

Modelaje y Control de un vehículo aéreo (blimp)

Patiño, Diego A. I.E. Patiño, Carolina I.E. Solaque, Leonardo M.Sc. Gauthier, Alain Ph.D.
 Grupo de Investigación de Automatización de procesos - GIAP
 Universidad de los Andes. 2004.

Resumen— Este artículo muestra los avances realizados en un proyecto de un vehículo aéreo autónomo. El objetivo general del proyecto es realizar técnicas de control viables para realizar una navegación autónoma del sistema, buscando el mayor desempeño y mejor compromiso entre capacidad de cálculo, técnicas óptimas y robustas a embarcar. El dispositivo aéreo utilizada es un dirigible. En el documento se muestran diferentes aspectos del problema: Identificación del dirigible, definición del hardware y software utilizados para la instrumentación, el planteamiento de estrategias de control y algoritmos de visión artificial iniciales que permitan realizar la navegación autónoma.

Palabras claves— Robótica aérea, Blimp, dirigible, modelo, GPS, Compass, Cámara, Control, Backstepping, Segmentación, detección, seguimiento.

I. INTRODUCCIÓN

El proyecto de robótica aérea nace de la necesidad de explorar la forma de controlar un dispositivo para que éste trabaje de manera autónoma. Por ello se requiere realizar una interfaz del vehículo con un computador, de modo que la información reunida por el dirigible (blimp) pueda ser procesada para la toma de decisiones posterior.

Una forma de realizar esta interfaz es mediante el uso de técnicas de visión artificial, de esta manera se puede obtener información de profundidad y de distancia, pero antes de ello es necesario instrumentar el vehículo aéreo de forma adecuada, dotándolo de sensores como GPS y compases para que la automatización sea llevada a cabo con éxito. Para atacar todo el problema, se están analizando varios frentes: Modelo del blimp, visión artificial, etapa del control y simulación tri-dimensional. En el modelo del blimp se tratan técnicas de estudio del fenómeno físico y también se analizan modelos desacoplados del sistema para poderlos validar con un modelo real. En la etapa de visión artificial se analizan técnicas de seguimiento de trayectorias basadas en el análisis de una imagen 2D. La etapa de control estudia diferentes técnicas, como lo son las técnicas de control clásico, control adaptativo y el algoritmo de backstepping con el fin de tener un grado de comparación entre ellas. Por último la simulación tri-dimensional trata de emular el proceso real en un ambiente dado, de modo que al llevarlo a la aplicación los resultados sean similares.

En la sección II se presentarán los modelos analizados del dirigible, en la sección III características del dirigible y sensores, en la sección IV se mostrará un primer algoritmo de control, y por último en la sección V se presentan técnicas de navegación mediante visión artificial. Finalmente, se presentarán las conclusiones del trabajo realizado.

II. MODELOS PROPUESTOS

En esta sección se presentarán dos modelos del dirigible. El primero se obtiene retomando los resultados obtenidos por [2],[4],[5] en su trabajo con el dirigible Karma del LAAS - CNRS en Toulouse, Francia. Para obtener este modelo es necesario definir sistemas de referencia para luego formular un modelo dinámico y aerodinámico del dirigible. A partir de estos resultados se definirá un segundo modelo menos complejo que será el punto de partida para la construcción de las leyes de control y de los observadores necesarios para realizar el control de vuelo del dispositivo.

A. Modelo completo

1) *Sistemas de referencia:* Para establecer la cinemática se deben escoger dos espacios: el espacio terrestre y el espacio del dirigible.

En el espacio terrestre se escoge una base global B_o (Norte, Este, Abajo) y se considera que este sistema de referencia es galileano y su origen es la posición inicial del dirigible.

En el espacio del dirigible se definen dos sistemas de referencia locales. Un sistema ligado a la geometría del cuerpo con base $B(X, Y, Z)$. El eje X está orientado a lo largo del eje de revolución de la carena. El origen de este sistema de referencia la nariz del dirigible. El segundo sistema de referencia es el aeronáutico que tiene una base $B_a(X, Y, Z)$ cuyo eje X_a está orientado siguiendo la velocidad aeronáutica V_a que es la velocidad del dirigible con respecto al viento y su origen es también la nariz del dirigible. La nariz es un punto conocido para los sistemas locales y además se sitúa sobre el eje de revolución de la carena. En la figura 1 se pueden visualizar los sistemas de referencia.

2) *Estudio de la cinemática del dirigible:* Tres puntos importantes deben ser considerados para el Modelamiento. Uno de ellos es el centro volumétrico (C), normalmente es el punto donde se ubica la fuerza de empuje de Arquímedes. El centro de gravedad del dirigible (G), el cual puede ser desplazado por cambios de geometría en la carena, en las bayonetas o cambios de peso en el dirigible (combustible). El punto donde se han fijado R_d y R_a llamado nariz (N), ubicado sobre el eje de revolución de la carena. Es de notar que estos puntos son asumidos fijos. Definidos los sistemas coordenados se deben expresar las matrices de rotación que permitan llevar las posiciones de un sistema a otro. Dentro de estas matrices se encuentra la matriz de rotación J_1 que relaciona los sistemas coordenados R_o , R_d y la matriz J_2 que

