

Cohete Sonda con Estabilización Vertical Activa

Edwin Rosario Gabriel*
Isaac Medina Sánchez* - Irán Grageda Arellano*

* Centro de Desarrollo Aeroespacial CDA-IPN, CDMX, México.
(e-mail: edwinrg54@gmail.com - ismesa@gmail.com -
igragedaa@hotmail.com)

Abstract: En este artículo se presentan los resultados experimentales de un sistema de control activo de estabilización vertical para un cohete Sonda, usando superficies de control en una configuración tipo *canard*. Mediante una Unidad de Medición Inercial (IMU) se estima la orientación del plano horizontal del cohete (*Pitch, Yaw*) a través del algoritmo de Fusión Sensorial. Conociendo la orientación y las velocidades angulares, se implementa una ley de control de orientación-reducida. Se diseñó y construyó el prototipo de acuerdo con los principios aerodinámicos para mantener una estabilidad estática y se realizaron las pruebas experimentales en un túnel de viento.

Keywords: Cohete Sonda, Control de orientación-reducida, Filtro de Kalman.

1. INTRODUCCIÓN

Los cohetes Sonda se han utilizado como instrumentos para diferentes misiones de investigación científica, tales como experimentos meteorológicos, radio-astrológicos, muestreo ambiental y experimentación en microgravedad.

Los cohetes como muchos sistemas aeroespaciales, son inherentemente inestables en vuelo, en el sentido de que cualquier perturbación externa o desalineación interna del vector de empuje con el centro de masa hará que el vehículo se desvíe de su trayectoria prevista, para lo cual es necesario un sistema de control activo que proporcione una fuerza de restauración para reajustar la orientación del vehículo.

Los cohetes Sonda, como la mayoría de los cohetes, generalmente están equipados con aletas fijas para mantener una estabilidad pasiva, y por lo tanto, tener una trayectoria vertical en su ascenso. Las aletas son un sistema de guía pasivo práctico, sin embargo, también tienen sus desventajas, aumentan tanto la masa como el arrastre aerodinámico en el cohete y esto a su vez reduce la altitud o apogeo final que se puede alcanzar con una determinada cantidad de combustible.

Cuando un cohete en ascenso cambia ligeramente su orientación vertical respecto al plano de la tierra debido a una perturbación, se dice que vuela con un ángulo de ataque α , por lo que el objetivo es minimizar α y mantener la trayectoria vertical, Niskanen (2009). Cuando un cohete vuela con un ángulo de ataque, sus aletas producen un momento corrector que reajusta el vuelo

del cohete, este momento corrector es generado por cada elemento que interactúa con el flujo de aire y produce una fuerza perpendicular al eje principal del cohete. El punto en el cual la suma de estas componentes actúa es definido como el Centro de Presión (CP), ver Fig. (3). El momento producido intentará corregir y estabilizar el vuelo del cohete sólo si el CP está ubicado por debajo del Centro de Gravedad (CG). Si esta condición se mantiene, se dice que el cohete es estáticamente estable y siempre produce un momento corrector cuando vuela con un pequeño ángulo de ataque, Gomez and Miikkulainen (2003).

El margen de estabilidad estática de un cohete se define como la distancia entre el CP y el CG, medida en *Calibers*, donde un *Calibers* corresponde al diámetro máximo del cuerpo del cohete. Un diseño conservador indica que el CP debería estar aproximadamente entre [1 - 2] *Calibers* del CG, sin embargo, el CP de un cohete típicamente se mueve hacia arriba a medida que aumenta el ángulo de ataque. En algunos casos, un margen de estabilidad entre [1 - 2] *Calibers* puede desaparecer totalmente con un ángulo de ataque de solo unos pocos grados, Harry (2004).

El argumento de la estabilidad estática anterior puede fallar bajo ciertas condiciones influenciadas principalmente por el viento lateral, que es la causa principal del ángulo de ataque. A) Bajo un ángulo de ataque considerable ($\alpha > 10^\circ$), el cohete difícilmente será capaz de recuperar un vuelo vertical. B) La estabilización pasiva tiene un mejor rendimiento a altas velocidades, comparado con la velocidad que puede alcanzar un cohete Sonda. C) Una alineación incorrecta de las aletas en la construcción del cohete, puede generar efectos no deseados que desvíen la trayectoria vertical del cohete. En resumen, un cohete

* Este trabajo está financiado por el Centro de Desarrollo Aeroespacial CDA-IPN.

aún siendo estáticamente estable, puede tener un bajo rendimiento para mantener y corregir la orientación vertical, por lo que es necesario dotarlos de sistemas de control de orientación activos.

