

# Capítulo 2

## Diseño Global del sistema

### En este capítulo:

Diseño global del sistema .....	9
Dinámica de la aeronave .....	11
Bibliografía .....	14

### Diseño global del sistema

Primero presentaré una descripción global del sistema y cómo los componentes se interconectan entre ellos. El diseño se centra principalmente en el apoyo a la orientación, navegación y control (GNC, de sus siglas en inglés: *Guidance, Navigation, and Control*). Una representación gráfica a nivel de bloques del sistema completo se puede observar en la siguiente figura, inspirado en un artículo de la revista Circuit Cellar<sup>1</sup>.

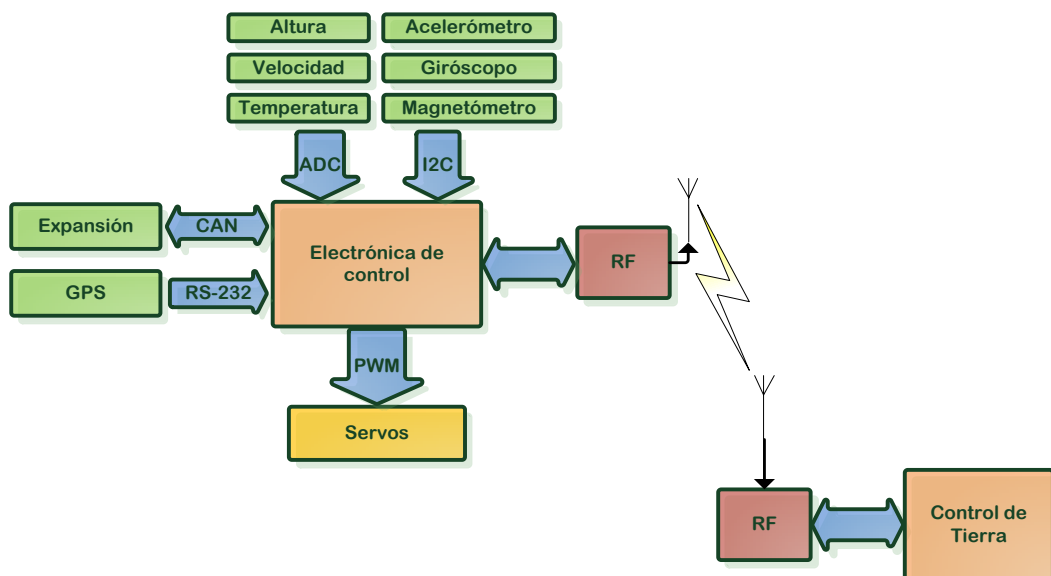


Figura 1—Diagrama de bloques del sistema

<sup>1</sup> Referencia bibliográfica: [1].

En el avión, el piloto automático realiza lectura de una variedad de sensores y lo utiliza para estabilizar el avión en vuelo: mantener la altura, mantener la velocidad, mantener vuelos rectos y nivelados, o realizar giros. El sistema tiene un modo interno que le permite navegar a través de una serie puntos de referencia predefinidos o comunicados a través del vínculo de RF desde la estación de tierra.

El piloto automático tiene tres modos de operación: Autónomo, *fly-by-wire* y Manual. En modo autónomo, el piloto automático toma el control sobre las superficies de control y gobierna por completo la aeronave. En modo manual, las superficies de control pasan a ser gobernados directamente por el piloto a través del mando de radio control. *Fly-by-wire* es un sistema que reemplaza los controles de vuelo manuales convencionales de un avión con una interfaz electrónica. Los movimientos de los mandos de vuelo del piloto son convertidos en señales electrónicas que se transmiten por cables (de ahí el término *fly-by-wire*) y la computadoras de control de vuelo determinan como se debe mover el actuador de cada una de las superficie de control para proporcionar la respuesta ordenada. El sistema *fly-by-wire* también permite el envío automático de señales por parte de las computadoras de la aeronave para realizar ciertas funciones sin que intervenga el piloto, como ayudar automáticamente a estabilizar la aeronave.

Aunque en esta primera versión del proyecto, no se dé mucho énfasis, el hardware de control de abordó integra en la PCB los componentes necesarios para dibujar sobre un video analógico información de vuelo en tiempo real y enviarlo por radio al operador de tierra. Esto permite pilotar el avión en modo manual más allá del alcance visual o en modo autónomo poder visualizar o simplemente como seguimiento y control. A continuación se muestra una imagen de cómo sería el vídeo que recibiría el operario.



