



Artículo de Investigación



Control robusto mediante redes neuronales y técnica de *backstepping* para el sistema de orientación de un satélite

Robust control using neural networks and backstepping technique for a satellite's orientation system

Francisco Emmanuel Vázquez Dueñas , Ricardo Ramón Pérez Alcocer , Luis Arturo García Delgado 

¹Departamento de Investigación en Física, Universidad de Sonora. Blvd. Luis Encinas J. y Rosales S/N, Colonia Centro, C.P. 83000, Hermosillo, Sonora, México.

Autor de correspondencia: Francisco Emmanuel Vazquez Dueñas, Departamento de Investigación en Física, Universidad de Sonora. Blvd. Luis Encinas J. y Rosales S/N, Colonia Centro, C.P. 83000, Hermosillo, Sonora, México. Correo electrónico: fcoevd@gmail.com. ORCID: 0009-0009-7799-0034.

Recibido: 16 de abril 2026

Aceptado: 30 de Junio 2026

Publicado: 3 de Agosto 2026

Resumen. - En la actualidad, los satélites se han consolidado como los pilares de la infraestructura global. Desde la navegación GPS y las telecomunicaciones de banda ancha hasta el monitoreo climático crítico, el uso de estos dispositivos es esencial para las actividades diarias. En este trabajo se presenta una propuesta de control adaptable basada en redes neuronales, la cual se diseña haciendo uso de la teoría de control por *backstepping*. El esquema de control propuesto simplifica la implementación al mismo tiempo que agrega robustez al sistema en lazo cerrado. Para validar el desempeño del controlador, se realizaron simulaciones numéricas considerando el modelo matemático del satélite ESEO. Durante dicha validación, se incluye un caso de estudio donde el sistema en lazo cerrado se ve afectado por una perturbación externa. Los resultados de la simulación muestran el correcto funcionamiento del esquema de control propuesto donde el satélite alcanza una orientación deseada y se mantiene en ella a pesar de la presencia de la perturbación. El desempeño se compara con un control por *backstepping* y valores RMS obtenidos de las señales de error sustentan las ventajas del control propuesto. Adicionalmente, se describe un sistema de animación desarrollado para mostrar los resultados de simulación de una manera más clara a personas que no son especialistas en el tema.

Palabras clave: Satélite; Control de orientación; Redes neuronales; Backstepping; Sistemas no lineales.

Abstract. - Satellites have become the cornerstones of global infrastructure. From GPS navigation and broadband telecommunications to critical climate monitoring, their use is essential for daily life. This paper presents a proposed adaptive control system based on neural networks, designed using backstepping control theory. The proposed control scheme simplifies implementation while adding robustness to the closed-loop system. To validate the controller's performance, numerical simulations were performed using the mathematical model of the ESEO satellite. This validation included a case study where the closed-loop system was affected by an external disturbance. The simulation results demonstrate the correct operation of the proposed control scheme, where the satellite achieves and maintains a desired orientation despite the disturbance. The performance is compared to backstepping control, and the RMS values obtained from the error signals support the advantages of the proposed control. Additionally, an animation system developed to present the simulation results more clearly to non-specialists is described.

Keywords: Satellite; Orientation control; Neural networks; Backstepping; Nonlinear systems.



1. Introducción

En la actualidad, la infraestructura global se sustenta sobre una red de tecnología satelital que resulta fundamental para la sociedad moderna. En la **Figura 1** se muestra un modelo visual 3D del satélite ESEO que sirve como referencia para este trabajo [1], [2]. El despliegue de estos dispositivos ha trascendido la exploración espacial para consolidarse como el eje operativo de servicios críticos, tales como la navegación por sistemas globales de posicionamiento, las telecomunicaciones y el monitoreo climático por mencionar algunos ejemplos. No obstante, el éxito de estos servicios depende en gran medida de la eficiencia de los esquemas de control encargados de mantener orientaciones de precisión y trayectorias estables [3, 4, 5]. La dinámica rotacional de un satélite es no lineal, y está sujeta a perturbaciones externas, además de incertidumbres paramétricas y limitaciones en los actuadores, lo que dificulta el diseño de estrategias de control precisas y robustas.

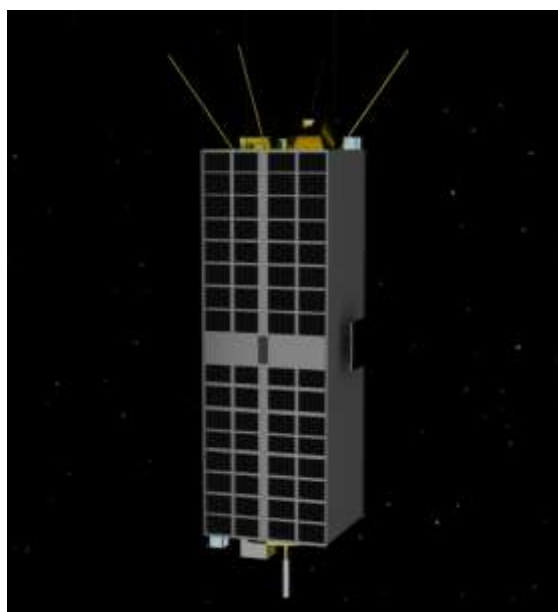


Figura 1. Modelo 3D del satélite ESEO.

El control de orientación ha sido ampliamente estudiado debido a su importancia en la operación de vehículos espaciales. La naturaleza no lineal del sistema y la presencia de perturbaciones han motivado el desarrollo de diversas técnicas de control robusto y adaptativo. Diversas técnicas de control de satélites han sido estudiadas e implementadas en estos dispositivos, dichas técnicas de control incluyen esquemas clásicos como P, PI, PD y PID [6]-[8], así como estrategias de control robusto [9]-[11], y lógica difusa [12], [14]. En particular, el filtro de Kalman y sus variantes, como el Filtro de Kalman Extendido (EKF) y Filtro de Kalman por Transformación *Unscented* de Raíz Cuadrada Modificado (MSRUKF), han demostrado alta eficiencia en aplicaciones de navegación y control, ofreciendo mejor desempeño que métodos clásicos en ciertos escenarios [15], [16].

De igual manera, el control de orientación se ha abordado mediante técnicas no lineales basadas en modelos dinámicos precisos, como el método de *backstepping*, el cual garantiza estabilidad mediante funciones de Lyapunov y una construcción recursiva de la ley de control [2], [17]-[19]. En [20] desarrollaron un controlador de orientación de tiempo finito basado en *backstepping* en el que se consideró



la saturación de los actuadores, con resultados satisfactorios bajo estas condiciones, el cual evidencia la efectividad del enfoque. Sin embargo, su desempeño depende de la exactitud del modelo, lo que se ve afectado por incertidumbres paramétricas y perturbaciones del ambiente.

Por otro lado, las redes neuronales han sido empleadas en el control de sistemas no lineales debido a su capacidad de aproximar dinámicas desconocidas sin requerir de un modelo exacto, lo que mejora la robustez frente a incertidumbres [21]. La investigación de control neuronal aplicado a satélites es vasta. En trabajos como [22] se propuso un esquema de control por modos deslizantes asistido por redes neuronales para el seguimiento de orientación de satélites. En dicho trabajo, las redes neuronales fueron utilizadas para aproximar dinámicas desconocidas y compensar incertidumbres paramétricas, mientras que un observador adaptativo permite estimar perturbaciones externas.

En [23] se desarrolló una estrategia neuroadaptativa tolerante a fallas basada en *backstepping* y aprendizaje compuesto, orientada a mantener el desempeño del sistema incluso ante degradaciones o fallas parciales en los actuadores. Este enfoque combina técnicas adaptativas y redes neuronales para estimar incertidumbres dinámicas en tiempo real, incrementando la robustez y confiabilidad del sistema de control.

El uso de técnicas de aprendizaje por refuerzo ha ampliado las posibilidades de diseño de controladores para sistemas espaciales. En este contexto, en [24] y en [25] se presentaron controladores para orientación de satélites que se basa en aprendizaje por refuerzo profundo y redes neuronales.

Considerando lo mencionado anteriormente, en este trabajo se presenta una propuesta de control de orientación para satélites basada en la combinación de la técnica de *backstepping* y redes neuronales. A diferencia de diversos trabajos, esta propuesta incorpora un modulador PWPF (Pulse Width Pulse Frequency), permitiendo transformar señales continuas generadas por el controlador en comandos tipo ON/OFF que pueden ser aplicados directamente a los propulsores usados como actuadores y que están presentes comúnmente en satélites pequeños. Asimismo, se realiza una evaluación comparativa entre el controlador neuronal y el controlador *backstepping* convencional bajo diferentes condiciones de operación, incluyendo un caso de estudio donde se incluyen perturbaciones impulsivas externas.

Los resultados obtenidos mediante simulación numérica muestran que la red neuronal mantiene un desempeño comparable al controlador *backstepping* en condiciones nominales y presenta una mejor capacidad de adaptación y rechazo de perturbaciones cuando el sistema es sometido a condiciones no contempladas explícitamente durante el diseño del controlador. Estos resultados evidencian el potencial de la estrategia propuesta para incrementar la robustez del sistema de orientación ante incertidumbres y escenarios operativos adversos.

El documento está organizado de la siguiente manera. La Sección 2 presenta el modelo del satélite y algunas preliminares necesarias para el diseño e implementación del controlador, así como la descripción de los actuadores y perturbaciones externas empleados en este trabajo. El objetivo de control y el controlador adaptable por redes neuronales y *backstepping* es presentado en la Sección 3. Los detalles de la simulación y los resultados obtenidos se describen en la Sección 4. Finalmente, las conclusiones derivadas de este trabajo se presentan en la Sección 5.