Numerosos esquemas y actuadores de estabilización y control de orientación se han implementado a lo largo del desarrollo de los cohetes Sonda, por ejemplo, las ruedas de reacción, éstas son aceleradas y desaceleradas para proporcionar momentos de control al cohete, pero incrementan la masa del sistema y los actuadores se saturan rápidamente. Otro ejemplo son los propulsores de orientación que actúan de forma similar a la tobera de propulsión del cohete, pero implican un tanque de gas adicional. De acuerdo a una revisión del estado del arte de los sistemas de control activos para cohetes sonda, éste trabajo se ha enfocado en implementar un sistema con cuatro superficies de control dispuestas en una configuración tipo *canard* conectadas cada una a un servomotor para generar los momentos de control.

El artículo detalla en la primera parte el diseño mecánico del cohete para asegurar una estabilidad estática y la aviónica necesaria para el sistema de control activo. En una segunda etapa, se abordan los algoritmos de estimación y control de orientación y finalmente se presentan gráficas de simulación y resultados experimentales.

2. DISEÑO MECÁNICO

2.1 Estructura del cohete

Generalmente el diseño de un cohete Sonda inicia por los requerimientos establecidos en la misión, en la misión se establecen los experimentos a realizar y esto impondrá una restricción en la capacidad de carga útil y altura máxima del cohete, que a su vez, nos llevan a establecer las especificaciones del motor adecuado. Para nuestro caso, los experimentos de control de orientación se realizarán en un túnel de viento con ayuda de una balanza de momentos aerodinámicos, por lo que la restricción principal para el diseño del prototipo Rocket-CDA I son las dimensiones del sistema de control vertical activo (SisCVA).

El diseño final del fuselaje del cohete sonda Rocket-CDA I se muestra en la Fig. (1), las dimensiones se establecieron siguiendo las recomendaciones aerodinámicas reportadas en Fleeman (2006). El diámetro del cohete fue fijado como restricción de diseño $d = 76 \text{ mm}$ (3 in), esto de acuerdo a las dimensiones de los servomotores del SisCVA y por las medidas estandarizadas del material. La longitud del fuselaje L_b se calculó a través de la relación de esbeltez $L_b/d = 10$, con ($5 \leq L_b/d \leq 25$). Se seleccionó el perfil de ojiva LV-Haack, dado que presenta menor resistencia al avance ($C = 1/3$). La relación de esbeltez de la ojiva se estableció en $L_o/d = 4$, esto corresponde a un compromiso entre menor resistencia y mayor volumen de carga útil.

La forma y las dimensiones de las aletas fijas se seleccionaron con ayuda del software *OpenRocket Simulator*, de tal forma que el CP se mantenga por debajo del CG con un margen de estabilidad estática de 3 Calibers . Los componentes principales del cohete son:

- (1) Aletas de estabilización pasiva tipo Trapezoidal ($2d = 150 \text{ mm}$ - MDF).
- (2) Fuselaje A - Compartimento del sistema de propulsión (600 mm - PVC).
- (3) Aletas de control tipo Triangular (50mm - MDF)
- (4) Fuselaje B - Compartimento del sistema de control SisCVA (160mm - PVC)
- (5) Nariz LV-Haack de mínimo arrastre: $C = \frac{1}{3}$ (340mm - Impresión 3D)
- (6) Compartimento para el motor de combustible sólido.
- (7) Anillos de centrado y sujeción (Corte laser - MDF).
- (8) Cople de fuselajes A y B (Impresión 3D).
- (9) Sistema de control vertical activo: Servomotores.
- (10) Aviónica: Microcontrolador, IMU, Batería.

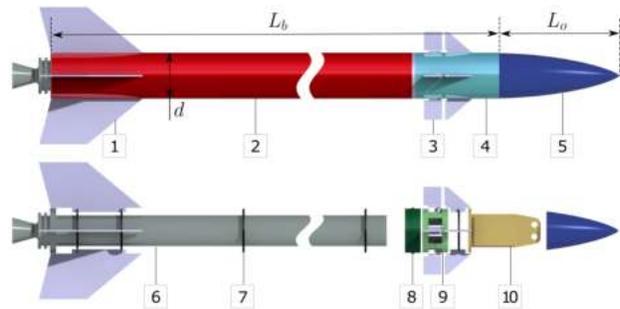


Fig. 1. Diseño estructural de Cohete Rocket-CDA I

El cohete integrado con todos los elementos tiene una masa total de 1860 g y una longitud total de 1100 mm .