Figura 2 – Vídeo recibido con información de vuelo.

El control y seguimiento del UAV se lleva a cabo desde la estación de control de tierra (ECT), que recibe y muestra la telemetría de los sensores. El equipo de tierra también incluye una emisora tradicional de RC para el despegue y aterrizaje y el control del avión en caso de avería. Toda la planificación de la misión y el control se realiza desde control de tierra, un enlace de RF bidireccional con el avión, antena y baterías. En el caso de recibir vídeo se necesita algún monitor capaz de recibir vídeo analógico o unas gafas fpv.

El componente principal del control de tierra es su software. El operador utiliza este software para interactuar con el UAV y modificar su misión y los parámetros del piloto automático mientras éste todavía se mantiene en el aire. El software del ECT se encarga de presentar la información de vuelo en google earth, donde se visualiza tanto la posición en 3D de la aeronave como de su *attitude* y se va guardando la trayectoria seguida.

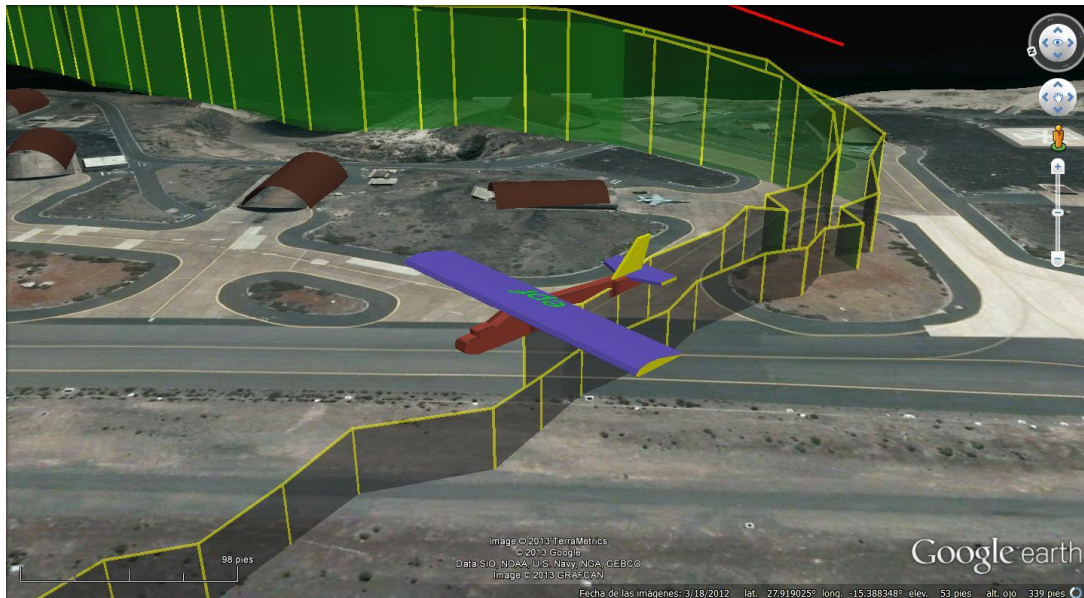


Figura 3 – Vista en google earth. Se presenta el UAV en 3D indicando la latitud, longitud, altura y attitude.

Otro componente clave del sistema es el simulador HIL (*Hardware In the Loop*). En este modo, el piloto automático substituye sus datos de los sensores por los generados en un ordenador externo donde se ejecuta un simulador profesional que simula las condiciones de vuelo real. Esto permite que el piloto automático pueda operar usando los datos simulados y por lo tanto "volar" el avión sin tener que despegar de tierra y poner en riesgo la estructura de la aeronave. Esta es una forma de verificar el correcto funcionamiento de los algoritmos del ordenador de a bordo. El piloto automático no sabe que no está volando un UAV real, simplemente se le pasan datos simulados a los algoritmos, en vez de los capturados con los sensores de a bordo y la respuesta en vez de enviarse a las superficies de control de vuelo se vuelven a introducir al simulador, donde se controlan las superficies de control de vuelo del simulador. Para el estudio y diseño del piloto automático, se han utilizado modelos muy simplificados de aerodinámica. El simulador de vuelo implementa modelos más complejos que nos permiten verificar el correcto funcionamiento del diseño.