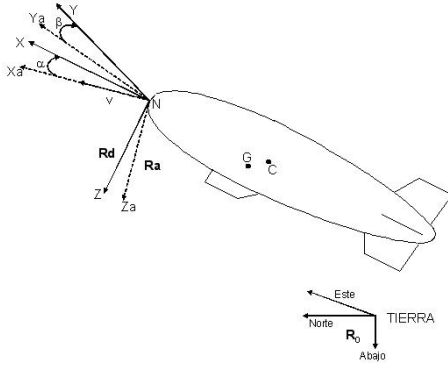


Fig. 1

SISTEMAS COORDENADOS DEL BLIMP

relaciona los sistemas coordenados R_d , R_a . Las matrices son funciones de los ángulos medidos en el sistema coordenado R_d , roll (ϕ), pitch (θ), yaw (ψ) y están dada por las ecuaciones (1) y (2) donde v_1 y v_2 son los vectores de velocidades lineales y rotacionales en los sistemas coordenados locales. Estas señales son entregadas por el GPS y el compás magnético.

$$J_1(\eta_2) = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} K_{11} &= \cos \psi \cos \theta \\ K_{12} &= -\sin \psi \cos \phi + \sin \phi \cos \psi \sin \theta \\ K_{13} &= \sin \phi \sin \psi + \sin \theta \cos \psi \cos \phi \\ K_{21} &= \cos \theta \sin \psi \\ K_{22} &= \cos \psi \cos \phi + \sin \theta \sin \psi \sin \phi \\ K_{23} &= -\cos \psi \sin \phi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ K_{31} &= -\sin \theta \\ K_{32} &= \cos \theta \sin \phi \\ K_{33} &= \cos \theta \cos \phi \end{aligned}$$

$$J_2(\eta_2) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Este modelo puede ser llevado a una estructura paramétrica como se muestra en la ecuación (3).

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_1(\eta_2) & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & J_2(\eta_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Esta relación tiene una singularidad en $\theta = \pi/2$, pero para un dirigible que tiene una buena estabilidad aerodinámica es difícil que se presente.

3) *Estudio de la dinámica del dirigible:* Las ecuaciones dinámicas se determinan para el punto N, es decir la nariz del dirigible. Se parte de la primera ley de Newton con las siguientes consideraciones:

- El dirigible se considera como un sólido.
- Sólo se considera la carena (elipsoide).
- La inercia de la góndola se desprecia.

- La inercia de los alerones se considera como nula.

El modelo dinámico del dirigible está dado por la ecuación (4).

$$M_d \dot{v} = T_p - g(\eta) - T_d(v) - T_a(v_A) \quad (4)$$

Donde,

- $\eta = [\eta_1 \eta_2]^T$ es el vector de posiciones.
- $v = [v_1 v_2]^T$ es el vector de velocidades.
- M_d es la matriz de masas del dirigible.
- T_p es el torque de propulsión vectorizada.
- $g(\eta)$ es el torque aerostático.
- $T_d(v)$ es el torque centrífugo y de coriolis.
- $T_a(v_A)$ es el torque aerodinámico.

La matriz de masas e inercias en la nariz del dirigible es M_d y está dada por (5).

$$M_d = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & mz_g & 0 \\ 0 & m & 0 & -mz_g & 0 & mx_g \\ 0 & 0 & m & 0 & -mx_g & 0 \\ 0 & -mz_g & 0 & I_x & 0 & -I_{xz} \\ mz_g & 0 & -mx_g & 0 & I_y & 0 \\ 0 & mz_g & 0 & -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

Donde, x_g y z_g dan la posición del centro de gravedad con respecto a la nariz, m es la masa total del dirigible e I son los momentos de inercia.

El torque de propulsión vectorizada es un vector que está dado por la ecuación (6).

$$T_p = \begin{bmatrix} F_M \cos \mu \\ 0 \\ -F_M \sin \mu \\ 0 \\ F_M O_Z \cos \mu + F_M O_X \sin \mu \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Donde F_M es la fuerza motriz generada por los motores y μ es el ángulo de vectorización de los motores. O_x y O_z son las coordenadas de los motores respecto al centro de gravedad.

El torque estático agrupa las fuerzas y los movimientos que se deben a la fuerza de empuje de Arquímedes y al peso. Esta representado por la ecuación (7).

$$g(\eta) = \begin{bmatrix} (F_G - F_B) \sin \theta \\ -(F_G - F_B) \cos \theta \sin \phi \\ -(F_G - F_B) \cos \theta \cos \phi \\ z_G F_G \sin \phi \\ z_G F_G \sin \theta + (x_G F_G - x_C F_B) \cos \theta \cos \phi \\ (x_G F_G - x_C F_B) \cos \theta \sin \phi \end{bmatrix} \quad (7)$$

Donde F_G es la fuerza de gravedad, F_B es la fuerza de empuje, x_g y z_g dan la posición del centro de gravedad con respecto a la nariz, x_c es la posición del centro de volumen respecto a la nariz.

El torque centrífugo y de coriolis se define en función de la masa total del dirigible, las velocidades lineales y angulares y los momentos de inercia sobre el blimp.

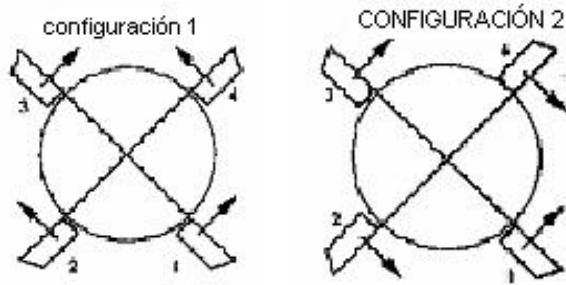


Fig. 2
CONFIGURACIÓN DE LOS ALERONES

El torque aerodinámico se obtiene con el planteamiento de hipótesis de un cuerpo cualquiera que está en movimiento dentro de un fluido posee las siguientes condiciones:

- 1) Velocidad aerodinámica pequeña, número de Mach muy confiable, la densidad y la viscosidad del fluido son constantes
- 2) El interior de la carena, los movimientos de helio que se inducen debido a las aceleraciones del dirigible son despreciados por el tamaño

Este torque está dado por la ecuación que se muestra en (8).

$$T_d(v_A) = Av'_A - D_1(v_2)v_A + T_{sta}(v_a)^2 \quad (8)$$

Donde Av'_A representa los fenómenos que dependen de las aceleraciones, $D_1(v_2)v_A$ representa los fenómenos que traducen las composiciones “traslación - rotación” y “rotación - rotación” y por último $T_{sta}(v_a)^2$ representa los esfuerzos y los momentos estacionarios en la nariz del dirigible.