2.2 Sistema de control activo

El SisCAV está compuesto por cuatro servomotores que actúan directamente sobre las superficies de control. Los algoritmos de estimación y control de orientación están programados en un microcontrolador que guarda y transmite los datos a la PC para su procesamiento.

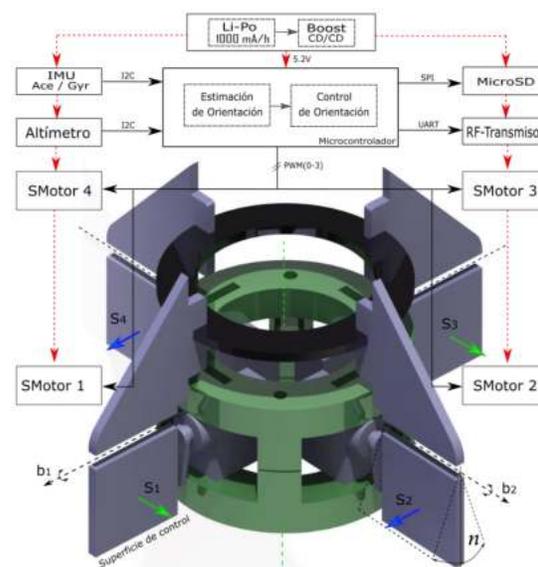


Fig. 2. Aviónica del Cohete - Sistema de Control.

Principalmente, se tienen dos alternativas para la deflexión de las superficies de control, que pueden ser: maniobra en forma de *crúz* (+) o maniobra en forma de *equis* (×). Los resultados presentados se obtuvieron utilizando la configuración (+), en la cual dos superficies de control S_1 y S_3 flexionadas en la misma dirección proporcionan la fuerza normal al eje principal del cohete para inducir un torque en *Yaw*, de forma similar S_2 y S_4 para generar un torque en *Pitch*. Para el manejo de *Roll*, las cuatro superficies se flexionan en sentido horario para un *Roll*(◻) y antihorario para un *Roll*(◻). La configuración (+) presenta baja resistencia en un vuelo estable, pero genera una deriva de momento en *Roll*, Fleeman (2006).

3. MODELO MATEMÁTICO

Consideramos el modelo del cohete ilustrado en la Fig. (3), el sistema está sujeto a las acciones de las fuerzas aerodinámicas y a la fuerza de gravedad. Seleccionamos un marco de referencia ortogonal inercial $\{e_1, e_2, e_3\}$ y un marco de referencia ortogonal móvil sujeto al cuerpo del cohete $\{b_1, b_2, b_3\}$ con origen en el CG del vehículo y el eje b_3 paralelo al eje principal del cohete.

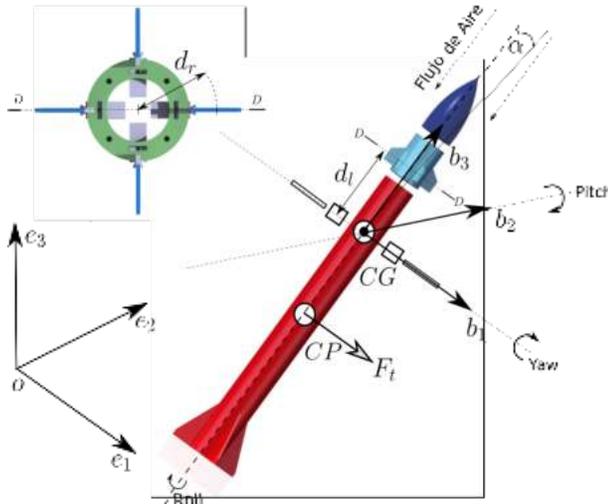


Fig. 3. Modelo del Cohete

Asumimos las siguientes consideraciones para las fuerzas y momentos que inducen las superficies de control sobre el sistema:

A) Cada superficie de control S_i genera un fuerza normal al eje b_3 , dado por $f_i = v_a C_s a_t \sin(\eta)$, que es directamente proporcional a la velocidad del aire v_a , al coeficiente de sustentación C_s y al área de incidencia $a_t \sin(\eta)$, donde a_t corresponde al área total de la superficie de control y η representa el ángulo de giro de la superficie de control S_i con respecto al eje principal del cohete, ver Fig. (2).

B) La fuerza f_i causa un efecto similar a la fuerza que induce un alerón en un vehículo de ala fija. El ángulo η ($-20 \leq \eta \leq 20$) está acotado debido a que para ángulos mayores se presenta un efecto de pérdida.