2. Modelo del satélite

Las ecuaciones que describen el movimiento del satélite en el espacio emplean distintos marcos de referencia [26]. Un marco de referencia se puede definir como es un conjunto de coordenadas, compuesto por un origen y un conjunto de ejes ortonormales, que se emplea para medir y describir la posición, orientación, velocidad y aceleración de un objeto en el espacio. En el caso de los satélites se emplean tres marcos de referencia los cuales se describen a continuación.

Marco de referencia inercial $\{i\}$: Este tiene como origen el centro de la Tierra. El eje z coincide con el eje de rotación de la Tierra.

Marco de referencia de la órbita $\{o\}$: Este marco describe la trayectoria de la órbita del satélite alrededor de la Tierra, la cual se asume tiene forma casi circular, y su origen está localizado en centro de masa del satélite.

Marco de referencia del satélite $\{b\}$: Este marco se encuentra fijo al satélite y de manera similar al origen del marco de referencia de la órbita se encuentra en su centro de masa.

El sistema estudiado en este trabajo consta de un satélite, el cual se considera un cuerpo rígido el cual sigue una trayectoria en la órbita alrededor de la tierra. En la **Figura 2** se presenta el sistema estudiado y los tres marcos de referencia empleados en el estudio.

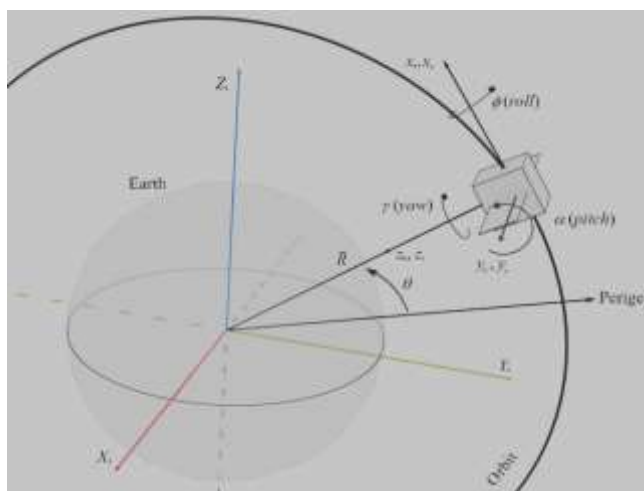


Figura 2. Geometría del movimiento orbital del satélite y marcos de referencia usados en la descripción de su movimiento.

La orientación del sistema de referencia fijo al cuerpo del satélite $\{b\}$, con respecto al sistema de referencia orbital $\{o\}$, se representa mediante un grupo particular de matrices denominado Grupo Ortogonal Especial $SO(n)$. Existen diversas maneras de parametrizar estas matrices y representar la orientación de un marco de referencia con respecto a otro. En este trabajo se emplean el vector de cuaterniones, definidos como una entidad matemática que extiende los números complejos al espacio de cuatro dimensiones. Esta representación presenta ventajas considerables sobre otras parametrizaciones, como los ángulos de Euler, dado que permiten evitar singularidades que se dan lugar en configuraciones de orientación bien conocidas. Al ser una representación en un espacio de cuatro dimensiones, no presenta singularidades y



por lo tanto, el satélite puede rotar libremente en cualquier dirección sin riesgo de fallo algorítmico. El cuaternión se expresa de la siguiente manera [5, 27, 28].

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \eta \\ \boldsymbol{\epsilon} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta/2) \\ k \sin(\theta/2) \end{bmatrix}, \quad (2.1)$$

donde η es la parte escalar. $\boldsymbol{\epsilon} = [\epsilon_1 \epsilon_2 \epsilon_3]$ es la parte vectorial. θ es el ángulo de rotación asignada a la matriz de rotación. $\mathbf{k}$ es un vector unitario orientado con el ángulo θ que representa el eje de rotación. De esta forma, la cinemática rotacional del satélite se expresa de la siguiente manera [2, 3, 5, 28]:

$$\dot{\eta} = \frac{-1}{2} \boldsymbol{\epsilon}^T \boldsymbol{\omega}_{ob}^b, \quad (2.2)$$

$$\dot{\boldsymbol{\epsilon}} = \frac{1}{2} [\eta \mathbf{I} + \mathcal{S}(\boldsymbol{\epsilon})] \boldsymbol{\omega}_{ob}^b, \quad (2.3)$$

siendo $\mathbf{I}$ es la matriz identidad en $R^{3 \times 3}$.

2.2 Dinámica del sistema

Tomando como base la segunda ley de Newton [29], la teoría de aceleración de una partícula, el movimiento relativo entre distintos sistemas de referencia [30], y tratando al satélite como un cuerpo rígido que se mueve libremente en el espacio, la dinámica que describe su movimiento está dada por [20, 31].

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b = -\boldsymbol{\omega}_{ib}^b \times (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_{ib}^b) + \boldsymbol{\tau}_d^b + \boldsymbol{\tau}_a^b, \quad (2.4)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{ob}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b + \boldsymbol{\omega}_o \mathbf{c}_2, \quad (2.5)$$

donde $\mathbf{J}$ es la matriz de inercia del satélite, $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ es la velocidad angular del satélite del marco inercial $\{i\}$ desde el marco del satélite $\{b\}$, $\boldsymbol{\tau}_a^b$ representa el vector de torque generado por los actuadores, $\boldsymbol{\tau}_d^b$ las perturbaciones externas y $\boldsymbol{\omega}_o$ es la velocidad angular con la que el satélite orbita la Tierra la cual se obtiene como

$$\omega_o \approx \sqrt{\frac{\mu_g}{r_c^3}}, \quad (2.6)$$

siendo μ_g el parámetro gravitacional estándar de la Tierra, en otras palabras $\mu_g = GM \approx 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ y r_c^3 la distancia del marco de referencia inercial al marco de la órbita al satélite, pudiéndose deducir las unidades de ω_o como $\left[\sqrt{\frac{[m^3/s^2]}{[m^3]}} \right] = \left[\sqrt{\frac{[1]}{[s^2]}} \right] = \left[\frac{1}{[s]} \right]$ (unidades de velocidad angular) [2], [9].



El vector de torques externos τ_d^b es generado por distintos efectos como pueden ser el gradiente de velocidad, el arrastre aerodinámico, variaciones en la radiación solar y el viento por mencionar algunos factores. En este trabajo solo se considera el gradiente gravitacional de tal forma que

$$\tau_d^b = 3\omega_0^2 c_3 \times (Jc_3). \quad (2.7)$$

2.3 Actuadores

El sistema de control de orientación de un satélite requiere mecanismos capaces de generar torques que modifiquen su orientación. En sistemas reales, múltiples actuadores son utilizados de forma redundante para mejorar la confiabilidad y permitir una adecuada distribución del torque requerido en los distintos ejes del satélite. Estos actuadores se pueden clasificar en activos y pasivos, siendo los primeros aquellos que hacen uso de una fuente de energía, que puede ser eléctrica o química, y un sistema de procesamiento para funcionar. Por otro lado, los pasivos son sistemas que aprovechan las fuerzas naturales del entorno espacial para estabilizar el satélite sin necesidad de computación activa o energía constante. Entre los actuadores activos más comunes se encuentran los propulsores (thrusters), magnetorques, y las ruedas de reacción.

En este trabajo se considera que el satélite está equipado con cuatro propulsores y una rueda de reacción la cual funciona bajo el principio de acción y reacción. Al acelerar una masa rotatoria internamente, el cuerpo del satélite gira en sentido opuesto. Los propulsores, por otro lado forman parte del sistema de control por reacción (RCS), el cual genera torque mediante la expulsión de masa. Estos dispositivos permiten realizar maniobras de orientación y estabilización, especialmente en presencia de perturbaciones externas o durante cambios rápidos de orientación [32]. El torque generado por los actuadores se distribuye en el satélite considerando su posición y orientación con respecto a su centro de masa. Así, el vector de torques generados por los actuadores está dado por

$$\tau_d = \tau_{thrusters} + \tau_{wheel} = B_a^T \mathbf{u} + D_a \omega_{ib}^b,$$

donde $\mathbf{u}$ representa el vector de entradas de control que generan cada uno de los actuadores del satélite y está dado por

$$\mathbf{u} = [F_1 \ F_2 \ F_3 \ F_4 \ \dot{h}_{wy}]^T.$$

Cabe hacer notar que en el caso del sistema que se estudia en este trabajo, F_i representa el empuje del propulsor i y $\dot{h}_{wy}$ el torque de la rueda inercial. Adicionalmente, B es la matriz de distribución que describe la configuración geométrica de los actuadores y su contribución al torque total del sistema [2],

$$B_a^T = \frac{\sqrt{2}}{2} \begin{bmatrix} -r_z & r_z & -r_x + r_y \\ r_z & r_z & r_x - r_y \\ -r_z & -r_z & r_x - r_y \\ r_z & -r_z & -r_x + r_y \\ 0 & \sqrt{2} & 0 \end{bmatrix},$$



donde $r_j, j = x, y, z$ son las componentes de la distancia común de los propulsores al centro de masa del satélite debido su ubicación simétrica.