La influencia de los alerones consiste en modificar los esfuerzos de roll, pitch y yaw. El dirigible tiene cuatro alerones que forman un ala tipo delta y tienen dos configuraciones posibles que se muestran en la figura 2. De esta forma se puede realizar un estudio del modelo, siguiendo las ecuaciones nombradas.

B. Modelo menos complejo

Debido a la complejidad y a la no linealidad del modelo descrito anteriormente, además de las hipótesis y parámetros poco conocidos y que pueden variar, se formula un nuevo modelo a partir de la mecánica clásica de Newton en el que lo que no se modela se considera como incierto y se debe incluir entonces en un término de ruido.

Si se considera la teoría desarrollada para el modelo anterior y se simplifican los comportamientos aerodinámicos, es decir $\alpha = \beta = 0$ y V_a pequeña, se puede formular el modelo menos complejo.

Las fuerzas que se van a considerar son:

- F_h : fuerza de empuje de Arquímedes
- F_m : fuerza proporcionada por los propulsores

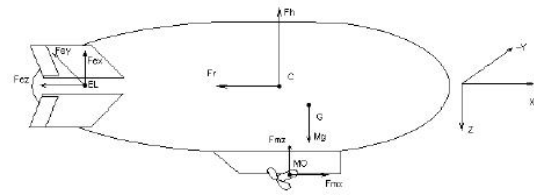


Fig. 3
FUERZAS QUE ACTÚAN SOBRE EL DIRIGIBLE

- F_R : fuerza de rozamiento del dirigible, debido al desplazamiento dentro de un fluido
- F_e : fuerza ejercida por los alerones
- F_p : fuerza debida al peso del dirigible
- M : masa total del dirigible

F_m tiene componentes en el plano XZ . La expresión de F_m está dada por la ecuación (9).

$$F_m = \left((F_{mx})^2 + (F_{mz})^2 \right)^{1/2} \quad (9)$$

con $F_{mx} = F_m \cos \mu$ y $F_{mz} = F_m \sin \mu$.

De la misma manera, F_e tiene componentes en el plano XZ si se trabaja con la configuración 1 de los alerones y tiene componentes en el plano XY si se está trabajando con la configuración 2. Entonces se tiene que la fuerza F_e se puede descomponer según la ecuación (10):

$$\begin{aligned} F_{ex} &= K_{ee}F_e + K_{eg}F_e \\ F_{ey} &= K_{egy}F_e \\ F_{ez} &= K_{eez}F_e \end{aligned} \quad (10)$$

Donde K_{ee} , K_{eg} , K_{egy} y K_{eez} son variables que dependen de δ_e , δ_g , δ_y y δ_e respectivamente.

En la figura 3 se muestran todas las fuerzas que actúan sobre el dirigible.

Para obtener la ubicación y la orientación del dispositivo, se debe realizar ahora una sumatoria de fuerzas y de momentos.

1) *Sumatoria de fuerzas*: Se deben hacer sumatorias de fuerzas en las tres direcciones de los ejes.

- Sumatoria de fuerzas en X :

La ecuación (11) expresa la sumatoria de fuerzas en X

$$F_{mx} - F_r - F_{ex} + \text{ruido} = M\dot{V}_a = M\ddot{X} \quad (11)$$

Donde F_r depende de la velocidad aerodinámica del dirigible entre otros.

- Sumatoria de fuerzas en Y :

La ecuación (12) expresa la sumatoria de fuerzas en X

$$F_{ey} + \text{ruido} = M\ddot{X} \quad (12)$$

- Sumatoria de fuerzas en Z :

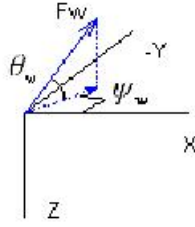


Fig. 4

FUERZA DEBIDA AL VIENTO EXTERIOR

La ecuación (13) expresa la sumatoria de fuerzas en Z

$$M_g - F_h - F_{ez} - F_{mz} + \text{ruido} = M\ddot{Z} \quad (13)$$

Las ecuaciones presentadas anteriormente informarán la ubicación del dirigible en cualquier momento. Para conocer la orientación del mismo, se plantean entonces las sumatorias de momentos en cada uno de los planos (XY, XZ, YZ).

2) *Sumatoria de momentos*: Para realizar la sumatoria de momentos hay que tener en cuenta que los puntos importantes son el centro de volumen C , el centro de gravedad G , MO y EL . Estos puntos son importantes porque es donde se aplican las fuerzas y para plantear las ecuaciones de momentos referenciados en C se debe conocer de manera aproximada su posición. Por esta razón se asumirá que el dirigible es un cuerpo rígido, que la fuerza de empuje de Arquímedes está aplicada en C , la fuerza F_e es la que resulta de los cuatro alerones y está ubicada en el eje de revolución del dirigible. El momento generado en sentido de las manecillas del reloj es negativo y viceversa.