C) Asumimos también que los momentos en cada eje del marco $\{b_1, b_2, b_3\}$ generados por las superficies de control S_i con respecto al CG pueden ser escritos como:

$$\begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_l(f_1 + f_3) \\ d_l(f_2 + f_4) \\ d_r(f_1 + f_2 + f_3 + f_4) \end{bmatrix} \quad (1)$$

donde d_l y d_r corresponden a distancias entre el CG y las superficies de control S_i , ver Fig.(3).

Debido a que el prototipo estará a prueba en un túnel de viento, no haremos uso de las ecuaciones dinámicas y cinemáticas de traslación, sólo abordaremos el modelo dinámico de rotación de un cuerpo rígido dado por:

$$J\dot{\Omega} + \Omega \times J\Omega = M \quad (2)$$

donde $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ representa la matriz de inercia, $\Omega = [p, q, r]^T \in \mathbb{R}^3$ corresponde a las velocidades angulares en cada eje principal, $M \in \mathbb{R}^3$ la suma de los momentos externos, y el modelo cinemático de rotación dado por:

$$\dot{R} = R\hat{\Omega} \quad (3)$$

con $R \in SO(3)$, donde $SO(3) = \{R \in \mathbb{R}^{3 \times 3} : RR^T = I, \det(R) = 1\}$ y el operador $\hat{\Omega} : \mathbb{R}^3 \rightarrow \mathfrak{so}(3)$ está definido como:

$$(\hat{\Omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \in \mathfrak{so}(3) \quad (4)$$

con $\mathfrak{so}(3) = \{U \in \mathbb{R}^{3 \times 3} : U^T = -U\}$ el espacio de matrices antisimétricas de 3×3 .

La ecuación (3) modela la cinemática de un cuerpo rígido en el espacio en los tres ejes, debido a que implementaremos una ley de control de orientación-reducida será necesario escribir la cinemática para este caso. Dado un vector de apuntamiento fijo $k \in \mathbb{S}^2$ en el marco de referencia inercial, se puede escribir la orientación-reducida mediante $\Gamma = R^T k$ en el marco cuerpo, derivando esta última expresión con respecto al tiempo y usando (3) se obtiene la cinemática de orientación-reducida:

$$\dot{\Gamma} = \dot{R}^T k = (\hat{\Omega})^T R^T k = (\hat{\Omega})^T \Gamma = -\hat{\Omega}\Gamma = \Gamma \times \Omega \quad (5)$$

El componente del vector de velocidad angular Ω a lo largo del vector Γ no afecta a la cinemática de (5).

3.1 Estimación de la Orientación

Existen diferentes algoritmos reportados que permiten fusionar las mediciones de una IMU para estimar la orientación de un cuerpo en el espacio, de acuerdo con el estudio comparativo reportado en Rosario (2013), seleccionamos el algoritmo de Fusión Sensorial.

Dada la velocidad angular $\Omega_m = [p, q, r]^T \in \mathbb{R}^3$ y las aceleraciones $a_m = [a_1, a_2, a_3]^T \in \mathbb{R}^3$, muestreadas directamente del giroscopio y del acelerómetro y representadas por los siguientes modelos:

$$\Omega_m = \Omega + b_\Omega + \mu_\Omega \quad \Omega_m \in \mathbb{R}^3 \quad (6)$$

$$a_m = R_i^{b_i^T} (\dot{v} - g) + b_a + \mu_a \quad a_m \in \mathbb{R}^3 \quad (7)$$

donde b_Ω, b_a corresponden a una constante de desviación (*bias*) y μ_Ω, μ_a representan el ruido aditivo inherente a los sensores. Es posible estimar los ángulos *Pitch* y *Yaw* (ϕ, θ) mediante el algoritmo de fusión sensorial basado en el filtro de Kalman, que integra las mediciones del giroscopio presentes en el siguiente modelo de sistema:

$$\begin{aligned}\phi_{g\ k+1} &= \phi_{g\ k} + \Delta t(p_k - \zeta_{1k}) \\ \theta_{g\ k+1} &= \theta_{g\ k} + \Delta t(q_k - \zeta_{2k})\end{aligned}\quad (8)$$

y las mediciones del acelerómetro incluidas en el modelo de medición.

$$\begin{aligned}\phi_{a\ k} &= \arctan\left(a_1/\sqrt{a_2^2 + a_3^2}\right) + \xi_{1k} \\ \theta_{a\ k} &= \arctan\left(a_2/\sqrt{a_1^2 + a_3^2}\right) + \xi_{2k}\end{aligned}\quad (9)$$

con $\zeta_1, \zeta_2 \sim N(\mu, \sigma^2)$ y $\xi_1, \xi_2 \sim N(\mu, \sigma^2)$ como variables aleatorias con distribución gaussiana, varianza σ^2 y media $\mu = 0$ que representan el ruido en el sistema y ruido en la medición respectivamente.

