

CARACTERIZACIÓN Y CONTROL DE LOS PROPULSORES DE UN DIRIGIBLE

Leonardo Solaque ^{*,**,1} Cesar Cadena ^{*}
Simon Lacroix ^{**} Alain Gauthier ^{*}

^{*} UNIANDES/GIAP, Cra 1^a N^o 18A-10 Bogotá,
Colombia. *l-solaqu, ce-caden, agauthie@uniandes.edu.co*
^{**} LAAS/CNRS, 7 avenue du Colonel Roche 31077
Toulouse, Francia. *lsolaque, simon.lacroix@laas.fr*

Abstract: Este artículo presenta una aproximación a la caracterización y control de los motores a combustión de un dirigible. Un modelo del dirigible se plantea y se presentan la influencia de los propulsores en el vector de fuerzas exteriores, mostrando el requerimiento de tener una fuerza de impulsión igual en cada uno de los motores instalados a cada lado de la góndola. Los experimentos y la caracterización como resultados de pruebas en laboratorio son presentados, regresiones numéricas para la obtención de las relaciones entre las variables de la señal de referencia (PWM), control (PWM), revoluciones por minuto (rpm) y fuerza creada (Newtons) son planteadas. Se presenta el diseño del control y su implementación en hardware, así como, los resultados experimentales.

Keywords: modelado, caracterización, identificación, microcontrolador, control PI, motores a combustión.

1. INTRODUCCIÓN

En el marco del desarrollo del proyecto con el dirigible UrAn de la Universidad de los Andes (ver Fig.1), se presenta en este documento una aproximación al control de los propulsores a combustión del sistema.

Trabajos orientados al control de pequeños motores a combustión son pocas veces referenciados. En la literatura se encuentran trabajos de aplicación en identificación (Ljung, 1999; Landau, 1993) de procesos a nivel académicos e industrial. Se encuentran igualmente trabajos de diseño de reguladores (I.D. Landau and M'Saad, 1998; Astrom K., 1995; K. Astrom, 1995) a partir de mo-

delos identificados, tales como controles clásicos y adaptivos tipo PID.

Un trabajo de modelado de dirigibles donde se presenta el modelo matemático y algunas reducciones para el diseño de reguladores por técnicas adaptivas tipo modelo de referencia o método del gradiente son presentadas en (Solaque *et al.*, 2004)². Gomes (Gomes and Ramos, 1998) presenta igualmente un modelo para el dirigible del proyecto AURORA de la universidad de Campinas de Brasil, proyecto en colaboración con el IST de Lisboa-Portugal. Hygounec (Hygounec, 2003) presenta en su documento de tesis, la caracterización de los motores eléctricos del dirigible

¹ agradece el apoyo de COLCIENCIAS mediante los programas "Doctorados nacionales y Bomplan"

² Este trabajo es desarrollado dentro del marco de la tesis doctoral de Solaque en la Universidad de los Andes (Bogotá-Colombia) con el dirigible UrAn.

Karma³ (ver Fig. 2), mostrando la relación potencia consumida, perdidas y tracción de la hélice del motor, desarrolla también un control PI de manera un poco empírica y con un sobre-impulso no deseado.

El presente documento pretende mostrar una solución posible al problema de controlar los propulsores a razón de mantener un mismo par generado por cada uno de los motores a combustión de un dirigible. Un modelo del dirigible y la implicación de controlar los motores de manera que creen un mismo par a cada lado de la góndola principal instalada en el dirigible son presentados. Clara la influencia de la propulsión en la dinámica del dirigible, se plantea pruebas en laboratorio que permitan caracterizar las diferentes relaciones entre la señal PWM⁴ que maneja el servo-motor que controla los motores a combustión, con las revoluciones por minuto generadas por ellos y al mismo tiempo su relación con la fuerza de empuje proporcionada por los motores. Con el objetivo de cumplir una misma fuerza de impulsión en los propulsores, se presenta un modelo de segundo orden que representa la dinámica del sistema propulsor y que sirve como punto de partida para el diseño de los reguladores. El montaje físico en un sistema a base de microcontroladores se presenta junto a los resultados experimentales.