Además, D_a contiene términos dinámicos añadidos a partir del momento angular de la rueda de reacción dados por

$$D_a^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -h_{wy} \\ 0 & 0 & 0 \\ h_{wy} & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

2.4 Modulador

En muchos sistemas de control de orientación, los actuadores tipo propulsor operan de manera discreta, es decir, únicamente pueden encenderse o apagarse. Por lo tanto, es necesario transformar las señales de control continuas en comandos compatibles con este tipo de actuadores.

Una técnica ampliamente utilizada es el modulador PWPF (Pulse Width Pulse Frequency), el cual permite aproximar una señal continua mediante una secuencia de pulsos [32], [33]. Los moduladores por pulsos envían secuencias de pulsos a las válvulas del propulsor, ajustando el ancho y/o la frecuencia de dichos pulsos. Entre las variantes se encuentran el modulador pseudo-tasa, el modulador integral de frecuencia de pulso y el modulador por ancho y frecuencia de pulso (PWPF) [34].

En este trabajo se emplea un modulador PWPF el cual está compuesto principalmente por un filtro de primer orden y un disparador tipo Schmitt, organizados en un lazo de retroalimentación. Este esquema permite generar una señal de pulso cuya salida promedio es equivalente a la señal de entrada continua [32]. De esta manera, el modulador convierte la señal de control u en una señal binaria compatible con los actuadores, preservando el comportamiento dinámico deseado del sistema. Además, el uso del modulador PWPF permite tratar a los actuadores discretos como si fueran continuos en un sentido promedio, facilitando el diseño de controladores basados en modelos continuos [34].

2.5 Perturbaciones externas

Es bien sabido que el gradiente de gravitación, denotado por τ_g , es considerado como la principal perturbación externa a la cual el satélite se encuentra sujeto por la naturaleza del ambiente de operación. Sin embargo, es posible que se presenten otras perturbaciones como la presión de radiación solar o el arrastre atmosférico. En este trabajo, con la finalidad de probar la robustez del controlador, se propuso agregar una perturbación externa como un torque adicional, el cual fue introducido mediante un pulso que puede afectar al satélite en todos sus ejes.



3. Control de orientación por *backstepping* y redes neuronales

3.1 Objetivo de control

Considerando que los valores deseados de orientación son constantes y están dados por $\mathbf{q}_d = [\eta_d \ \epsilon_d]^T$, el cuaternión de error $\tilde{\mathbf{q}}$ se define como la rotación relativa necesaria para llevar el marco de referencia del cuerpo desde su estado actual al estado deseado y está dado por

$$\tilde{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \tilde{\eta} \\ \tilde{\epsilon} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \eta_d \\ \epsilon_d \end{bmatrix} \otimes \begin{bmatrix} \eta \\ -\epsilon \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} \eta_d \eta + \epsilon_d^T \epsilon \\ \eta_d \epsilon - \eta \epsilon_d - S(\epsilon_d) \epsilon \end{bmatrix}, \quad (3.1)$$

donde $S(\epsilon_d)$ es la matriz antisimétrica de los componentes vectoriales deseados, y que es usada para representar el producto cruz. Bajo esta consideración, el objetivo de control consiste en garantizar que $\mathbf{q}(t) = \mathbf{q}_d$ cuando $t \rightarrow \infty$, o de manera equivalente

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\mathbf{q}}(t) = \begin{bmatrix} \pm 1 \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}. \quad (3.2)$$

3.2 Controlador neuronal propuesto

El primer paso en el proceso de diseño del controlador es emplear la teoría de diseño por *backstepping* como se presenta en [2], [30]. Así se define la variable de error $\mathbf{z}_1$ como sigue

$$\mathbf{z}_1 = \begin{bmatrix} 1 - |\tilde{\eta}| \\ \tilde{\epsilon} \end{bmatrix}, \quad (3.3)$$

donde $\tilde{\eta}$ y $\tilde{\epsilon}$ corresponden a los elementos del vector de error de cuaternión definido en (3.1). Entonces

$$\mathbf{z}_1 = \begin{bmatrix} 1 - |\eta_d \eta + \epsilon_d^T \epsilon| \\ \eta_d \epsilon - \eta \epsilon_d - S(\epsilon_d) \epsilon \end{bmatrix}. \quad (3.4)$$

Note que el objetivo de control se alcanza si la variable de error $\mathbf{z}_1$ tiende a cero cuando el tiempo tiende a infinito. Derivando $\mathbf{z}_1$ con respecto al tiempo se obtiene

$$\dot{\mathbf{z}}_1 = \frac{1}{2} G^T(\tilde{\mathbf{q}}) \boldsymbol{\omega}_{ob}^b,$$

donde

$$G^T(\tilde{\mathbf{q}}) = \begin{bmatrix} \text{sign}(\tilde{\eta}) \tilde{\epsilon}^T \\ \tilde{\eta} I - S(\tilde{\epsilon}) \end{bmatrix}, \quad (3.5)$$



con la función $sign(x)$ definida como

$$sign(x) = \begin{cases} -1, & \text{si } x < 0 \\ 1, & \text{si } x \geq 0 \end{cases},$$

para evitar singularidades cuando $\tilde{\eta}=0$. Ahora se define la siguiente entrada virtual de control

$$\omega_{ob}^b = \alpha + z_2, \quad (3.6)$$

siendo α es una función de estabilización y z_2 es una nueva variable de estado. De esta manera se tiene que

$$\dot{z}_1 = \frac{1}{2} G^T(\tilde{q})(\alpha + z_2).$$

Definiendo la función estabilizadora α como

$$\alpha = -K_1 G(\tilde{q}) z_1, \quad (3.7)$$

z_1 ahora se puede reescribir como

$$\dot{z}_1 = -\frac{1}{2} G^T K_1 G z_1 + \frac{1}{2} G^T z_2. \quad (3.8)$$

Seleccionando una función candidata de Lyapunov dada por

$$V_1 = z_1^T z_1,$$

la derivada con respecto al tiempo de V_1 se puede expresar como

$$\dot{V}_1 = -\frac{1}{2} z_1^T G^T K_1 G z_1 + \frac{1}{2} z_1^T G^T z_2.$$

El siguiente paso en el diseño del controlador por teoría de *backstepping* consiste en obtener la dinámica de $\dot{z}_2$ a partir de (2.5) y (3.6) dando como resultado

$$\dot{z}_2 = \dot{\omega}_{ib}^b + \omega_o \dot{c}_2 - \dot{\alpha}.$$

Además, sustituyendo la dinámica del satélite presentada en (2.5) se tiene

$$J \dot{z}_2 = \tau_a + \tau_d - \omega_{ib}^b \times (J \omega_{ib}^b) + \omega_o J \dot{c}_2 - J \dot{\alpha}, \quad (3.9)$$



dado que $\dot{\mathbf{c}}_2 = S(\mathbf{c}_2)\boldsymbol{\omega}_{ob}^b$, la dinámica de $\dot{\mathbf{z}}_2$ se puede expresar como

$$J\dot{\mathbf{z}}_2 = f(\mathbf{x}) + \boldsymbol{\tau}_a$$

Donde

$$f(\mathbf{x}) = \boldsymbol{\tau}_a - \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \times (J\boldsymbol{\omega}_{ib}^b) + \omega_o J\dot{\mathbf{c}}_2 - J\dot{\boldsymbol{\alpha}}.$$

Note que la señal $f(\mathbf{x})$ puede aproximarse mediante redes neuronales [17]. Basándonos en la propiedad de aproximación universal de las redes neuronales la siguiente representación es obtenida

$$f(\mathbf{x}) = W\sigma(V^T \mathbf{x}) + \boldsymbol{\epsilon}_n,$$

donde $\mathbf{x} = [1 \ \eta \ \eta_d \ \boldsymbol{\epsilon}^T \ \boldsymbol{\epsilon}_d^T \ \dot{\eta} \ \dot{\boldsymbol{\epsilon}}^T \ \mathbf{z}_1^T \ \mathbf{z}_2^T \ \boldsymbol{\omega}_{ib}^{b^T} \ \mathbf{c}_2^T]^T$, es el vector de entrada de la red neurona, W es la matriz de pesos ideales, $\sigma(\cdot)$ es la función de activación, V representa la matriz de pesos de entrada y $\boldsymbol{\epsilon}_n$ es el vector de error de aproximación de la red neuronal.

De este modo se está en posición de proponer la siguiente ley de control

$$\boldsymbol{\tau}_a = -G\mathbf{z}_1 - K_2\mathbf{z}_2 - \hat{W}\sigma(V^T \mathbf{x}) - \rho \text{sign}(\mathbf{z}_2), \quad (3.10)$$

siendo K_1 una matriz de ganancias diagonal definida positiva, ρ un escalar positivo y $\hat{W}$ la estimación de la matriz de pesos de salida, que se obtiene utilizando la siguiente ley de adaptación

$$\dot{\hat{W}} = N\sigma(V^T \mathbf{x})\mathbf{z}_2^T - kN\hat{W}|\mathbf{z}_2|, \quad (3.11)$$

con una matriz N de ganancias diagonal definida positiva y k un coeficiente constantes.

Note que es posible probar que considerando la dinámica del satélite en (2.4)-(2.5) y el controlador adaptable diseñado empleando teoría de *backstepping* y redes neuronales descrito en (3.18)-(3.19), el sistema en lazo cerrado garantiza que el objetivo de control en (3.2) se cumple.

La **Figura 3** se presenta el diagrama de bloques del sistema en lazo cerrado. En este gráfico se puede observar la estructura del controlador neuronal que genera la acción de control que es procesada por el modulador de pulsos para posteriormente ser aplicada al satélite.