Escribiendo (8) y (9) en forma matricial tenemos:

$$x_k = \begin{bmatrix} \phi_{g\ k+1} \\ \zeta_{1\ k+1} \\ \theta_{g\ k+1} \\ \zeta_{2\ k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -\Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_{g\ k} \\ \zeta_{1\ k} \\ \theta_{g\ k} \\ \zeta_{2\ k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta t\ p_k \\ 0 \\ \Delta t\ q_k \\ 0 \end{bmatrix}\quad (10)$$

$$y_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_{a\ k} \\ \zeta_{1\ k} \\ \theta_{a\ k} \\ \zeta_{2\ k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \xi_{1k} \\ 0 \\ \xi_{2k} \\ 0 \end{bmatrix}\quad (11)$$

con ambos modelos se implementa el filtro de Kalman descrito en el Algoritmo (1), con $\sigma_\zeta = 5$ y $\sigma_\xi = 3$ como las varianzas para construir Q y V .

Algoritmo 1 :Fusión Sensorial mediante el filtro de Kalman

Entrada: $\mathbf{a}_m = [a_1, a_2, a_3]^T$, $\mathbf{\Omega}_m = [p, q, r]^T$, $P_{0,0} = \text{var}(x_0)$, $\hat{x}_0 = E(x_0)$

- 1: **for** $k = 1, 2, \dots$ **do**
 - 2: $Q = \mathbf{I}_4 \text{var}(\zeta), V = \mathbf{I}_4 \text{var}(\xi)$
 - 3: $P_{k|k-1} = A P_{k-1, k-1} A^T + H_{k-1} Q_{k-1} H_{k-1}^T$
 - 4: $\hat{x}_{k|k-1} = A \hat{x}_{k-1|k-1} + B_{k-1} u_{k-1}$
 - 5: $G_k = P_{k|k-1} C^T (C P_{k|k-1} C^T + V_k)^{-1}$
 - 6: $P_{k|k} = [I - G_k C] P_{k, k-1}$
 - 7: $\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + G_k (y_k - C \hat{x}_{k|k-1})$
 - 8: **end for**
-

El algoritmo de fusión estima el ángulo de inclinación de cada eje a través de la integración de las mediciones del giroscopio en el modelo de sistema $\hat{x}_{k|k-1} = A \hat{x}_{k-1|k-1} + B_{k-1} u_{k-1}$ y corrige tales estimaciones con el modelo de medición que utiliza las señales del acelerómetro $\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + G_k (y_k - C \hat{x}_{k|k-1})$. De esta forma se tiene un estimado de la orientación donde se atenúa el ruido presente en los sensores.

3.2 Control de orientación

El problema del control de orientación es abordado utilizando diferentes esquemas y parametrizaciones de la

orientación, cada una de ellas con ventajas y desventajas respecto a las singularidades que se pueden presentar. En este trabajo utilizamos las matrices de rotación $R \in SO(3)$ debido a que son una parametrización global y única, en el sentido de que cada orientación física del cuerpo rígido corresponde exactamente a una matriz de rotación.

Nuestro objetivo de control se centra en mantener una trayectoria vertical en el ascenso del cohete, aún con perturbaciones presentes, esto implica entonces abordar un problema de apuntamiento, donde el apuntamiento en términos de los objetivos de control puede ser descrito como una rotación del cuerpo rígido de modo que su vector de orientación-reducida $\Gamma \in \mathbb{S}^2$ esté alineada con el vector de orientación-reducida deseado $\Gamma_b \in \mathbb{S}^2$, es decir $\Gamma = \Gamma_b$.

Seleccionamos un controlador de orientación-reducida reportado en Chatuverdi et al. (2011). Dado un vector de apuntamiento deseado $\Gamma_d = R_d^T \mathbf{k}$, donde \mathbf{k} representa un vector fijo en el marco de referencia inercial, y la velocidad angular $\Omega = 0 \in \mathbb{R}^3$. La ley de control en lazo cerrado $u : \mathbb{S}^2 \times \mathbb{R}^3 \rightarrow \mathbb{R}^3$,

$$u = K_p(\Gamma_d \times \Gamma) - K_v \Omega \quad (12)$$

estabiliza asintóticamente al punto de equilibrio definido por $(\Gamma_b, 0)$, donde K_p es un número real positivo y K_v una matriz definida positiva, ver Tsiotras and Longuski (1994).

