Simulink)	63
6.1.1. Primeros resultados	63
6.1.2. Respuesta a una ráfaga de viento	66
6.2. Resultados con JSBSim	66
7. Resultados para giro coordinado	70
7.1. Resultados con el modelo lineal (Simulink)	70
7.1.1. Giro a la derecha	70
7.1.2. Giro a la izquierda	71
7.2. Resultados con JSBSim	74
7.2.1. Giro a la derecha	76
7.2.2. Giro a la izquierda	78
7.3. Combinación de los modos de vuelo	80
8. Conclusiones	83
8.1. Resumen de los resultados obtenidos	83
8.2. Trabajo a futuro	84
Bibliografía	88
A. Modelo matemático	89
B. Matrices del espacio de estados y ganancias de los controladores	93
B.1. <i>Hovering</i>	93
B.2. Vuelo hacia adelante	95
B.3. Giro coordinado a la derecha	97
B.4. Giro coordinado a la izquierda	99

Capítulo 8

Conclusiones

La naturaleza inestable, no lineal y con ecuaciones altamente acopladas de los helicópteros hacen que diseñar un controlador autónomo para esta aeronave sea un desafío significativo. En este trabajo se explicaron y desarrollaron los pasos necesarios para diseñar un controlador de este tipo, para el caso particular del Bell AH-1 Cobra. Estos pasos incluyen el modelado físico - matemático, el diseño mismo de los controladores con distintas técnicas de teoría de la control y la validación con un simulador externo. A continuación se resumen los resultados obtenidos y la propuesta de trabajo a futuro.

8.1. Resumen de los resultados obtenidos

En el modelado físico - matemático se describió la dinámica del helicóptero y las ecuaciones más importantes que deben tenerse en cuenta, resumiendo en gran parte la teoría que se puede encontrar en la bibliografía citada. La dinámica del rotor principal, caracterizada por los ángulos de *feathering* y *flapping*, es de gran complejidad y de fundamental importancia para poder entender el funcionamiento de esta aeronave. Se incluyeron también distintas generalizaciones para algunas de las ecuaciones, de modo que puedan utilizarse en casos más generales.

Para este trabajo se eligió trabajar con tres modos de vuelo. El modo de *hovering* es el más importante y el más tratado en la bibliografía, ya que es el que marca una diferencia respecto de aeronaves de ala fija y el que más se utiliza a la hora de pilotar un helicóptero. Además de este modo, se incluyeron el vuelo hacia adelante y el giro coordinado, que en conjunto permiten construir varias rutinas de vuelo.

Las ecuaciones obtenidas permitieron construir un modelo en varios aspectos completo del helicóptero. Para obtenerlo fue necesario incluir varias suposiciones y simplificaciones en las ecuaciones. A pesar de esto, el modelo predice razonablemente el comportamiento del sistema. La linealización del modelo y la implementación en Matlab

- Simulink permitió trabajar de forma sencilla para diseñar y probar los controladores.

Para el diseño de los controladores se adoptaron dos esquemas distintos, en parte adoptados de sugerencias bibliográficas. Ambos esquemas se desarrollaron en el espacio de estados. El primero de ellos consiste en ignorar en gran medida los efectos de acoplamiento entre los movimientos longitudinal, lateral, vertical y de *yaw*. En esta separación se desprecian varios de los términos cruzados que aparecen en las ecuaciones, pero simplifica de gran manera el desarrollo e implementación de los controladores, que se realizó con el método de ubicación de polos ITAE y el algoritmo de *Ackerman*. El segundo esquema parte la dinámica completa en dos subsistemas: uno que describe la dinámica longitudinal-lateral y otro que describe la dinámica vertical-*yaw*. Esta separación puede justificarse observando los términos cruzados en las matrices de la representación en el espacio de estados. En diseño del controlador se realizó con el método LQR (*Linear Quadratic Regulator*), ajustando los pesos relativos de las matrices Q y R de forma iterativa hasta obtener una respuesta razonable (amortiguada, sin oscilaciones y evitando la saturación de los actuadores). Se implementó también un sencillo lazo PI para sortear los problemas de control de altitud de ambos controladores en las simulaciones no lineales.

Para la validación de los controladores diseñados se optó el simulador no lineal JSBSim. Se realizaron funciones auxiliares para probar las distintas rutinas y modos de vuelo y se modificaron los parámetros del helicóptero (Bell AH-1 Cobra) para poder adaptarlo a las simplificaciones realizadas. Los resultados obtenidos con las distintas simulaciones han sido altamente satisfactorios. El hecho de que ambos controladores hayan podido controlar la aeronave en las distintas situaciones planteadas y empleando un simulador externo prueban que el proceso de modelado y diseño ha sido acertado en varios aspectos. Para el modo de *hovering* se lograron hacer varias pruebas e implementar un seguimiento de referencia sencillo a lazo abierto. Finalmente se emplearon los tres modos de vuelo desarrollados para mostrar otro esquema de seguimiento de referencia.

8.2. Trabajo a futuro

A lo largo del trabajo se identificaron varios inconvenientes en los distintos pasos del desarrollo de los controladores. Las simplificaciones realizadas restringen fuertemente la validez del modelo, y muchas de ellas podrían reconsiderarse para obtener una representación más real. El hecho de considerar las aspas totalmente rígidas (sin tener en cuenta el *blade twist*) resultó ser una de las consideraciones más fuertes. Para el caso de vuelo hacia adelante, para trabajar a mayores velocidades es necesario incluir el término del *tailplane*, que influye fuertemente en la estabilidad de la aero-

nave. La ventaja de un modelo más amplio se refleja posteriormente en la capacidad de poder analizar modos de vuelo más complejos, trabajar con diferentes diseños de helicópteros y mejorar la performance de los controladores al poder adaptarse mejor a las condiciones reales.