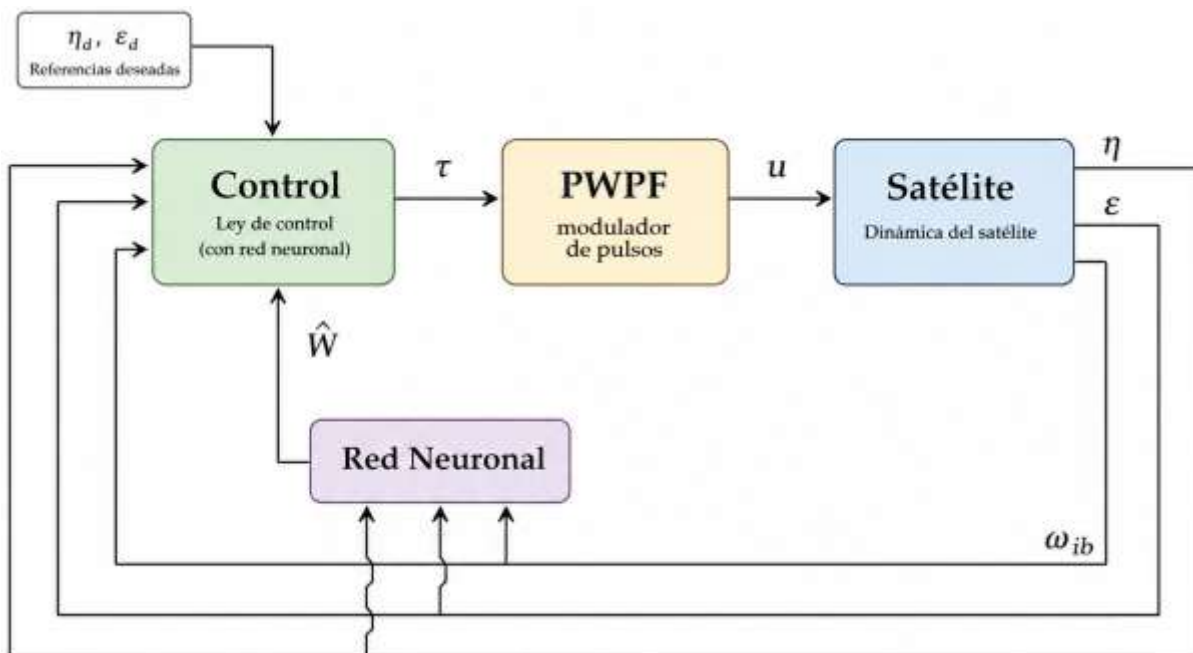


Figura 3. Diagrama de bloques del sistema en lazo cerrado donde se incluye el controlador neuronal propuesto.

4. Resultados en simulación numérica

En esta Sección se presenta la validación en simulación numérica del controlador adaptable por *backstepping* y redes neuronales propuesto. Para evaluar el desempeño del controlador se realizaron simulaciones numéricas en Simulink MATLAB considerando el modelo dinámico del satélite presentado en (2.4). Los parámetros del modelo fueron tomados del satélite ESEO presentado en [2]. Los valores numéricos de dichos parámetros se presentan en la Tabla 1. En las condiciones de operación del satélite se considera que se mueve en una órbita a 250 km de altura.

Tabla 1. Parámetros empleados en la simulación del satélite ESEO[2].

Notación	Descripción	Valor	Unidad
μ_g	Coeficiente gravitacional	3.986×10^{14}	$[m^3/s^2]$
r_c	Altura de la órbita	6628	[Km]
J_{xx}	Momento de inercia en x	4.35	[Kg m ²]
J_{yy}	Momento de inercia en y	4.337	[Kg m ²]
J_{zz}	Momento de inercia en z	3.664	[Kg m ²]

Como se mencionó en la Sección 2 la simulación numérica incluye el modelo de los actuadores, la programación por bloque del disparador de Schmitt, el cual contiene a los cuatro propulsores del satélite ESEO, convirtiendo la señal continua en pulsos que son aplicados al actuador. Adicionalmente la señal de control de la rueda de reacción que se aplica de manera directa.



Para comparar el desempeño del controlador propuesto, se implementó una simulación numérica del controlador por *backstepping* presentado en [2]. Dicha propuesta de control la entrada del satélite está dada por:

$$\tau_a = -K_2 z_2 - G z_1 + \omega_{ib}^b \times (J \omega_{ib}^b) - \tau_d - \omega_o JS(c_2) \omega_{ib}^b + J \dot{\alpha}, \quad (4.1)$$

donde K_1, K_2 in $R^{3 \times 3}$ son matrices de ganancias del controlador diagonales definidas positivas y las señales z_1, z_2, α y G están definidas como en (3.3), (3.6), (3.7) y (3.5), respectivamente. Note que para poder implementar este controlador es necesario calcular la derivada en el tiempo de las señales α, G y z_1 . Si bien las expresiones para calcular dichos valores han sido presentadas en [2] aun representan una carga computacional considerable al momento de generar la acción de control.

Se realizaron simulaciones considerando dos casos de estudio. Para ambos casos se asignó una tarea de regulación donde los valores deseados de orientación se establecieron en $q_d = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$. La orientación inicial se definió en $q(0) = [0.87180.2147 \ -0.3353 \ 0.2853]^T$. El tiempo de muestreo se estableció en 1 milisegundo mientras que el tiempo de simulación fue de 70 segundos. Las ganancias para el controlador propuesto se obtuvieron mediante un proceso de prueba y error, resultando en los valores presentados a continuación.

$$K_1 = \text{diag}\{0.050.050.05\}, \\ K_2 = \text{diag}\{0.050.050.05\}.$$

Por último, la red neuronal fue implementada usando 10 neuronas, pesos de entrada inicializados de manera aleatoria, y las ganancias $k = 0.1, N = \text{diag}\{0.05 \ 0.05 \ 0.05\}$ y $\rho = 0.001$.

El primer caso de estudio consistió en orientar el satélite de la posición inicial hacia el valor deseado mencionado anteriormente considerando un escenario ideal donde no se presentan incertidumbres paramétricas ni perturbaciones externas.

La **Figura 4** presenta la evolución temporal de la orientación del satélite durante la simulación. Es importante hacer notar que para presentar de una manera más clara los resultados, los parámetros de orientación entregados por el sistema en cuaterniones fueron convertidos a parámetros de *roll*, *pitch* y *yaw*, (balanceo, cabeceo y guiñada, respectivamente). Note que los valores de los parámetros de *roll*, *pitch* y *yaw* asociados con la orientación deseada establecida en el cuaternión $q_d = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ corresponden a valores nulos.

Se puede notar en las gráficas como el valor deseado de orientación es alcanzado por el satélite en menos de 20 segundos tanto para el caso donde se emplea el control por *backstepping* tomado de la literatura (línea azul) como para el control neuronal propuesto (línea roja). Posteriormente, la orientación del satélite en cada parámetro permanece sin cambios significativos durante el resto de la simulación.