Fig. 1. *UrAn - Universidad de los Andes*



Fig. 2. *Karma - Laboratorio LAAS/CNRS*

El documento se encuentra ordenado así: un modelo que representa la dinámica del dirigible en la sección numero 2; una introducción al principio de funcionamiento de los motores a combustión es presentado como tercera parte; la cuarta sección presenta las pruebas de laboratorio y las relaciones matemáticas encontradas; la sección 5 presenta el desarrollo del regulador y su implementación en hardware, por ultimo se presentan las conclusiones.

2. MODELO DE UN DIRIGIBLE

En la búsqueda de la formulación del problema, se presenta en esta sección una aproximación

³ Dirigible del grupo RIA del laboratorio LAAS/CNRS de Toulouse Francia.

⁴ Pulse Width Modulation, estándar de aeromodelismo con periodo 24ms y variación entre 1ms a 2ms en el ancho del pulso.

al modelado del dirigible, mostrando donde se encuentra la dificultad de tener un par generado por cada uno de ellos a diferente magnitud.

Un dirigible forma parte de la familia de los aerostáticos, mas ligeros que el aire, logrando sustentación gracias a que son llenados de helio. Generalmente están compuestos por: 1) una envoltura, lo caracteriza dentro de los dirigibles de carena blanda, rígida o semirígida; 2) los alerones, son utilizados para la estabilidad aerostática y aerodinámica del dirigible, y para hacer girar y/o subir o bajar el dirigible; 3) la góndola que sirve para embarcar la electrónica necesaria para la instrumentación, los motores que proporcionan propulsión y ayuda a la estabilidad en alabeo⁵ del dirigible.

2.1 Ejes coordenados y cinemática

Para la descripción del dirigible es recomendable definir 3 ejes coordenados (ver figura 3).

- R_o sistema coordenado global, fijo a la tierra. Normalmente es fijo al punto de partida y es donde se hace las observaciones del dirigible. En este sistema coordenado se tienen las variables posición (x, y, z) y orientación (ϕ, θ, ψ) .
- R_d sistema coordenado local, fijo al dirigible. Es donde se hace la sumatorias de fuerzas. En este sistema coordenado se tienen las variables velocidad longitudinal (u, v, w) y velocidad rotacional (p, q, r)
- R_a sistema coordenado aerodinámico. Indica la dirección de desplazamiento del dirigible.

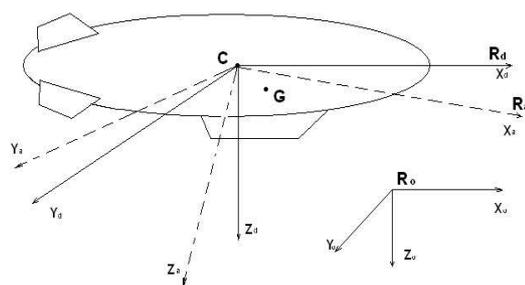


Fig. 3. Esquema del dirigible y sus ejes coordenados.

Las matrices de transformación entre los sistemas coordenados se pueden expresar como funciones de senos (S) y cosenos (C). Así, la matriz que relaciona R_o y R_d es:

$$M_o^d = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & -S\psi S\phi + S\phi C\psi S\theta & S\phi S\psi + S\theta C\psi C\phi \\ C\theta S\psi & C\psi C\phi + S\theta S\psi S\phi & -C\psi S\phi + C\phi S\theta S\psi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

⁵ Generalmente conocido en ingles como 'roll.'

La matriz que relaciona R_d y R_a es expresada por:

$$M_d^a = \begin{bmatrix} C\alpha C\beta & -C\alpha S\beta & -S\alpha \\ S\beta & C\beta & 0 \\ S\alpha C\beta & -S\alpha S\beta & C\alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

2.2 modelo dinámico

Las ecuaciones dinámicas del sistema se plantean con la ayuda de la teoría de la mecánica clásica y la teoría de la aerodinámica. Para esto se consideran las siguientes hipótesis:

- el dirigible es considerado como un sólido.
- el dirigible se supone de masa constante.
- el punto de sumatorias de fuerzas se considera en el centro de volumen (CV), que al mismo tiempo es donde se presenta la fuerza de empuje (Arquímedes).
- los fenómenos de masas adicionadas por el movimiento del dirigible dentro de un fluido son despreciables.
- la tierra es considerada plana en la región de vuelo y viento nulo.