4. PRUEBAS Y RESULTADOS

4.1 Resultados de simulación

En este apartado presentamos los resultados de la ley de control de orientación-reducida mediante un ejemplo de simulación programado en Matlab y resuelto con la función $[x, t] = \text{ode45}()$. Por las dimensiones físicas del cohete se tiene un cuerpo asimétrico con una matriz de inercia $J = [1.8603, 1.8603, 0.0189] \text{kg.m}^2$ obtenida del software de CAD CatiaV5R20. Programamos la ley de control en lazo cerrado dado por (12) que alinee asintóticamente el eje \mathbf{b}_3 del marco de referencia móvil con el eje \mathbf{e}_3 del marco de referencia inercial. Esto implica $\Gamma = R^T \mathbf{k} \rightarrow \Gamma_d$ con $\mathbf{k} = [0, 0, 1]$ y $\Gamma_d = [0, 0, 1]$. Las ganancias seleccionadas son $k_p = 10$ y $k_v = \text{diag}[7, 12, 17]$ y las condiciones iniciales están dadas por:

$$\Omega_0 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \Gamma_0 = R_0^T \mathbf{e}_3 = \begin{bmatrix} -0.2588 \\ 0.1677 \\ 0.9513 \end{bmatrix} \quad (13)$$

donde $R_0(\psi, \theta, \phi)$ corresponde a la matriz de rotación dados los ángulos de Euler, con una rotación de 30° sobre el eje \mathbf{b}_3 , 15° sobre el eje \mathbf{b}_2 y 10° sobre el eje \mathbf{b}_1 .

$$R_0(30^\circ, 15^\circ, 10^\circ) = \begin{bmatrix} 0.8365 & -0.4535 & 0.3076 \\ 0.4830 & 0.8753 & -0.0229 \\ -0.2588 & 0.1677 & 0.9513 \end{bmatrix} \quad (14)$$

La Fig.(4) muestra las velocidades angulares $\Omega = [p, q, r]^T$ en cada eje del cohete hasta alcanzar la vertical. Observemos que generalmente $r \approx 0$ debido a que sólo nos interesa apuntar hacia \mathbf{e}_3 , sin que necesariamente los ejes

de los planos horizontales de ambos sistemas de referencia $\{e_1, e_2, e_3\}$ y $\{\rho_1, \rho_2, \rho_3\}$ se alineen, ver Fig. (6).

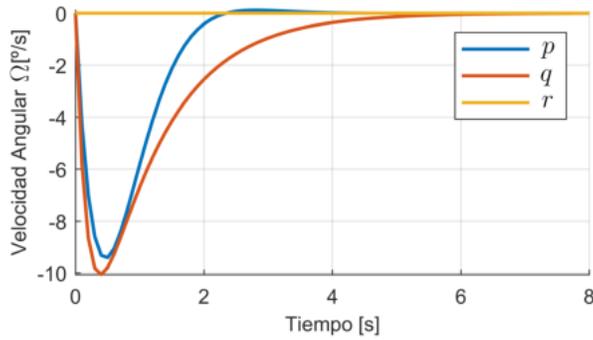


Fig. 4. Velocidad angular en cada eje.

En la Fig. (5) se presenta el error $\Theta = \arccos(\Gamma_d^T \cdot \Gamma(t))$ que representa una medición escalar del ángulo entre Γ_d y Γ .

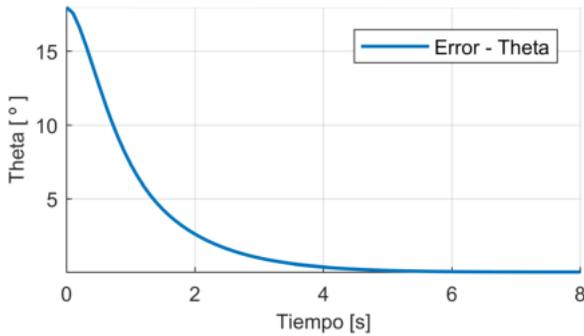


Fig. 5. Error entre Γ_d y Γ .

Finalmente, en la Fig. (6) se tiene una representación gráfica de la evolución de los marcos de referencia. El marco $\{e_1, e_2, e_3\}$ representa el marco inercial, el marco $\{b_1, b_2, b_3\}$ corresponde al marco móvil definido por las condiciones iniciales dadas en (13) y el marco $\{\rho_1, \rho_2, \rho_3\}$ muestra la orientación final del sistema cuando se ha alcanzado Γ_d . Las líneas punteadas muestran la transición cuando Γ tiende a Γ_d .