- Sumatoria de momentos en el plano XZ :

La ecuación (14) expresa la sumatoria de momentos en XZ

$$F_{mx}d_{mx} + F_{mz}d_{mz} + F_{ex}d_{ex} - M_g d_{Mg} - F_{ez}d_{ez} + \text{ruido} = J_{XZ}\ddot{\theta} \quad (14)$$

- Sumatoria de momentos en el plano XY :

La ecuación (15) expresa la sumatoria de momentos en XY

$$F_{ey}d_{ey} + \text{ruido} = J_{XY}\ddot{\psi} \quad (15)$$

- Sumatoria de momentos en el plano YZ :

La ecuación (16) expresa la sumatoria de momentos en YZ

$$\sum \tau = J_{YZ}\ddot{\phi} \quad (16)$$

Los motores proporcionan la misma fuerza y la góndola produce una estabilidad del dirigible, entonces el torque generado alrededor de Z es igual a cero y por lo tanto $0 + \text{ruido} = J_{YZ}\ddot{\phi}$. El viento exterior se asume que se aplica en el centro de la carena de tal forma que no existirán pares debido al viento pero sí desplazamiento adicional en las direcciones X, Y y Z . Se conoce entonces la magnitud F_w y las orientaciones en los planos XY (θ_w) y XZ (ψ_w). Esto se ilustra en la figura

4. De esta figura se pueden deducir las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} F_{wx} &= F_w \cos \psi_w \cos \theta_w \\ F_{wy} &= F_w \sin \psi_w \cos \theta_w \\ F_{wz} &= F_w \sin \theta_w \end{aligned} \quad (17)$$

Finalmente, las ecuaciones se tiene el conjunto de ecuaciones (18).

$$\begin{aligned} \dot{X} &= V_X + \text{ruido} \\ \dot{Y} &= V_Y + \text{ruido} \\ \dot{Z} &= V_Z + \text{ruido} \\ \dot{V}_X &= (F_{mx} - F_r - F_{ex} + \text{ruido})/M \\ \dot{V}_Y &= (F_{ey} + \text{ruido})/M \\ \dot{V}_Z &= (M_g - F_h - F_{ez} - F_{mz} + \text{ruido})/M \\ \dot{\phi} &= W_\phi + \text{ruido} \\ \dot{\theta} &= W_\theta + \text{ruido} \\ \dot{\psi} &= W_\psi + \text{ruido} \\ \dot{W}_\phi &= \text{ruido}/J_X \\ \dot{W}_\theta &= (F_{mx}d_{mx} + F_{mz}d_{mz} + F_{ex}d_{ex} - M_g d_{Mg} + \\ &\quad - F_{ez}d_{ez} + \text{ruido})/J_y \\ \dot{W}_\psi &= (F_{ey}d_{ey} + \text{ruido})/J_Z \end{aligned} \quad (18)$$

III. CARACTERÍSTICAS DEL DIRIGIBLE Y DE LOS SENSORES

El diseño de un robot aéreo más ligero que el aire impone restricciones de peso y de consumo de potencia en el diseño del sistema de propulsión, el procesador y los sensores. Si se mantiene el peso de la electrónica a lo mínimo, por lo tanto es necesario componentes básicos para realizar el sensado de bajo peso. Esta sección describe los componentes de hardware utilizados y una descripción breve de cada uno junto con la interacción para lograr el objetivo propuesto de vuelo autónomo.

A. Estructura del dirigible

El blimp utilizado para el estudio y el control está hecho de un material de nylon y sus dimensiones son de 10 metros de largo por 2.1 metros de diámetro, posee una góndola equipada con motores de gasolina y con un ángulo de vectorización de 360° , en el cual se pueden mover los motores, posee dos tanques que permiten una hora de autonomía, un starter eléctrico, 4 colas con 4 servo-motores y un sistema de radiofrecuencia a $40MHz$ para manejar el dirigible mediante un control remoto, además de un sistema de seguridad electrónico mediante un microcontrolador y un sistema de seguridad manual mediante una cuerda de 100m y una válvula la cual es comandada por control remoto, la carga paga del blimp (carga que soporta fuera de su peso) es alrededor de $9.5Kg$ al nivel del mar y según cálculos mecánicos se reduce a un 75% del valor nominal a una altura como la que presenta la ciudad de Bogotá, por lo tanto se estaría hablando de una carga paga de $7.2Kg$ a una altura de $2600m$.

Un plano de las distribuciones de las dimensiones se muestra en la figura 5. Para capturar las señales que se

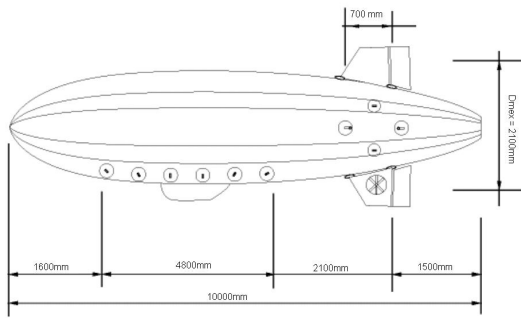


Fig. 5
DIRIGIBLE ADQUIRIDO

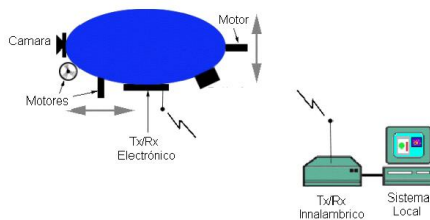


Fig. 6
SISTEMA DEL BLIMP CONTROLADO

necesitan, con el objetivo de realizar el control del vuelo, se instrumenta el dirigible con varios equipos. Estos, inicialmente, tratan de un GPS (Global Position System), una cámara y un compass junto con un computador portátil a bordo, de modo que se pueda realizar un control discreto para que este siga una trayectoria dada. Todas las señales proporcionadas por los sensores van a un computador portátil para ser procesadas y se produzca una toma de decisión.