La ecuación matemática que describe el comportamiento dinámico del dirigible puede escribirse como (referenciada al centro de volumen **CV**):

$$M_d \dot{V}_d = -T_d(V_d) - T_a(V_a) - g(\eta) + T_p \quad (3)$$

donde:

- $V_d = [u \ v \ w \ p \ q \ r]^T$ es el vector de estado.
- M_d es la matriz simétrica de masas.

$$M_d = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & mz_g & 0 \\ 0 & m & 0 & -mz_g & 0 & mx_g \\ 0 & 0 & m & 0 & -mx_g & 0 \\ 0 & -mz_g & 0 & I_x & 0 & -I_{xz} \\ mz_g & 0 & -mx_g & 0 & I_y & 0 \\ 0 & mx_g & 0 & -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

- T_d es el vector de fuerzas y momentos debidos a la masa del dirigible (fuerza centrífuga y de Coriolis) y es función no lineales de las variables de estado.

$$T_d = f(u, v, w, p, q, r, u^2, v^2, w^2, p^2, q^2, r^2) \quad (5)$$

- $g(\eta)$ el vector de fuerzas y momentos debidos al peso y la fuerza de empuje del helio.

$$g(\eta) = \begin{bmatrix} (F_G)S\theta \\ -(F_G)C\theta S\phi \\ -(F_G)C\theta C\phi \\ z_g F_G S\phi \\ z_g F_G S\theta + x_g F_G C\theta C\phi \\ -x_g F_G C\theta S\phi \end{bmatrix} \quad (6)$$

- T_a es el vector de fuerzas y momentos debidos a los fenómenos aerodinámicos. Estos fenómenos pueden ser caracterizados en forma "aproximada" a partir de pruebas en el túnel de viento,

$$T_a(v_A) = Av_A - D_1(v_2)v_A + T_{sta}(v_a^2) \quad (7)$$

donde:

- Av_A representa fenómenos no estacionarios,

$$Av_A = \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & 0 & 0 & a_{15} & 0 \\ 0 & a_{22} & 0 & a_{24} & 0 & a_{26} \\ 0 & 0 & a_{33} & 0 & a_{35} & 0 \\ 0 & a_{42} & 0 & a_{44} & 0 & a_{46} \\ a_{51} & 0 & a_{53} & 0 & a_{55} & 0 \\ 0 & a_{62} & 0 & a_{64} & 0 & a_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{ax} \\ v_{ay} \\ v_{az} \\ \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} \quad (8)$$

- $D_1(v_2)v_A$ representa los fenómenos de acoplamiento no lineales entre la translación-rotación y la rotación-rotación,

$$D_1 = f(p, q, r) \quad (9)$$

- T_{sat} representa los esfuerzos debidos a los alerones.

$$T_{sta}(v_a^2) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\rho V_a^2 \frac{D}{2} C_T \\ \frac{1}{2}\rho V_a^2 \frac{D}{2} C_L \\ \frac{1}{2}\rho V_a^2 \frac{D}{2} C_N \\ -\frac{1}{2}\rho V_a^2 \frac{D}{2} L_{ref} C_{lN} \\ -\frac{1}{2}\rho V_a^2 \frac{D}{2} L_{ref} C_{mN} \\ -\frac{1}{2}\rho V_a^2 \frac{D}{2} L_{ref} C_{nN} \end{bmatrix} \quad (10)$$

donde los términos C_T , C_L , C_N , C_{lN} , C_{mN} y C_{nN} representan relaciones no lineales dependientes de los ángulos de deflexión de los alerones (δ_e y δ_g) y los ángulos aerodinámicos α y β .

- T_p es el vector de fuerzas y momentos debidos a los motores de propulsión, este vector evidencia el efecto de empuje causado por los motores instalados a cada lado de la góndola y se puede expresar como:

$$T_p = \begin{bmatrix} (F_{mr} + F_{ml})C\mu \\ 0 \\ -(F_{mr} + F_{ml})S\mu \\ (-F_{mr} + F_{ml})O_y S\mu \\ (F_{mr} + F_{ml})(O_z C\mu + F_M O_x S\mu) \\ (-F_{mr} + F_{ml})O_y S\mu \end{bmatrix} \quad (11)$$

donde F_{mi} representa el empuje generado por el motor derecho (subíndice r) o por el motor izquierdo (sub. l), respectivamente, la suma equivale a la fuerza total F_m . (O_x, O_z) representa la posición de la fuerza resultante debida a los propulsores, referenciada al centro **CV**. O_y representa la distancia de los propulsores al punto (O_x, O_z) (ver Fig. 4).