4.2 Resultados experimentales

El prototipo descrito en este artículo se construyó de acuerdo a las características físicas descritas en la sección 2 utilizando técnicas de prototipado rápido. Los experimentos fueron realizados en un túnel de viento abierto subsónico a una velocidad de 60 km/h, con el prototipo montado en una balanza de momentos que permite rotaciones libres sólo en *Pitch* y *Yaw*.

Los algoritmos de estimación y control se programaron en el microcontrolador ATmega32U4 de la tarjeta de desarrollo ArduinoNano que opera a una frecuencia de 16 MHz. Utilizamos la unidad de medición inercial AltIMU-10 v5, la cual esta compuesta por un giroscopio LSM6DS33 y un acelerómetro LIS3MDL, ambos tri-axiales, y un barómetro LPS25H. La IMU tiene una interfaz I2C que

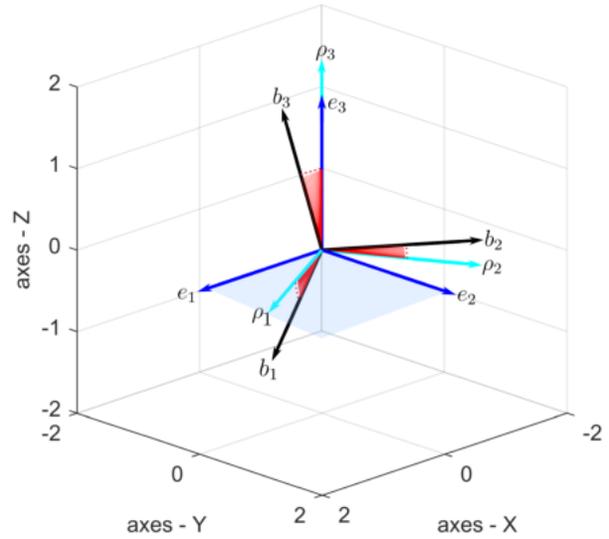


Fig. 6. Representación gráfica de las Rotaciones.



Fig. 7. Prototipo cohete Rocket-CDA I.

se conecta al microcontrolador para establecer la comunicación en un esquema Maestro-Esclavo y poder acceder a los registros de los sensores. Los ángulos de orientación estimados *Pitch* y *Yaw* y los valores de la ley de control u son enviados a la PC mediante dos módulos XbeeS1 en una conexión punto a punto.

La programación en el microcontrolador se desarrolló en un esquema *Multi-tasking* basado en la librería FreeRTOS para Arduino con tres tareas principales: T_1) Adquisición de datos, T_2) Estimación y control y T_3) Almacenamiento y envío de datos a la PC, logrando así un control de la frecuencia de ejecución de cada tarea.

Después de algunas iteraciones alrededor de las ganancias propuestas en la simulación, se seleccionaron $k_p = 9.5$ y $k_v = \text{diag}[7.6, 12.5, 17.4]$. Las condiciones iniciales son $\Omega_0 = [0, 0, 0]^T$ y $\Gamma_0 = R_0^T \mathbf{k}$ con ángulos menores a 30° en cada eje, esto debido a que experimentalmente no fue

posible fijar una condición inicial exacta como en (14). Las gráficas (8) y (9) corresponden a los ángulos *Pitch* y *Yaw* obtenidos directamente del algoritmo de estimación con las mediciones de la IMU, donde ambos ángulos convergen a cero pero se observa un rizo, aún con el tratamiento de las señales de los sensores mediante el filtro de Kalman.

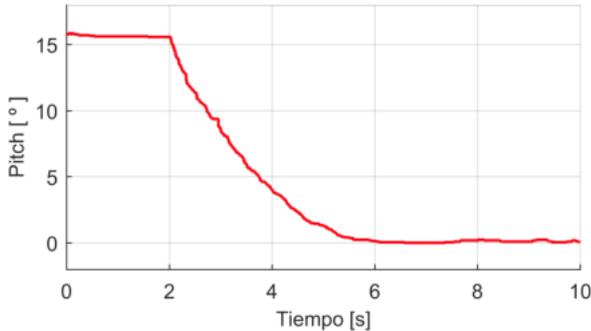


Fig. 8. Ángulo *Pitch* ϕ estimado.