La figura 6 muestra el blimp con el sistema básico de funcionamiento. Se puede observar que está compuesto por una estación terrestre o sistema local, una estación aérea, sensores y motores. La estación terrestre se encarga de realizar el monitoreo de las variables disponibles para la medida (Posición, Velocidades), mientras la estación aérea se encarga de la parte de toma de decisiones y toma de datos, de allí salen las señales de control para los motores, los cuales son los actuadores del sistema.

A continuación describiremos en detalle cada uno de los sensores utilizados en este sistema.

B. GPS - Global Position System

El sistema de posicionamiento global (GPS) es un sistema de navegación basado en satélites operado y mantenido por el departamento de defensa de los Estados Unidos. El GPS consiste en una constelación de 24 satélites alrededor del mundo, 24 horas y cubrimiento tridimensional [12].

En este caso se utilizará el GPS para realizar adquisición de

posición tridimensional (X, Y, Z) y de velocidades (u, v, w). De acuerdo al diseño y características del dispositivo aéreo blimp, el GPS necesario debe poseer un bajo consumo de potencia, un desempeño confiable a temperaturas extremas, un protocolo de comunicación adecuado, alta precisión y preferiblemente diferencial ya que este tipo de GPS posee una retroalimentación para mejorar la precisión y además pequeñas dimensiones. Según estos criterios se escoge un módulo que posee una precisión horizontal menor de 6 metros y en altitud menor de 5 metros, además aguanta una altitud máxima de 18000 metros y una velocidad de $515m/s$

C. Compass

Este dispositivo de instrumentación se basa en la medición de campos magnéticos por medio de magnetómetros, lo que hace es detectar el campo magnético terrestre y de acuerdo a ello obtener una medición de desviación de ángulo de acuerdo a la referencia de los polos magnéticos de la tierra [13]. Con este dispositivo se pueden obtener los ángulos de *pitch*, *roll* y *yaw* θ, ϕ, ψ , mencionados anteriormente en el modelo.

Para el diseño que se requiere un nivel de referencia dada, por lo tanto el compass proporcionado debe poseer una *corrección de cero* para que pueda empezar a medir desde este nivel y además que posea un sensor de giro con el objetivo de obtener todos los ángulos deseados. El compass debe tener una salida a un procesador, una alta precisión, poca distorsión, bajo peso y bajo consumo de potencia.

Dados los requerimientos impuestos, el compass escogido debe poseer una resolución de 0.1° en el ángulo de *pitch* y en el ángulo de *yaw*. Además debe tener un rango amplio de operación en el campo magnético de $\pm 80\mu T$ [Micro-Teslas]. El compass utilizado se comunica a través del puerto del computador serial por un protocolo RS232.

D. Cámara

La cámara se utiliza para realizar la toma de imágenes aéreas para el posterior análisis de las mismas. Para los propósitos se requiere una adquisición rápida de la imagen, un tratamiento efectivo mediante la estación aérea, una resolución necesaria y una buena precisión.

Para ello se requiere una cámara que posea una resolución de 390×392 Pixels, debe soportar por lo menos 5 cuadros por segundo, poseer un mapeo de 10 bits en escala de grises o 24 bits en modo RGB, además debe tener una autosincronización. La cámara se prefiere diseñada para aplicaciones industriales y la autosincronización será muy útil si se desea realizar una triangulación para algún mapeo tridimensional del ambiente alrededor del blimp.

Los dispositivos GPS, Compass y Camara se conectan a una tarjeta procesadora y con capacidad de dos puertos seriales RS232 y un espacio para una tarjeta PCI de modo que pueda recibir las señales de los tres sensores al mismo tiempo

y analizarlos según las leyes de control que se nombrarán en los apartados posteriores.

Este procesador mediante un software de manejo de datos realizado en C++ realiza los algoritmos necesarios para el vuelo autónomo del blimp, de forma que se tiene una fusión sensorica de datos y un control diseñado con los modelos anteriores y ajustado de acuerdo con la respuesta real del dispositivo. La cámara recolecta imágenes de modo que haya un tratamiento digital de las mismas y se pueda reconocer lo que hay en ellas para que siga una trayectoria dada, por ejemplo un rio o una carretera. Este ítem está en estudio y se plantean los algoritmos iniciales que se describirán en la siguiente sección.

IV. TÉCNICAS DE CONTROL

La potencia de los motores propulsores, su vectorización y la configuración de los alerones son variables importantes que se deben conocer para poder realizar un control de vuelo adecuado para el dirigible. En esta sección se presentará una primera aproximación de este control que consiste en la aplicación de una técnica clásica de control (PID) [15].

En la sección anterior se presentaron dos posibles modelos del comportamiento dinámico del dirigible: un primer modelo matemático complejo y no lineal y un modelo más simple y lineal que tiene un término en donde se incluyen todos los supuestos. Para este último modelo, se hace entonces necesario hacer una estimación del modelo y un cálculo de la ley de control en cada instante de tiempo, es decir que se deben aplicar técnicas de control adaptativo. En este caso es muy importante conocer cuáles son los datos que recogen los sensores y en qué formatos son entregados y así evaluar la necesidad de utilizar un observador de estados.

A. Ley de control clásica - Control de velocidad

Para poder realizar el control de la velocidad del dirigible, se debe tener primero un modelo que exprese matemáticamente su comportamiento. En este caso este modelo se va a simplificar suponiendo:

- Se supone que los ángulos aeronáuticos (α, β) son despreciables.
- Se supone que la fuerza de arrastre está dada por la ecuación (19).

$$F_r = K_r V^2 \quad (19)$$

- No se tendrán en cuenta las variaciones inducidas por los alerones, es decir F_{ex} que es la fuerza inducida por los alerones

Se tienen entonces las ecuaciones (20) para la sumatoria de fuerzas en X .

$$\sum F_X = M\ddot{X} \\ F_{mx} - F_r - F_{ex} = M\dot{V}_{Xd} = M\ddot{X}_{Xd} \quad (20)$$

Donde $F_{mx} = F_m \cos(\mu)$, F_m es la fuerza de propulsión y μ es el ángulo de vectorización.