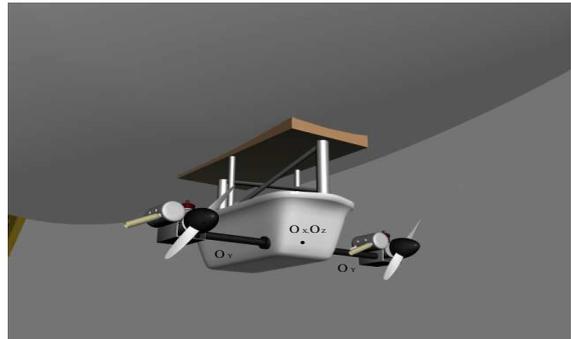


Fig. 4. Motores embarcados en góndola principal

De este planteamiento matemático y en especial el de la ecuación (11), se observa el problema de generar pares de diferente magnitud en los motores ($F_{ml} \neq F_{mr}$), momentos alrededor del eje z_d o x_d son no deseados a la hora de hacer un desplazamiento en el plano lateral (plano (x_o, y_o)).

3. PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO DE LOS MOTORES A COMBUSTIÓN

Los motores de combustión interna son aquellos que desarrollan potencia directamente de los gases de combustión (Wills, 2000), entre esta clase de motores se encuentra los motores alternantes de pistón. Estos motores se clasifican en una gran diversidad de tamaños, desde los utilizados en aeromodelos hasta los de propulsión de barcos y de uso industrial.

Los motores de combustión interna de dos tiempos son aquellos en que el ciclo de combustión se completa con una sola revolución del cigüeñal con una subida y una bajada del pistón.

En nuestro caso tenemos motores de ignición por chispa de MVVS 26c.c (ver Fig. 5) con carburado walbro. En teoría, para el mismo diámetro, carrera del pistón y velocidad de rotación, un motor de dos tiempos entrega el doble de la potencia de un motor de cuatro tiempos y por lo tanto el flujo másico del consumo de combustible es mayor, al igual que la temperatura del cilindro (Wills, 2000).



Fig. 5. Foto de los motores del sistema propulsor de UrAn

En este tipo de motores es muy común que el aceite se mezcle con el combustible. Esta mezcla permite mantener la lubricación del motor, claro que a baja velocidad se presenta una mala combustión.

La energía entregada a la pro-pela en cada ciclo de combustión depende de la calidad del aire, de la mezcla gasolina-aceite y de la temperatura del pistón, variables que en cada instante de tiempo están cambiando y por lo cual se generan oscilaciones en la fuerza de empuje proporcionada.

4. CARACTERIZACIÓN DE LOS MOTORES

El modelo del dirigible se encuentra escrito con respecto a su comportamiento dinámico y las relaciones físicas existentes en la operaron normal del sistema. Bajo este contexto, la ecuación que relaciona la fuerza de empuje causada por los propulsores en el vector de fuerzas exteriores (11), se realiza en función de la fuerza (medida en Newtons) generados por los motores embarcados en la góndola principal.

Un primer estudio realizado sobre los propulsores, buscando encontrar una relación directa de la señal que los controla y la fuerza generada por ellos, presenta diferencias entre la propulsión y la velocidad a la que giran las hélices, aun cuando estos motores pertenecen a un mismo fabricante. La figura 6 presenta una aproximación lineal para la fuerza generada por cada motor en función de las revoluciones por minuto (**rpm**). Las ecuaciones que muestran estas relaciones pueden ser descritas como:

$$\begin{aligned} N_L &= 0.01482332769204x_{rpm} - 30.66539713900427 \\ N_R &= 0.01004850893208x_{rpm} - 8.05131775009724 \end{aligned} \quad (12)$$

Donde N representa la fuerza creada por los propulsores (F_m) con un subíndice que indica el propulsor en referencia, derecho R o izquierdo L . x_{rpm} son las revoluciones por minuto a las trabaja cada motor.

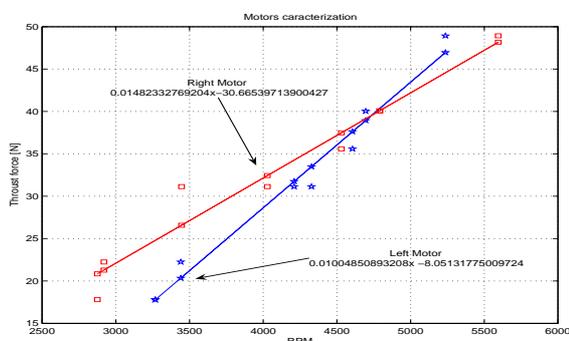


Fig. 6. Curva característica de rpm's a Newtons en los motores.