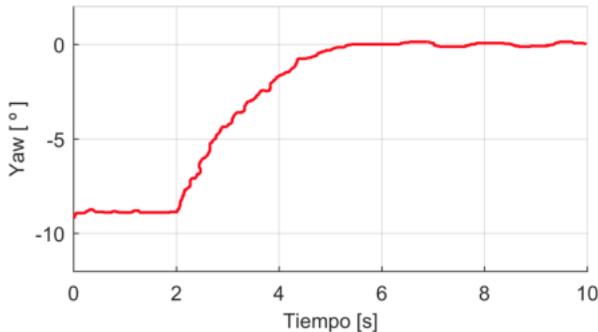


Fig. 9. Ángulo *Yaw* θ estimado.

En la Fig. (10) se muestran las señales de control u_1 y u_2 que tienden a cero, y $u_3 = 0$ por dos razones, por un lado, en la ley de control de orientación-reducida el objetivo es el apuntamiento hacia un vector deseado Γ_d , esto no necesariamente implica un momento en *Roll* para alinear los ejes del plano horizontal como se puede ver en la Fig. (6). Por otro lado, en nuestro experimento la rotación libre en *Roll* está restringida por la balanza de momentos.

En las gráficas experimentales esta presente un efecto de ruido que en las gráficas de simulación no se tiene, consideramos que esto se debe principalmente a los datos del giroscopio modelado por (6), ya que con el algoritmo de fusión sensorial se obtiene un estimado de los ángulos ϕ y θ , pero la velocidad angular se retroalimenta directamente en (12) sin filtrar μ_Ω , sin embargo, consideramos válidos nuestros resultados.

5. CONCLUSIONES

Se presentaron los resultados del desarrollo y pruebas de un sistema de estabilización vertical activo usando superficies de control para un cohete sonda de 1100 mm de longitud. Los resultados experimentales se han realizado en un túnel de viento que emula la interacción aerodinámica

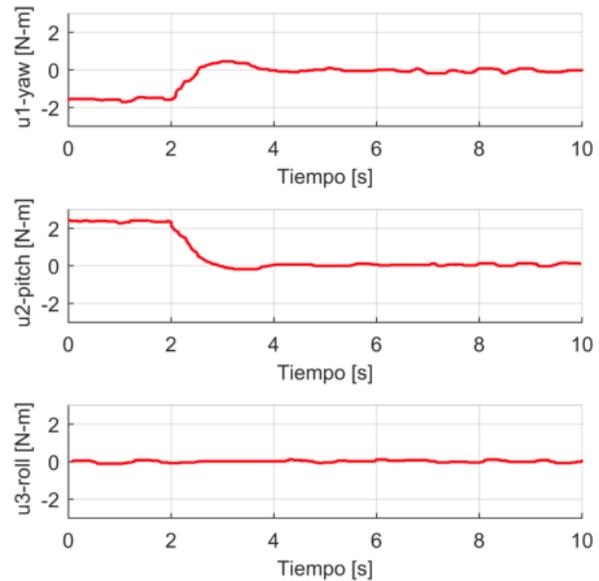


Fig. 10. Salida de control u en cada eje.

que tendría el cohete en condiciones de vuelo real, sin embargo, estamos conscientes que la mejor prueba de validación sería un vuelo en campo con condiciones de velocidad, aceleración y perturbaciones reales.

La importancia de este trabajo se centra en la implementación de un sistema mínimo que permita resolver en problema de las perturbaciones aerodinámicas en el ascenso de un cohete sonda. Consideramos que el trabajo a futuro se centrará en la inclusión de un sistema de propulsión que permita experimentos en campo, así como la implementación de otros actuadores como propulsores y ruedas de reacción, para evaluar el rendimiento y fiabilidad de cada uno.

REFERENCES

- Chatuverdi, N., Sanyal, A.K., and McClamroch, N.H. (2011). Rigid-body attitude control using rotation matrices for continuous, singularity-free control laws.
- Fleeman, E.L. (2006). *Tactical missile design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston.
- Gomez, F.J. and Miikkulainen, R. (2003). Active guidance for a finless rocket using neuroevolution. In *Genetic and Evolutionary Computation Conference*.
- Harry, S.G. (2004). *Handbook of model rocketry*. Wiley.
- Niskanen, S. (2009). Development of an open source model rocket simulation software. *Master Thesis*, 1.
- Rosario, E. (2013). Estimación de la orientación de un cuerpo rígido: Estudio experimental comparativo. *AMCA*, vol. 1.
- Tsiotras, P. and Longuski, J.M. (1994). Spin-axis stabilization of symmetric spacecraft with two control torques. *Systems & Control Letters*, 23(6), 395–402.