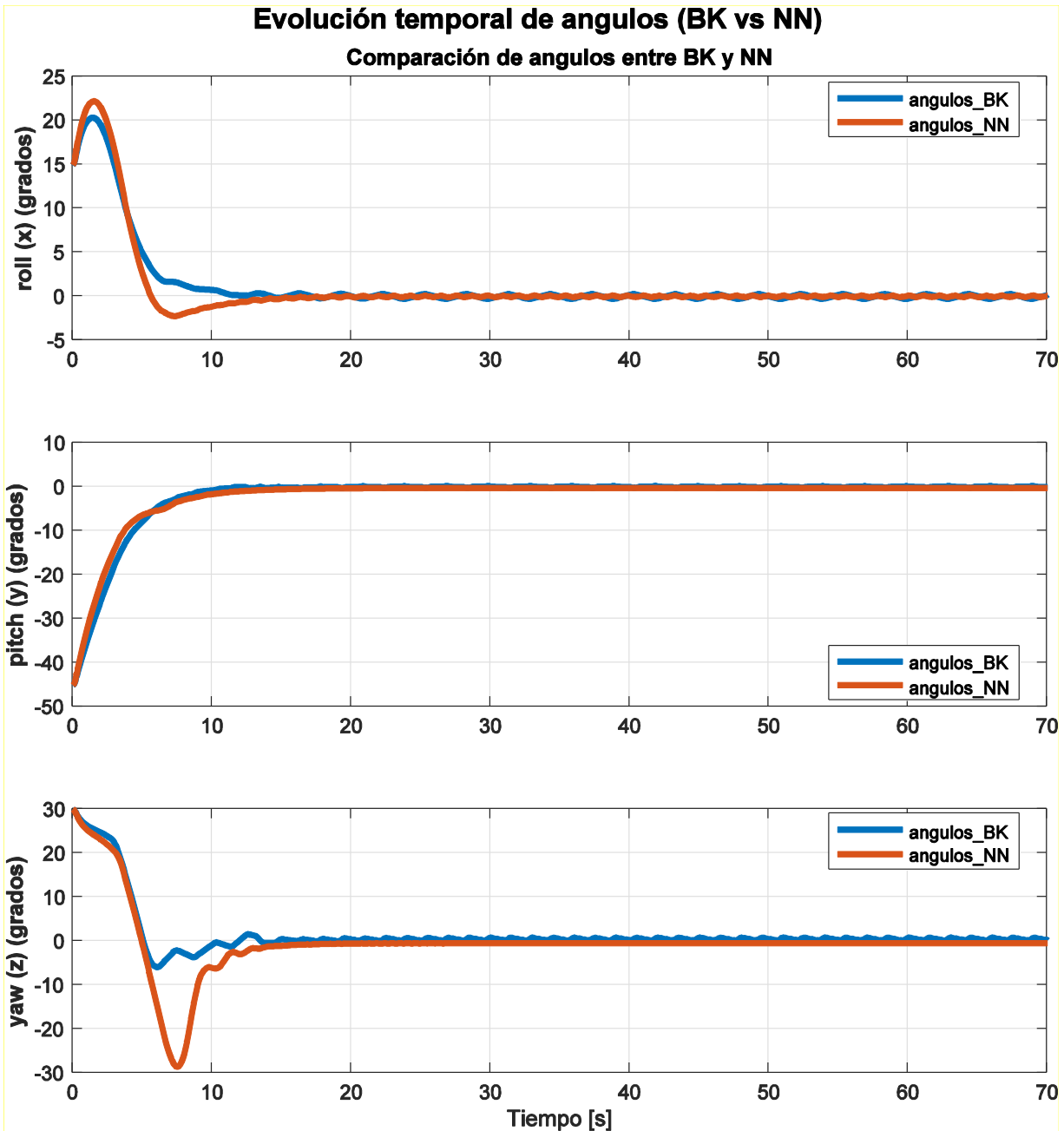


Figura 4. Gráfica de las señales de orientación obtenidas de la simulación del satélite ESEO aplicando el control por backstepping tomado de la literatura (línea azul) y el control neuronal propuesto (línea en rojo).

Como se mencionó en la descripción del controlador el objetivo de control se alcanza si el vector $\mathbf{z}_1$ tiende a cero cuando el tiempo tiende al infinito. En la **Figura 5** se presenta la evolución temporal de la señal de error $\mathbf{z}_1$. Se puede observar que cada elemento del vector de error converge a cero después de los primeros 15 segundos manteniéndose así durante el resto del experimento.

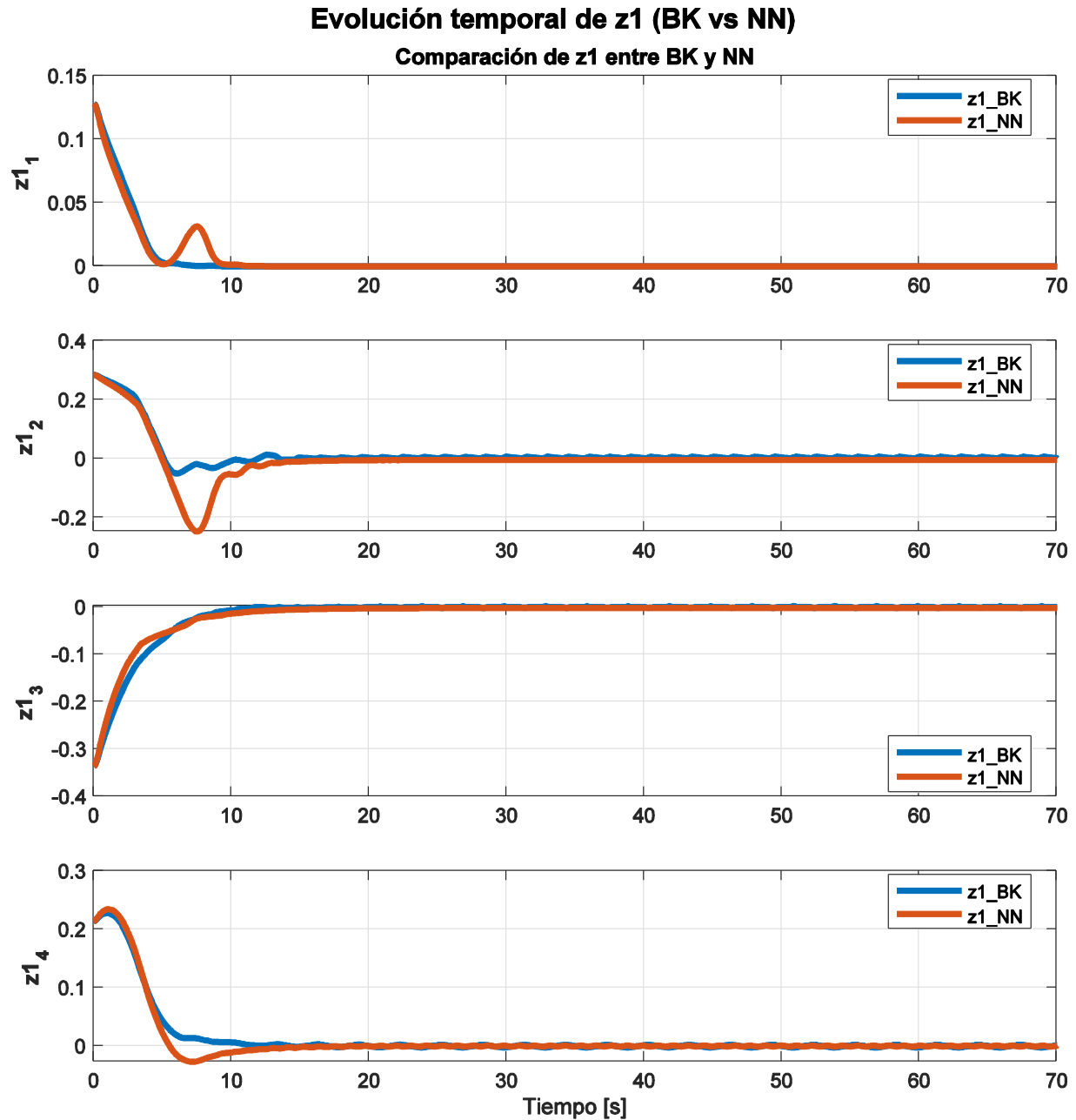


Figura 5. z_1 , evolución temporal del error del cuaternión de control por backstepping tomado de la literatura (línea azul) y el control neuronal propuesto (línea en rojo).

La **Figura 6**, muestra las señales de control aplicadas a los actuadores del satélite las cuales son el resultado de convertir la señal continua en pulsos con el modulador PWPF. Se puede observar los cambios en las señales durante el transitorio de la orientación el satélite que corresponde a los primeros 15 segundos. Posteriormente la frecuencia en los pulsos se hace más alta, para mantener estable el satélite.

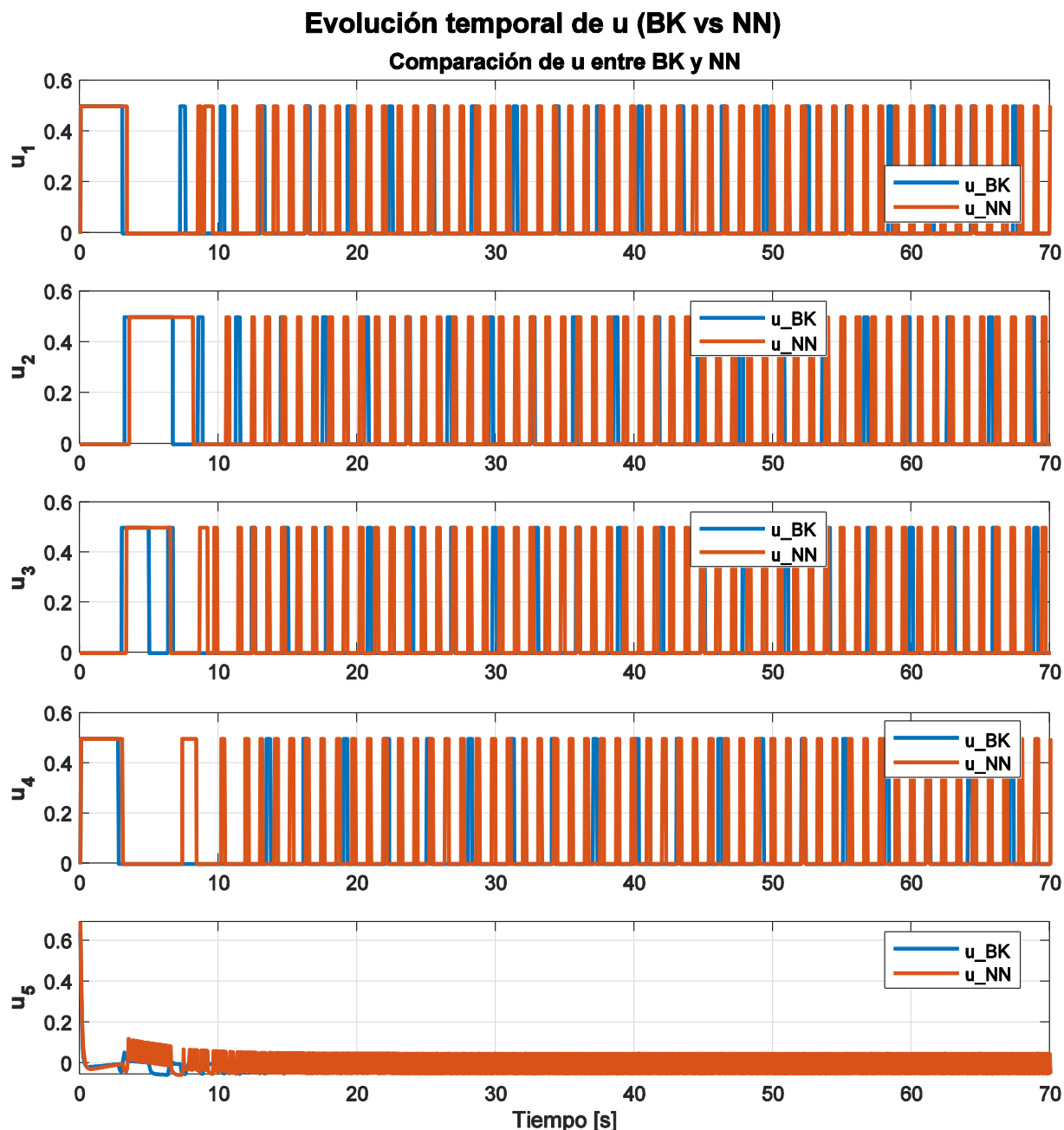


Figura 6. Señales del controlador tipo pulso para los actuadores, el control por backstepping tomado de la literatura (línea azul) y el control neuronal propuesto (línea en rojo).