La señal de referencia al sistema de propulsión viene dada en el formato estándar de aeromodelismo, PWM de periodo $24ms$ y un ancho de pulso entre 1 a 2 milisegundos. La figura 7 presenta la caracterización de la relación entre la PWM de entrada al sistema propulsor y las rpm generadas por ellos, la ecuación que representa esto viene dada por:

$$Y_{rpm} = -0.00006037 * x_{PWM}^3 + 0.29296733 * x_{PWM}^2 - 474.80403631 * x_{PWM} + 260021.59578985 \quad (13)$$

donde Y_{rpm} representa las revoluciones por minuto del motor y x_{PWM} la señal de entrada al sistema propulsor.

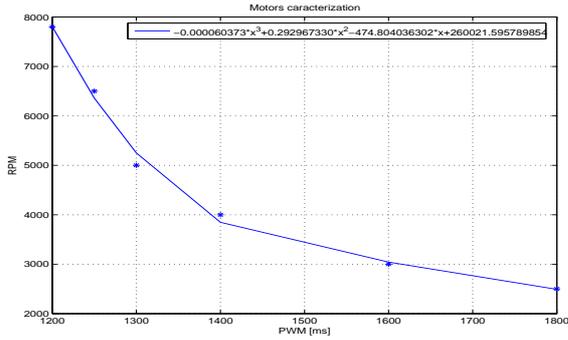


Fig. 7. Curva característica de la señal de entrada al sistema (PWM) y las rpm generadas.

De esta manera tenemos las relaciones necesarias para poder determinar la fuerza que se necesite para alcanzar una velocidad deseada (según un control de alto nivel), en función de una señal PWM de referencia al sistema propulsor. Lo anterior puede ser ilustrado por la figura 8.

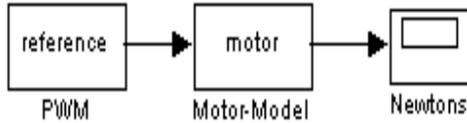


Fig. 8. Esquema del sistema propulsor

5. CONTROL PI

Una identificación del sistema muestra que su comportamiento puede ser modelado por un sistema de segundo orden con retardo (retardo insignificante con respecto a la dinámica global del dirigible), tiempo de establecimiento de 5 segundos y sin sobre-impulso.

$$H(s) = \frac{kw_n^2}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \quad (14)$$

Un regulador tipo *PI* es suficiente para asegurar un seguimiento a la señal de referencia y mantener en lazo cerrado (ver 9), casi las mismas características de respuesta presentes en el sistema cuando está en lazo abierto. La ecuación del regulador *PI* puede ser expresada como:

$$H(s) = K_p(1 + \frac{1}{T_i s}) \quad (15)$$

Un diseño simple por asignación de polos puede ser elaborado para determinar los coeficientes de ganancia proporcional (K_p) y ganancia integral ($K_i = K_p/T_i$).

Aprovechando los imanes del sistema de ignición electrónico de los motores, un sistema de sensado de revoluciones por minuto fue incorporado mediante la instalación de un sensor de **efecto hall**.

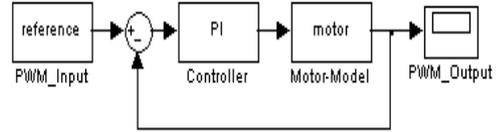


Fig. 9. Esquema del sistema propulsor en función de una señal PWM de entrada y la fuerza generada por el motor.

Las señales de rpm de cada motor son adquiridas por un par de microcontrolador dsPIC30F2010 de Microchip (ver 10), donde se hace un preprocesamiento, pasándolas por un filtro pasabajas y realizando las transformaciones respectivas presentadas en la sección 4.