A pesar de que los diseños de los controladores mostró ser satisfactorio, sería deseable probar con otros esquemas, implementando otras teorías como se mencionó en la Sección 4.1. Por otro lado, el control de altitud implementado refleja la deficiencia de ambos controladores respecto al control de la altura; éste es un punto clave que necesita ser estudiado más profundamente, ya sea mejorando el controlador diseñado o analizando otras estrategias. Evidentemente, los distintos esquemas desarrollados presentan sus ventajas y desventajas ante distintos casos, y una solución general debería explotar las ventajas de cada controlador y combinarlos de la manera más óptima posible. Asimismo, sería necesario rever los diseños de los controladores si se analizan los requerimientos de aceleraciones y tiempos de establecimiento de la dinámica de la aeronave.

Teniendo en cuenta la implementación real de los controladores, se hace necesario considerar también la dinámica de los sensores y los actuadores. Por otro lado, no todas las variables del sistema se pueden medir de manera sencilla, por lo que el diseño de un estimador, que es una práctica común en el control de aeronaves, también debe incluirse en este caso.

De las dificultades más grandes encontradas al combinar los distintos modos de vuelo se menciona, como más importante, los problemas aparejados con la transición de un modo de vuelo a otro. La solución implementada en este trabajo, que consiste en la transición brusca e inmediata del uso de un controlador a otro, presenta oscilaciones en los momentos de cambio. Estas oscilaciones se observan sobre todo en la orientación del helicóptero.

En las simulaciones realizadas se observaron también problemas en la implementación del giro coordinado. Los errores en los ángulos de Euler alcanzados (en particular el ángulo de *roll*) pueden atribuirse a las grandes simplificaciones que se tuvieron en cuenta en el desarrollo de este punto de equilibrio. Esto provoca que la condición de giro coordinado, que se anule la componente lateral de la fuerza en el sistema de ejes del cuerpo, no se cumpla. Sin lugar a dudas este es un punto para rever y corregir, a modo de poder lograr implementar este modo correctamente. Empero, se lograron resultados donde la aeronave gira con el radio de giro y a la velocidad deseados.

La implementación de los controladores para estabilizar la aeronave en los distintos modos de vuelo planteados permite, luego, realizar un seguimiento de referencia a lazo cerrado, como se explicó en el Capítulo 4. En este tipo de seguimiento de referencia se genera una señal de error en algunas de las variables de control básicas en función de la

posición a la que se desea ir. Realimentando la posición del helicóptero con la posición deseada, se ajusta la señal del error y se logra el guiado de la aeronave.

Más allá de estas dificultades y los problemas presentados, los resultados obtenidos con las simulaciones son altamente positivos. Se pudo controlar esta aeronave en distintas condiciones y con distintos esquemas, y la combinación de los distintos modos de vuelo analizados permitió mostrar la gran cantidad de rutinas de vuelo que se pueden construir a partir de ellos. Estos resultados permiten sentar la base para un estudio más profundo que pueda concluir en la implementación en la vida real de un controlador autónomo para volar un helicóptero sin la necesidad de un piloto humano.

Bibliografía

- [1] D. Balmford A. R. S. Bramwell G. Done. *Bramwell's Helicopter Dynamics 2nd edition*. Oxford: Butterworth Heinemann, 2001.
- [2] MicroPilot Autopilot. *Installation and Opeartion Manual*. Canada, 2016.
- [3] E. Johnson B. Stevens F. Lewis. *Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Designs and Autonomous Systems*. USA: Wiley, 2016.
- [4] J.S. Berndt. *JSBSim. An open source, platform-independent, flight dynamics model in C++*. USA, 2011.
- [5] D.A. Caughey. *Introduction to Aircraft Stability and Control*. Ithaca, New York, USA: Sibley School of Mechanical y Aerospace Engineering, Cornell University, 2011.
- [6] T.H. Lee G. Cai B.M. Chen. *Unmanned Rotorcraft Systems*. USA: Springer, 2011. Cap. Capítulo 2. Coordinate Systems and Transformations.
- [7] J. Powell G. Franklin. *Feedback Control of Dynamic Systems (7th edition)*. England: Pearson, 2015.
- [8] J. Gadewadikar. "H-Infinity output-feedback control: application to unmanned aerial vehicle". 2007.
- [9] Kimon P. Valavanis Ioannis A. Raptis. *Linear and Nonlinear Control of Small-Scale Unmanned Helicopters*. USA: Springer, 2011.
- [10] T.N. Deaux J.D. Shaughnessy y K.R. Yenni. *Development and Validation of a Piloted Simulation of a Helicopter and External Sling Load*. USA: NASA, 1979.
- [11] W. Johnson. *Helicopter Theory*. New York: Dover Publications, 1980.
- [12] J. Jeske R. Chen. *Kinematic Properties of the Helicopter in Coordinated Turns*. USA: NASA, 1981.
- [13] Adrián Martín Rosolen. *Desarrollo de un sistema de control para vehículo no tripulado*. Bariloche, Argentina: Instituto Balseiro (UNCuyo), 2003.
- [14] D.J. Stilwell S.B. Gibson. *An \mathcal{H}_∞ Loop-Shaping Desgin Procedure for Attitude Control for an UAV*. USA: Virginia Tech, 2016.

- [15] Gopinadh Siringineedi. *Flight Controller Design for an Autonomous MAV*. India: Indian Institute of Technology (Bombay), Julio 2005.
- [16] U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration (FAA). *Helicopter Flying Handbook*. USA: FAA, 2012.