## Dinámica de la aeronave

Debido a que a lo largo del proyecto se va a utilizar mucha nomenclatura utilizada en aeronáutica, aquí se va a explicar los términos más utilizados. Este apartado no pretende ser una explicación de dinámica de vuelo ya que sale fuera del alcance de los objetivos de esta memoria.

Una aeronave posee seis grados de libertad porque su movimiento puede implicar tanto movimiento lineal como angular con respecto a tres ejes ortogonales. Para derivar la respuesta dinámica de la aeronave frente a las perturbaciones o los movimientos de superficie de control primero hay que definir las ecuaciones diferenciales que describen su movimiento

matemáticamente. La solución a estas ecuaciones da la respuesta de la aeronave frente a las perturbaciones o a las entradas de control de las superficies de vuelo. Esto permite que el sistema de control automático de vuelo se diseñe a partir de las leyes básicas del comportamiento dinámico de la aeronave.

### Ejes de la aeronave – componentes de velocidad y aceleración

El movimiento de la aeronave viene normalmente definido con respecto a un conjunto de ejes ortogonales, conocidos como *body axes* (o ejes del cuerpo de la aeronave), que se fijan en la aeronave y se mueven con ella (vea la Figura 4).

Axis	Linear Velocity Component	Angular Velocity Component
Forward or Roll Axis, OX	Forward Velocity U	Roll Rate p
Slideslip or Pitch Axis, OY	Slideslip Velocity V	Pitch Rate q
Vertical or Yaw Axis, OZ	Vertical Velocity W	Yaw Rate r

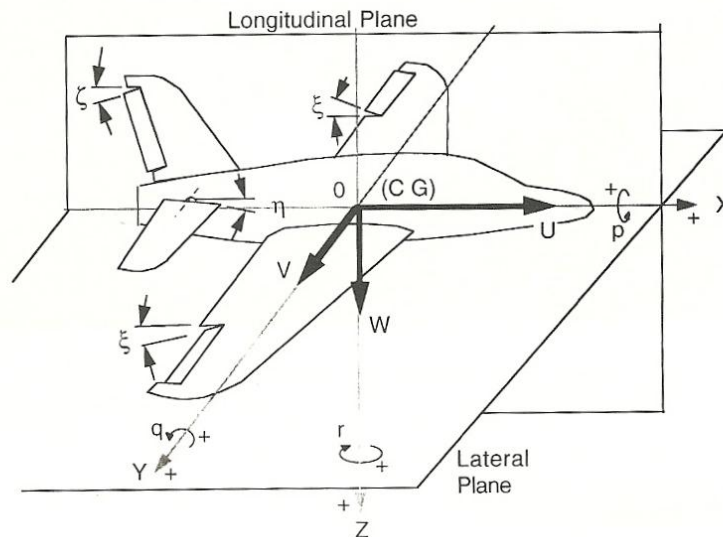


Figura 4 - Ejes de la aeronave y componentes de velocidad.

Estos ejes son elegidos por las siguientes razones:

- Las ecuaciones de movimiento con respecto a estos ejes son más simples.
- El movimiento de la aeronave puede medirse fácilmente con respecto a los ejes del cuerpo de la aeronave (*body axes*) con sensores de movimiento tales como acelerómetros y giroscopios que están montados en el propio cuerpo de la aeronave (*strapped down*).
- Los ejes del cuerpo de la aeronave son naturales para el piloto y son los ejes en los que las fuerzas de inercia se detectan durante maniobras (por ejemplo, la aceleración normal durante los giros).

Como se muestra en la Figura 4, el origen de coordenadas  $O$ , se encuentra localizado en el centro de gravedad (CG) de la aeronave.  $Ox$  y  $Oz$  forman el plano de simetría de la aeronave (plano longitudinal) donde  $Oz$  es positivo hacia abajo y  $Oy$  es positivo hacia el lector (derecha). La figura muestra los planos longitudinal y lateral de la aeronave. Se supone un marco de ejes fijo que es instantáneamente coincidente con el marco de ejes móvil y los componentes de la velocidad del centro de gravedad de la aeronave a lo largo de los ejes  $Ox$ ,  $Oy$ ,  $Oz$ . Con respecto a este marco fijo se definen la velocidad de avance,  $U$ , la velocidad de deslizamiento lateral  $V$ ,

y la velocidad vertical,  $W$ . Las correspondientes velocidades angulares de rotación del marco de ejes sobre  $OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$  son velocidad angular en roll,  $p$ , velocidad angular en pitch,  $q$ , y velocidad angular en yaw,  $r$ , respectivamente.