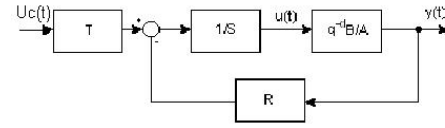


Fig. 7

ESTRUCTURA DE CONTROL DE LAZO CERRADO

Como se puede ver en este caso se presentan no linealidades que se pueden linealizar haciendo $\cos \mu \approx k_1$ y $V^2 \approx k_2 V$. El modelo se puede escribir entonces según la ecuación (21) únicamente si se tiene los valores de k_1 y k_2 en cada momento.

$$M\dot{V}_{Xd} = \Delta k_1 F_m - \Delta k_2 V_{Xd} \quad (21)$$

De esta ecuación se puede despejar \dot{V}_{Xd} quedando la ecuación (22).

$$\frac{d}{dt} V_{Xd} = -a V_{Xd} + b F_m \quad (22)$$

Donde $a = \frac{k_2}{M}$ y $b = \frac{k_1}{M}$.

La estructura del sistema de control en lazo cerrado se muestra en la figura 7. Para realizar el cálculo del regulador se tienen que tener en cuenta las siguientes etapas:

- Determinación del modelo discreto del dirigible $\left(\frac{q^{-d}B(q^{-1})}{A(q^{-1})} \right)$
- Especificación del comportamiento deseado $(P(q^{-1}))$
- Cálculo de los parámetros del controlador $(R(q^{-1}))$, $(S(q^{-1}))$, $(T(q^{-1}))$: se hará por el método de desplazamiento de polos

Cálculo de los parámetros del PI

$$\frac{b_1 q^{-1}}{1 + a_1 q^{-1}} \Leftrightarrow \frac{b}{a + p} \\ a_1 = -e^{-te^a} \\ b_1 = (b/a)(1 - e^{-te^a}) \\ P(q^{-1}) = 1 + p_1 q^{-1} + p_2 q^{-2} \quad (23) \\ T(q^{-1}) = R(q^{-1}) \\ R(q^{-1}) = r_0 + r_1 q^{-1} \\ S(q^{-1}) = 1 + s_1 q^{-1}$$

La ley de control está dada por la ecuación (24).

$$S(q^{-1}) u(t) = T(q^{-1}) u_c(t) - R(q^{-1}) y(t) \quad (24)$$

El comportamiento de la salida V_{Xd} se presenta en la figura 8. Siguiendo este mismo método se hace el control de altitud para el que se tiene que conocer la altura en la que se encuentra el dirigible respecto al sistema de referencia global R_0 y a la vez se tiene que garantizar una velocidad estable de tal manera que se pueda realizar un desacople para obtener un modelo lineal simplificado que represente matemáticamente el comportamiento de esta variable. Igualmente para el control de orientación, en donde se tienen que conocer las medidas en

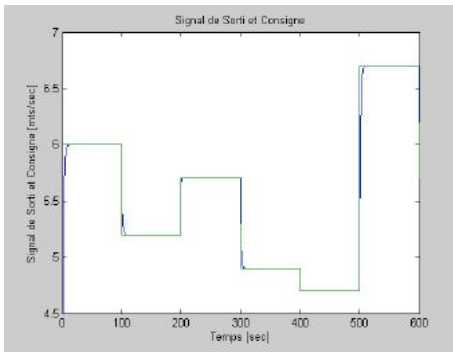


Fig. 8

SEÑALES DE REFERENCIA Y VELOCIDAD

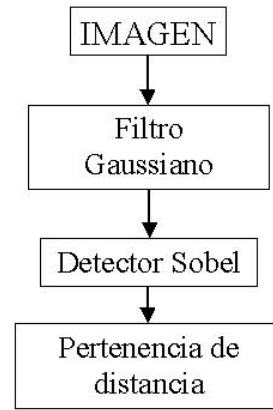


Fig. 9

ALGORITMO PARA EXTRACCIÓN DE COORDENADAS

el sistema de referencia local del dirigible R_d y de la misma forma garantizar una velocidad estable para poder hacer un desacople.

B. Otras perspectivas de control

En esta sección se pretende presentar una idea básica del algoritmo de backstepping utilizado en control [8].

A diferencia de otros esquemas de control no lineal, backstepping es una metodología de diseño recursiva. Con esta metodología, la construcción de las leyes de control realimentado y de las funciones de Lyapunov asociadas es sistemática. Propiedades fuertes de estabilidad global y local y de seguimiento se generan en el sistema no lineal en un número de pasos que no es mayor al orden del sistema. Mientras que los métodos de linealización de realimentación requieren modelos precisos y muchas veces se cancelan no linealidades útiles, en los diseños basados en backstepping se pueden escoger las herramientas para que estas no linealidades sean más cómodas de tratar y para evitar cancelaciones innecesarias.

Para que el método de backstepping se pueda aplicar, las ecuaciones diferenciales que describen la dinámica del sistema deben tener una estructura dada de realimentación pura como se ve en la ecuación (25).

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1 &= f_1(x_1, x_2) \\
 &\vdots \\
 \dot{x}_{n-1} &= f_{n-1}(x_1, \dots, x_{n-1}, x_n) \\
 \dot{x}_n &= f_n(x_1, \dots, x_n, u)
 \end{aligned} \tag{25}$$

Esto es necesario debido a que la ley de control, $u(x)$, se construye de una forma recursiva con el objetivo de llevar el vector de estado x al origen.