Con el propósito de realizar una comparación cuantitativa de los controladores estudiados en la Tabla 2 se presentan los valores RMS de los errores en ángulos de Euler (*roll*, *pitch* y *yaw*) en el intervalo de tiempo de $20 \leq t \leq 70$ segundos, periodo en el cual el sistema se encuentra en estado estable. Los resultados muestran que ambos controladores son capaces de mantener errores reducidos en los tres ejes de orientación. El controlador basado en redes neuronales, denotado en la tabla como CNN, obtiene valores RMS de menor magnitud en los parámetros *roll* y *yaw*. Por otra parte, el controlador basado en *backstepping*, denotado por Cbks presenta mejor desempeño en el ángulo *pitch*. Estos resultados indican



que ambos esquemas proporcionan una adecuada estabilización del satélite, aunque presentan diferencias en el comportamiento de cada parámetro de orientación.

Tabla 2. Valores RMS de las señales de error de orientación obtenidas al aplicar los controladores por backstepping “Cbks” y el control neuronal propuesto “CNN” en el intervalo de 20 a 70 s.

Ángulos Euler	Cbks (°)	CNN (°)	%
<i>Roll</i>	0.17579	0.061702	64.90
<i>Pitch</i>	0.096426	0.21128	-119.11
<i>Yaw</i>	0.54496	0.46235	15.16

Una segunda simulación se realizó con el propósito de evaluar el desempeño del controlador cuando se presenta una perturbación externa que afecta el sistema. En este caso de estudio se aplicó una perturbación como un pulso agregado directamente al torque externo del sistema, con una amplitud de 0.0125 Nm a partir del segundo 20 y se mantuvo constante por 10 segundos. Posterior a esto la perturbación desaparece y la simulación continúa hasta completar los 70 segundos de simulación.

En la **Figura 7** se muestra el comportamiento del satélite en este segundo caso de estudio representado por los ángulos de orientación. Se observa claramente como en los primeros 20 segundos el satélite alcanza la orientación deseada y luego se ve afectado de manera considerable por la perturbación. En particular el parámetro de orientación *yaw* es el que presenta la variación con magnitud más grande de aproximadamente 45 grados para ambos controladores, el control tomado de la literatura (línea azul) y el control propuesto (línea roja). Por otro lado, para el resto de los parámetros de orientación el efecto de la perturbación presenta una magnitud mucho menor. Finalmente, el sistema regresa a la orientación deseada después de que el momento perturbador se ha desvanecido.

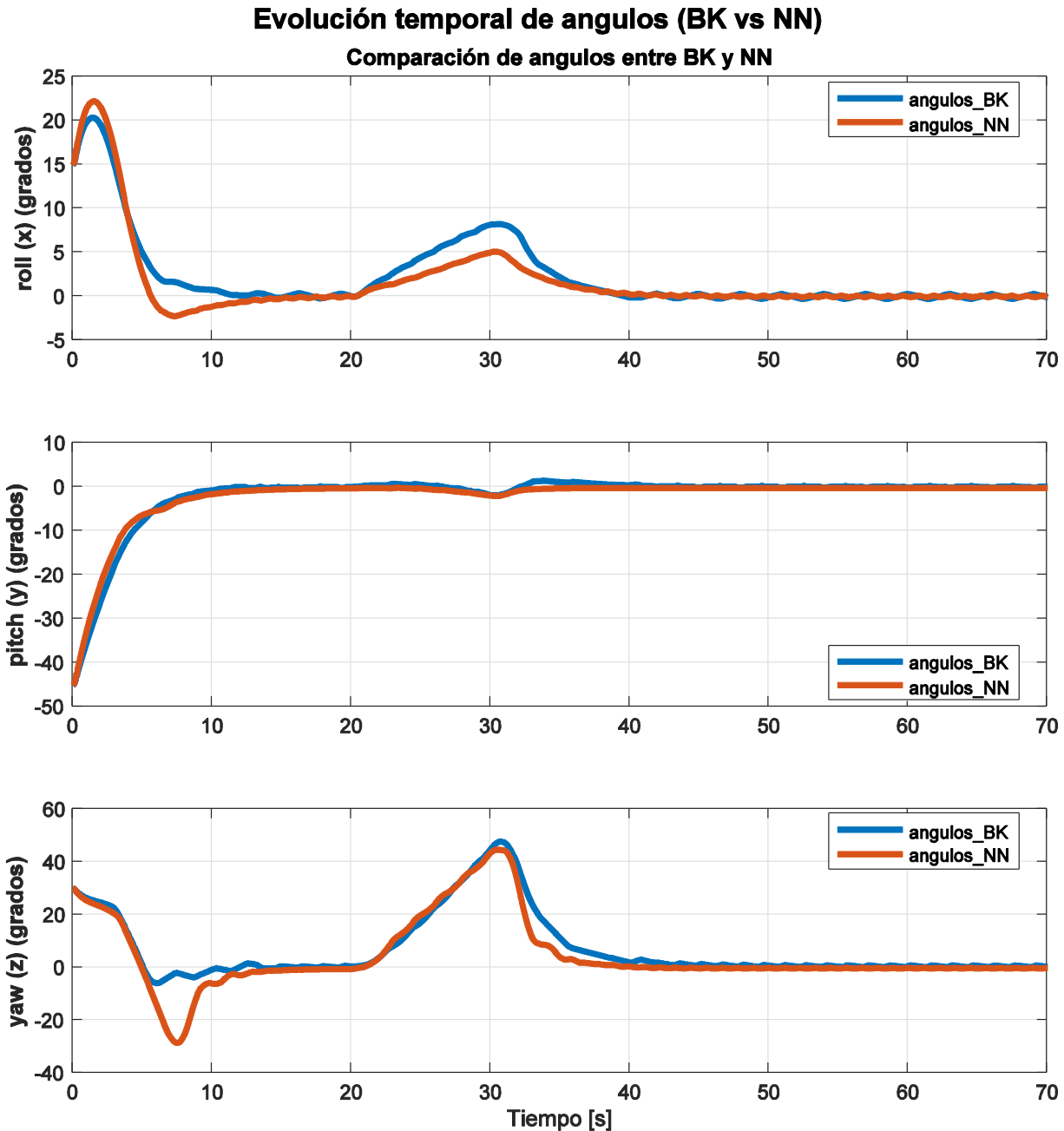


Figura 7. Gráfica roll, pitch y yaw de orientación del satélite ESEO con perturbaciones externas exageradas, realizada en Simulink MATLAB, el control por backstepping tomado de la literatura (línea azul) y el control neuronal propuesto (línea en rojo).

Similar al primer caso de estudio, en la **Figura 8** se presenta la evolución temporal de la variable de estado z_1 . Se observa como cada elemento del vector converge a cero después de los primeros 15 segundos. Posteriormente al presentarse la perturbación la magnitud en cada elemento del vector se incrementa considerablemente y de nuevo converge a un valor nulo después de los 40 segundos. Este comportamiento es consistente con lo observado en los ángulos de Euler presentados anteriormente donde se observó que el satélite alcanza la orientación deseada.