### Ángulos de Euler – definición de los ángulos yaw, pitch y bank

La orientación de una aeronave con respecto a un marco de ejes de referencia inercial fijo se define por los tres ángulos de Euler. Refiriéndonos a la Figura 5, nos imaginamos inicialmente la aeronave como si estuviera orientada paralela al marco de ejes de referencia fijo. Con una serie de rotaciones se lleva a su orientación actual:

1. Una rotación en el sentido de las agujas del reloj en el plano horizontal, a través del ángulo *yaw* (o rumbo)  $\Psi$ , seguido por
2. Una rotación en el sentido de las agujas del reloj sobre el eje de *pitch*, a través del ángulo *pitch*  $\Theta$ , seguido por
3. Una rotación en el sentido de las agujas del reloj sobre el eje de *roll*, a través del ángulo *bank*  $\Phi$

El orden de estas rotaciones es muy importante. Si se cambia el orden de las rotaciones se llega a una posición final distinta. Durante todo el proyecto se hará referencia a estos ángulos y se sobreentiende que el orden de las rotaciones es sobre los ejes de yaw, luego de pitch y luego de roll.

El término *attitude* (en español actitud) se va a usar mucho a lo largo del proyecto para referirse al estado de la aeronave, es decir, hace referencia a los ángulos de yaw, pitch y bank que posee la aeronave en un determinado instante de tiempo.

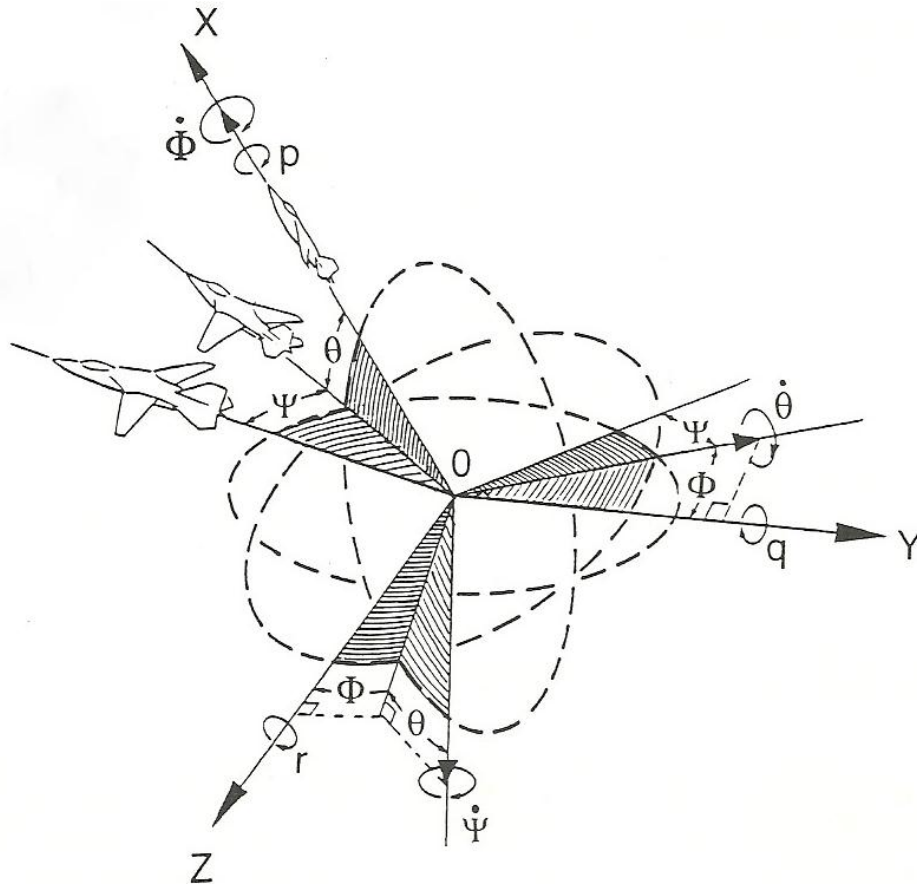


Figura 5 - Ángulos de Euler.

## Bibliografía

---

- [1] Lizarraga Mariano, Curry Renwick y Elkaim Gabriel. "Reprogrammable UAV Autopilot". Circuit Cellar. - Abril, Mayo de 2011.
- [2] Rogers Robert M. "Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems" 3ª ed. - AIAA EDUCATION SERIES.
- [3] <http://en.wikipedia.org/wiki/Fly-by-wire>