Para empezar, x_2 se considera como un *control virtual* del subsistema escalar \dot{x}_1 . Una función estabilizadora $\phi_1(x_1)$ se determina de tal manera que $\dot{x}_1 = f_1(x_1, \phi_1(x_1))$ tenga las propiedades de estabilidad deseadas. Sin embargo, x_2 no está disponible para el control. La propiedad clave de

backstepping es que ofrece una forma constructiva de reenviar la demanda de control $x_2 = \phi_1(x_1)$ a una nueva ley de control virtual $x_3 = \phi_2(x_1, x_2)$. Si esto se puede satisfacer, x_1 y x_2 serán llevados al origen. Este procedimiento recursivo se repite hasta que la variable de control real u se alcance después de n pasos, en el que una ley de control estabilizadora $u = \phi_{n-1}(x)$ ha sido construida.

Junto con la ley de control, una función de Lyapunov se construye, probando la estabilidad del sistema en lazo cerrado.

V. TÉCNICAS DE NAVEGACIÓN MEDIANTE VISIÓN ARTIFICIAL

La idea de esta sección es describir una manera inicial de extraer información en una imagen dada para obtener una trayectoria deseada de seguimiento, en otras palabras lo que se desea es seguir de manera aérea un patrón terrestre.

Para lograr este objetivo se utiliza la cámara que se menciona en la sección anterior de forma monocromática para que los cálculos de trayectoria se realicen de una manera más sencilla. Acá se mostrará la forma de analizar una imagen para obtener las coordenadas X, Y a seguir por el dirigible. La coordenada Z se asume constante, o se puede obtener por medio de otro criterio diferente, inicialmente un criterio subjetivo.

El algoritmo analizado para la extracción de coordenadas se muestra en la figura 9. Este algoritmo trata de pasar la imagen por un filtro pasa-bajos para que se produzca la eliminación de ruido, luego se pasa por un filtro pasa-altos para la detección de bordes, luego se realiza una umbralización con el objetivo de segmentar un poco la imagen y por último mediante un criterio de distancia en la recta real y su pertenencia a la misma, se escoge la trayectoria a seguir y por lo tanto las coordenadas X, Y . A continuación se describe con un poco de detalle cada una de las partes del algoritmo.

1) *Filtro gaussiano*: Este filtro es un pasa-bajos con el cual se realiza una reducción de ruido producido por la adquisición de la imagen. En ausencia de información, se modela como un ruido gaussiano o un proceso estocástica de orden cero. Cada pixel se toma como la imagen adherida a una variable aleatoria, distribuida con una función gaussiana de media cero y desviación estándar constante e independiente.

El kernel de filtro gaussiana se puede obtener mediante una creación de una mascara de tamaño $m \times m$ la cual sigue la ecuación (26).

$$I_G = \sum_{h=-\frac{m}{2}}^{\frac{m}{2}} e^{-\frac{h^2}{2\sigma^2}} \sum_{k=-\frac{m}{2}}^{\frac{m}{2}} e^{-\frac{k^2}{2\sigma^2}} I(i-h, j-k) < \quad (26)$$

Donde I representa la imagen original, I_G la imagen filtrada y σ la desviación estándar con la que se asume el ruido en la imagen. Luego de aplicar este filtro se tiene otra imagen lista para el siguiente paso en el algoritmo anteriormente mencionado.

2) *Detector de Sobel y umbralización*: Luego que la imagen pasa por un filtro pasa-bajos, en este caso un filtro gaussiano se procede a aplicar un filtro pasa-altos el cual ayuda a detectar los bordes para en la etapa posterior obtener la trayectoria.

El filtro de Sobel trata de una detección de líneas verticales y horizontales de la imagen y luego mediante algún criterio de distancia obtener el gradiente de la imagen, ya que este detecta los cambios bruscos que se presentan en esta. Esta etapa se realiza mediante la mascara de convolución que se muestra en la ecuación (27) [14].

$$\begin{bmatrix} -1 & -2 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 2 & 1 \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -2 & 0 & 2 \\ -1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (27)$$

Después de pasar la imagen por la mascara de convolución se utiliza la ecuación (28) para obtener la magnitud del gradiente y de allí se sacan los bordes proporcionados por la imagen.

$$G(i, j) = \sqrt{I_1^2(i, j) + I_2^2(i, j)} \quad (28)$$

La etapa posterior es una umbralización de la imagen donde se toma un umbral dado en la escala de grises y se clasifica en dos modos, en otras palabras la imagen de vuelve binaria, luego se pasa a la etapa de extracción de coordenadas de posición.

3) *Segmentación por distancia*: Cuando la imagen se encuentra en forma binaria, se realiza un análisis por filas y de acuerdo con un pixel semilla que se inserte se procede a detectar cual es la parte de la imagen que se tiene más cercana al pixel semilla, luego se sitúa la nueva semilla para la siguiente detección de la coordenada en el nuevo punto sumado con un offset debido a las condiciones que presente el ambiente y se repite el proceso. En otras palabras lo que se detecta es el pixel binario de valor diferente al que posee el pixel semilla. Con esto se forma una imagen con la trayectoria de la cual se extraen las posiciones X, Y que debe seguir el dirigible.