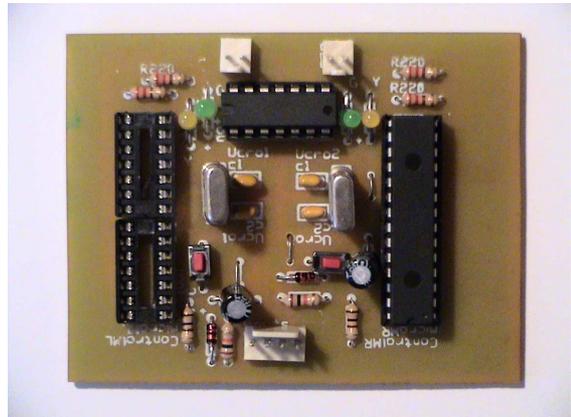


Fig. 10. Hardware diseñado para controlar independientemente las rpm's de cada motor

Una vez realizado este procedimiento, se continúa con la captura de la señal de referencia, recibida por canales diferentes (conector inferior de la Fig. 10), con los cuales se construye la señal de error al realizar su diferencia con la señal de sensado procesada (conectores superiores). Con el control implementado en tiempo discreto dentro de los microcontroladores, se envía la señal de control a los servo-motores que controlan la apertura o cierre del paso de combustible al motor. Los resultados luego de implementar lo descrito, son presentados en la figura 11.

6. CONCLUSIÓN

El modelo matemático presenta un aporte significativo de los propulsores en el par generado alrededor de los ejes x_d y z_d . En un vuelo estabilizado en altitud y a una velocidad constante de desplazamiento, es importante si no se quiere realizar giros involuntarios o diferentes a las acciones de los alerones del dirigible, tener una fuerza de impulsión igual a cada lado de la góndola principal, para esto la estrategia de control planteada recobra un gran interés. Las

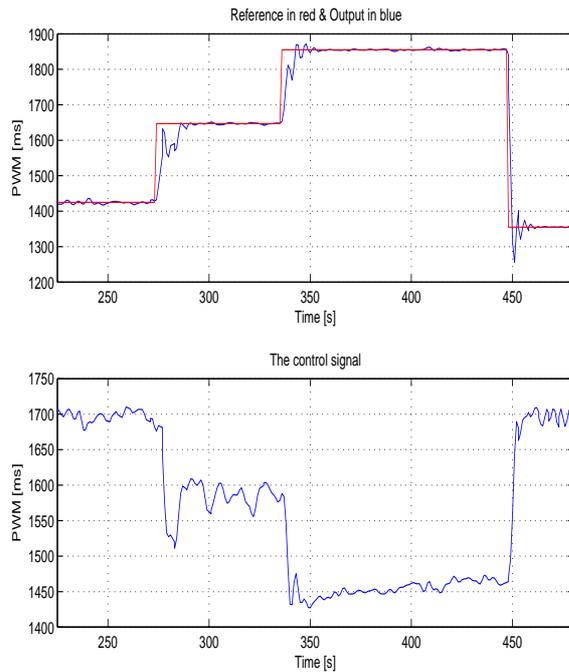


Fig. 11. Resultado del control PI sobre el sistema propulsor.

pruebas realizadas en laboratorio con los motores presentan una relación lineal entre las revoluciones por minuto (rpm) y la fuerza de impulsión (Newtons), cosa contraria a la relación entre las rpm's y la señal PWM que controla el sistema de propulsión. Una sintonización del regulador tipo PI parece ser suficiente para el control de este sistema, evidentemente con una previa identificación de su dinámica.

REFERENCES

- Astrom K., T. Hagglund (1995). *PID controllers : Theory, design and tuning*. Copyright Instrument society of America, North Carolina.
- Gomes, S. B. Varella and J. Jr. Ramos (1998). Airship dynamic modeling for autonomous operation. In: *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Leuven, Belgium. pp. 3462–3467.
- Hygouneq, Emmanuel (2003). *Modélisation et Commande d'un dirigeable pour le vol autonome*. These. Paul Sabatier - LAAS/CNRS.
- I.D. Landau, R Lozano and M. M'Saad (1998). *Adaptive Control*. Springer, London.
- K. Astrom, B. Wattermark (1995). *Adaptive Control*. Addison wesley publishing company, Canada.
- Landau, Ioan-D (1993). *Identification et commande des systèmes*. Hermes, Paris.
- Ljung, Lennart (1999). *System Identification - Theory for the User*. PTR Prentice Hall.
- Solaque, L., A. Gauthier and S. Lacroix (2004). Modelamiento y control de un dirigible. In:

congress of automatic control [ACA], Colombia.

Wills, J.G (2000). *Fundamentos de lubricación. Traducción de Beltrán R.G. Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad de Los Andes.*