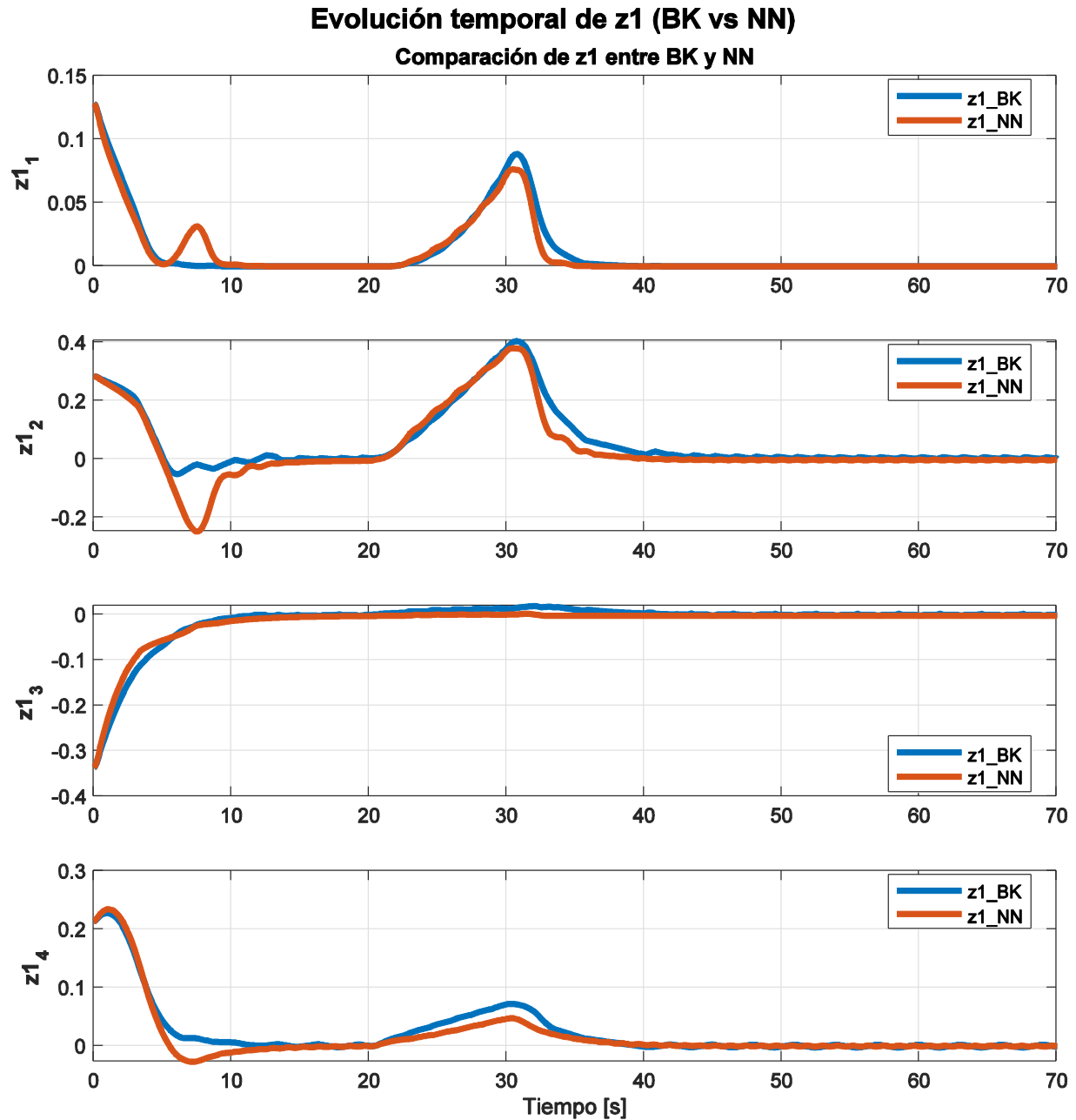


Figura 8. z_1 , evolución temporal del error del cuaternión, el control por backstepping tomado de la literatura (línea azul) y el control neuronal propuesto (línea en rojo).

Finalmente, en la **Figura 9**, se muestra las señales de control aplicadas a los actuadores del satélite. Se puede observar los cambios en las señales mientras se orienta el satélite. Además, se nota un cambio significativo en el comportamiento de la señal en el segundo 20, instante en el cual se presenta la perturbación externa.

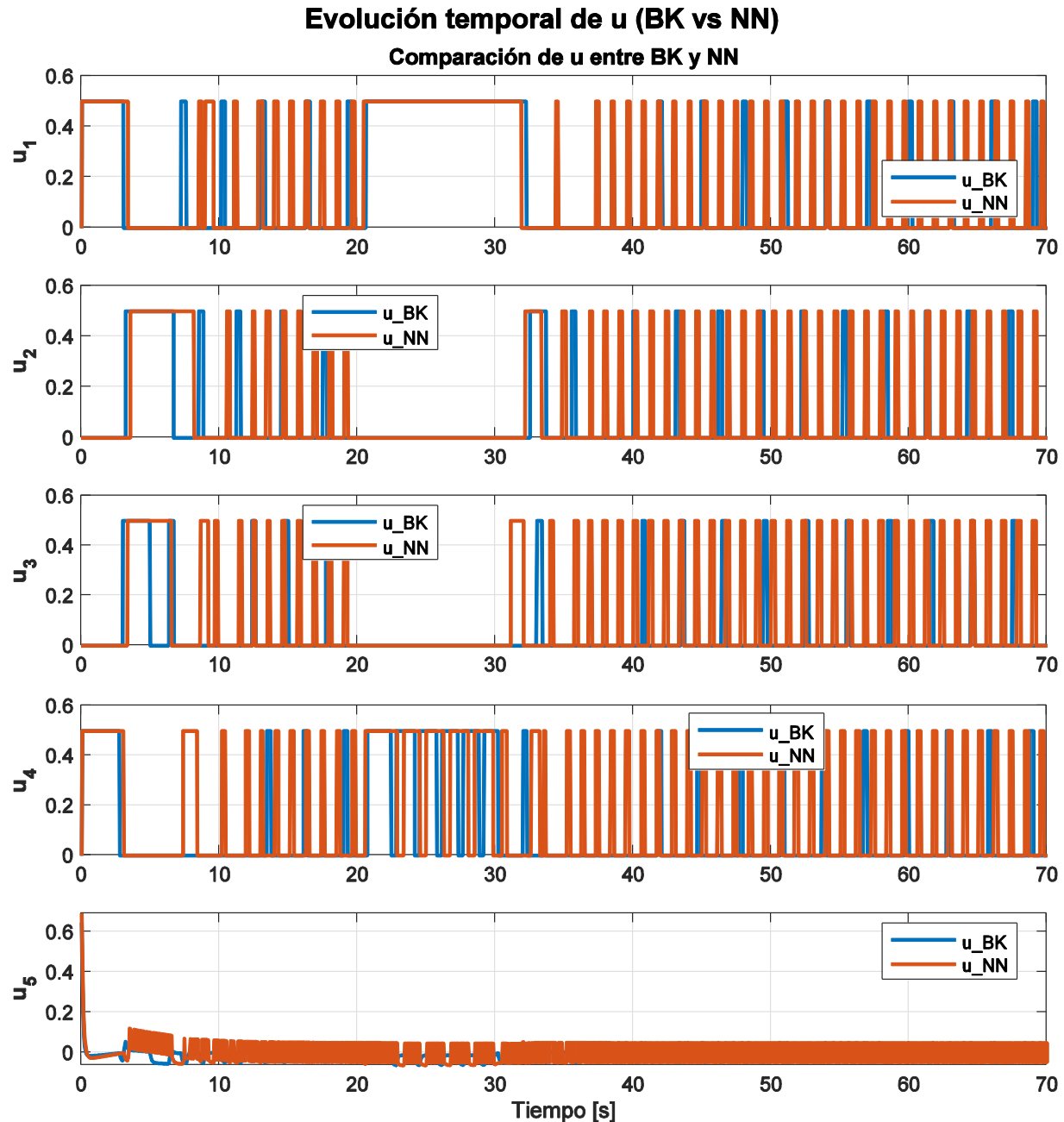


Figura 9. Señales tipo pulso para los actuadores, el control por backstepping tomado de la literatura (línea azul) y el control neuronal propuesto (línea en rojo).

La Tabla 3 presenta valores RMS de errores angulares en el intervalo de tiempo $20 \leq t \leq 70$ segundos bajo la presencia de perturbaciones externas. La perturbación incrementa los errores de seguimiento en ambos controladores. Sin embargo, el controlador basado en redes neuronales mantiene menores valores RMS en los tres parámetros de orientación.

La diferencia más significativa se observa en el ángulo *roll*, donde el controlador neuronal reduce el error RMS aproximadamente 41.76%. Asimismo, en el parámetro *yaw* se observa una reducción del error RMS de 7.16% con respecto al control tomado de la literatura. De manera similar en el ángulo *pitch* se presenta



un mejor desempeño para el controlador propuesto. Estos resultados indican el control por redes neuronales posee una mayor capacidad para compensar perturbaciones externas e incertidumbres del sistema, contribuyendo a mejorar la precisión al regular la orientación del satélite en condiciones no ideales de operación.

Tabla 3. Valores RMS de las señales de error de orientación obtenidas al aplicar los controladores por backstepping “Cbks” y el control neuronal propuesto “CNN” en el intervalo de 20 a 70 s, del escenario donde se presenta la perturbación externa.

Ángulos Euler	Cbks (°)	CNN (°)	%
Roll	2.9487	1.7171	41.76
Pitch	0.56081	0.54368	3.05
Yaw	15.058	13.979	7.16

Con los resultados obtenidos en ambos casos de estudio se puede notar que el objetivo de control es alcanzado usando los dos controladores estudiados. Note que en el primer caso el controlador tomado de la literatura obtuvo índices de desempeño similares e incluso superiores al controlador propuesto, esto es debido a que su diseño se basa en el conocimiento exacto del modelo dinámico del satélite lo cual le da ventaja en este primer escenario estudio. Sin embargo, en el caso donde se incluyen perturbaciones al sistema el control con redes neuronales mostró un mejor desempeño dada su naturaleza que no requiere el conocimiento del modelo dinámico.

Adicionalmente se realizó un modelo 3D del satélite ESEO con el propósito de tener una animación que muestre el comportamiento del sistema en lazo cerrado. En la **Figura 10** se muestra el mencionado gráfico desarrollado en *Blender*. El modelo incluye los ejes coordenados visibles de los marcos de referencia de la órbita $o = o_x, o_y, o_z$ y el satélite $b = b_x, b_y, b_z$, para manipular su orientación basándose en los resultados obtenidos por las simulaciones de Simulink MATLAB, con la finalidad de apreciar cómo se vería el satélite flotando en la órbita. Es importante mencionar esta funcionalidad porque permite tener una idea más clara del movimiento que está realizando el satélite durante la simulación.