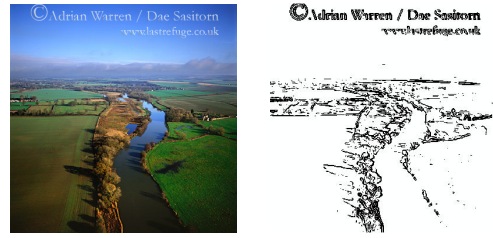


Fig. 10
IMAGEN BINARIZADA

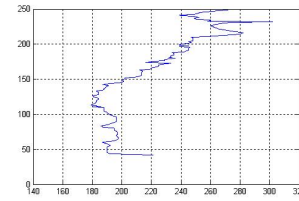


Fig. 11
TRAYECTORIA A SEGUIR

A continuación se muestra un resumen de esta parte del algoritmo:

- 1) Insertar un pixel semilla.
- 2) Recorre la fila del pixel semilla.
- 3) Seleccionar el pixel blanco más cercano a este.
- 4) Llamar a este, el nuevo pixel semilla.
- 5) Repetir el proceso hasta que se recorra toda la imagen o supere el nivel de tolerancia, el cual representa cada cuanto se debe actualizar el cuadro.

Este algoritmo posee la ventaja que no necesita tomar imágenes de forma constante, sino que simplemente de acuerdo a una imagen se traza la trayectoria a seguir. Cuando el dirigible cumpla esta trayectoria se vuelve a tomar otra imagen y se repite el proceso.

Para probar la validez de este algoritmo, se analizan una serie de imágenes aéreas del río Thames, tomadas desde una altura de aproximadamente 70m. La imagen original se muestra en primera gráfica de la figura 10.

La segunda gráfica de la figura 10 muestra la imagen pasada por el filtro gaussiano, el detector de Sobel y la umbralización. La figura 11 muestra la imagen con gráfica de la trayectoria a seguir de acuerdo con un pixel semilla previamente insertado.

VI. CONCLUSIONES Y PERSPECTIVAS

Los desarrollos descritos en este artículo corresponden a la primera fase del proyecto de vehículo aéreo autónomo. Se presentaron dos tipos de modelos, uno completo y uno simple sobre el cual se realizaron las primeras pruebas de algoritmos de control, junto con algoritmos de planificación de trayectorias. Igualmente se realizó una caracterización del dirigible y de los sensores necesarios.

El primer modelo es más parecido al entorno real y además posee muchas variables a identificar y por lo tanto su validación exige pruebas aerodinámicas, de esta manera el segundo modelo es más apropiado para la etapa de diseño de controladores iniciales.

La fusión sensorica muestra la medición de las variables básicas del dirigible, las cuales en una etapa inicial de pruebas son suficientes para el correcto desarrollo de los controles diseñados y realizar la planificación de trayectorias adecuadas.

La técnica clásica utilizada para el diseño del controlador es de aplicación sencilla y además genera un resultado adecuado sobre el modelo simple, en este caso se realiza el control sobre la velocidad en el eje X, pero de igual forma se pueden realizar controles a lo largo de las otras direcciones, además de realizar controles de posición.

En cuanto a las técnicas de visión artificial nombradas, los resultados son satisfactorios, por lo tanto el tratamiento de imágenes para planificación de trayectorias es un buen camino para abordar este tema del proyecto, de igual forma se requiere una resolución y unas condiciones específicas para su correcto funcionamiento.

Las perspectivas inmediatas del proyecto son la investigación y simulación de otros algoritmos de control, realizar la implementación electrónica y la implementación de algoritmos de control y de navegación en el blimp con expectativas a hacer el decolaje, seguimiento de una trayectoria planificada y aterrizaje.

REFERENCIAS

- [1] Mohinder S. Grewal, Angus P. Andrews, *Kaman Filtering, theory and Practice*, Prentice Hall, 1993.
- [2] Arévalo M., *Modelaje, identificación y simulación del sistema de vuelo de un dirigible*, Universidad de los Andes, 2003.
- [3] Solá Juan *Reconstruction de l'état d'un microdhone par fusion de données*, Rapport DEA., 2003.
- [4] Hygounenc E., *Modélisation et commande d'un dirigeable pour le vol Autonome*, Thèse, rapport LAAS No. 035502, 2003.
- [5] Hygounenc E., Jung I-K., Souères P., Lacroix S., *The autonomous blimp project at LAAS/CNRS: Achievements in flight control and terrain mapping*, Rapport LAAS N°03181, Abril 2003.
- [6] Hygounenc E., Souères P., *Automatic airship control involving backstepping techniques*, IEEE International Conference on Systems Man and Cybernetics (SMC'02), Hammamet (Túnez), Octubre 2002.
- [7] Hygounenc E., Souères P., *Developments on autonomous airship control at LAAS/CNRS*, AIAA 14th Lighter-Than-Air Technical Committee Convention & Exhibition, Akron (USA), Julio 2001.
- [8] Benasker A. R., Desbiens A., *Backstepping-based adaptive PID control*, Department of Electrical and Computer Engineering, Université Laval, Quebec City (Québec), Canada.
- [9] Mark W. Spong, M. Vidyasagar, *Robot dynamics and control, chapter 2*, Jhon Wiley & Sons, 1989.
- [10] Srinivas Adussumilli and Daniel E. Rivera, *A methodology for integrated system identification and PID controller design*, Departament of Chemical, Bio and Materials Engineering and Control System Engineering Laboratory. Computer Integrated Manufacturing System Research Center - Arizona State University.
- [11] H. Wang and S. Daley, *Identification and adaptive control of SISO singular systems*, Int. J. Systems Sci., Vol. 24, No. 9, pag 1791-1801, 1993.
- [12] Trimble Navigation Limited, *LassenTM SK II GPS*, System Designer Reference Manual, 1999.
- [13] PNI Corporation, *TCM2 Electronic Compass Module*, User's Manual, Version 1.09, 2002.
- [14] Trucco Emmanuele, Verri Alessandro, *Introductory techniques for 3D Computer Vision*, Prentice Hall, ISBN: 0-13-261108-2, 1998.
- [15] Katsuhiko Ogata, *Ingenieria de Control Moderna*, Prentice Hall, ISBN: 9701700481, 1999.