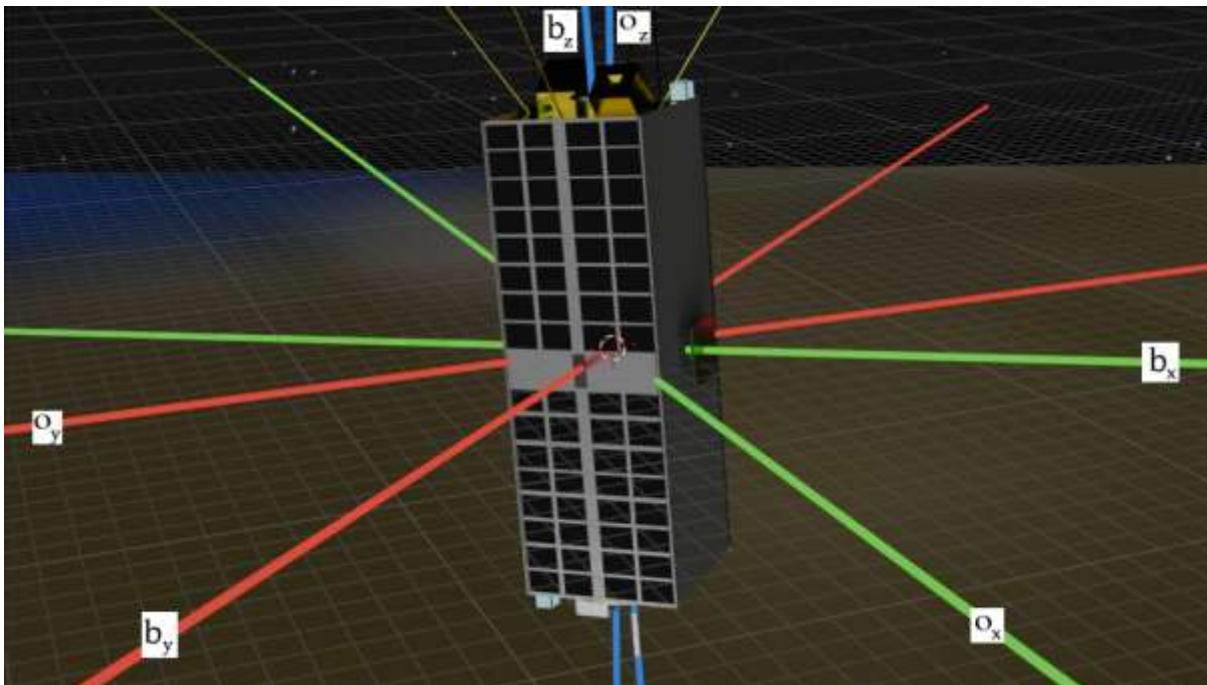


Figura 10. Modelo 3D del satélite ESEO mostrando visualmente los ejes coordenados de los marcos de referencia del marco orbital (o) y satelital (b).

5. Conclusiones

En este trabajo se presentó un controlador de orientación para satélites basado en la combinación de la metodología de control por *backstepping* y redes neuronales. La estrategia propuesta fue implementada y evaluada mediante simulación numérica en Simulink MATLAB, considerando incertidumbres paramétricas y perturbaciones externas que afectan la dinámica del sistema. En simulación del sistema se consideraron propulsores de tipo ON/OFF como actuadores, y se implementó un modulador PWPF que permite convertir la señal de control continua en una señal de pulsos.

Los resultados obtenidos muestran que tanto el controlador basado en *backstepping* tomado de la literatura como el control neuronal propuesto son capaces de estabilizar la orientación del satélite y mantener una referencia deseada. En condiciones nominales, ambos esquemas presentan desempeños similares, obteniéndose errores reducidos. Sin embargo, bajo la presencia de perturbaciones externas, el controlador neuronal mostró una mayor capacidad para compensar efectos no modelados, obteniendo menores valores RMS en las señales de error.

Una de las ventajas observadas en la estrategia de control propuesta, es que permite reducir la dependencia de un conocimiento exacto del modelo matemático y simplifica la implementación respecto a esquemas convencionales de *backstepping* que requieren el cálculo explícito de ciertos términos derivados de la dinámica del sistema.

Adicionalmente, la herramienta de animación que permite visualizar de forma gráfica la evolución de la orientación del satélite utilizando los datos obtenidos durante la simulación.



Como trabajo futuro, se propone el análisis formal de estabilidad del sistema en lazo cerrado, incorporando la dinámica de adaptación de la red neuronal dentro del marco teórico de Lyapunov. Asimismo, resulta de interés extender la validación del controlador a escenarios con perturbaciones más severas, fallas de actuadores y plataformas experimentales que permitan verificar el desempeño observado en simulación.

6. Agradecimientos

Los autores desean agradecer el apoyo brinda por SECIHTI mediante la asignación de la beca CVU 2064841, y por el apoyo recibido por parte del Departamento de Investigación en Física de la Universidad de Sonora.

7. Agradecimientos de autoria

Francisco Emmanuel Vázquez Dueñas: Conceptualización; Metodología; Software; Investigación; Análisis formal; Validación; Visualización; Redacción del borrador original. *Ricardo Ramón Pérez Alcocer*: Conceptualización; Metodología; Investigación; Análisis formal; Supervisión; Validación; Revisión y edición del manuscrito; Administración del proyecto. *Luis Arturo García Delgado*: Investigación; Supervisión; Validación; Revisión y edición del manuscrito; Administración del proyecto.

Referencias

- [1] European Space Agency, "Lanzado con éxito el satélite estudiantil ESEO," 2018. [Online]. Available: https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Spain/Lanzado_con_exito_el_satelite_estudiantil_ESEO. Accessed: Jun. 18, 2025.
- [2] R. Kristiansen and P. J. Nicklasson, "Satellite attitude control by quaternion-based backstepping," in Proc. American Control Conference (ACC), Portland, OR, USA, 2005, pp. 907–912, doi: 10.1109/ACC.2005.1470075.
- [3] X. Cao, B. Jiang, and P. Shi, "Neural network approximation-based *backstepping* sliding mode control for spacecraft with input saturation and dynamics uncertainty," Acta Astronautica, vol. 191, pp. 1–10, 2022, doi: 10.1016/j.actaastro.2021.10.035.
- [4] C. Li, W. Wang, Z. Liu, Y. Wang, and Z. Shi, "Adaptive neural network based fixed-time attitude tracking control of spacecraft considering input saturation," Aerospace Science and Technology, vol. 155, Art. no. 109746, 2024, doi: 10.1016/j.ast.2024.109746.
- [5] S. You, "Adaptive Learning Gain-Based Robust Attitude Control for Satellites with Time-Varying External Disturbances," Electronics, vol. 14, no. 16, p. 3298, 2025. doi: 10.3390/electronics14163298.
- [6] K. Madhana Mohan, U. Anitha, and K. Anbumani, "Cubesat attitude control by implementation of PID controller using Python," in Proc. 2023 12th International Conference on Advanced Computing (ICoAC), 2023, pp. 1–5, doi: 10.1109/ICoAC59537.2023.10249887.
- [7] Y. Qi, H. Jing, and X. Wu, "Variable structure pid controller for satellite attitude control considering actuator failure," Applied Sciences, vol. 12, no. 10, 2022. doi:10.3390/app12105273.
- [8] Y. Li and D. Ye, "Robust pid controller for flexible satellite attitude control under angular velocity and control torque constraint," Asian Journal of Control, vol. 22, no. 3, pp. 1327–1344, 2020. doi: 10.1002/asjc.1999.
- [9] L. Sun, S. Duan, H. Huang, T. Zhang, and X. Zhao, "Attitude maneuver planning and robust tracking control for flexible satellite," The Aeronautical Journal, vol. 128, no. 1328, pp. 2374–2392, 2024.



- [10] S. Kumar and S. Chakraborty, "Uncertainty and disturbance-observer based robust attitude control for satellites," *International Journal of Control*, vol. 96, no. 5, pp. 1245–1260, 2023. doi:10.1080/00207179.2022.2038390.
- [11] H. Liu, M. Cheng, Q. Meng, Y. Tian, and X. Li, "Robust fault-tolerant attitude synchronization control for formation flying satellites," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 36, no. 3, pp. 503–520, 2022. doi: 10.1002/acs.3352.
- [12] A. Bello, K. Olfe, J. Rodríguez, J. Ezquerro, and V. Lapuerta, "Experimental verification and comparison of fuzzy and PID controllers for attitude control of nanosatellites," *Advances in Space Research*, vol. 71, no. 9, pp. 3613–3630, 2023. doi: 10.1016/j.asr.2022.05.055.
- [13] B. Wang, S. Li, Q. Zhang, and M. Xin, "Combined fuzzy sliding-mode attitude stabilization and energy storage for small satellite," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 59, no. 6, pp. 7725–7738, 2023. doi:10.1109/TAES.2023.3294170.
- [14] M. Navabi, N. S. Hashkavaei, and M. Reyhanoglu, "Satellite attitude control using optimal adaptive and fuzzy controllers," *Acta Astronautica*, vol. 204, pp. 434–442, 2023. doi: 10.1016/j.actaastro.2023.01.005.
- [15] H. Ma, X. Zhang, Z. Lu, and W. Liao, "An improved central difference kalman filter for satellite attitude estimation with state mutation," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 32, no. 6, pp. 3442–3468, 2022. doi: 10.1002/rnc.5981.
- [16] J. Yang, J. Zhang, J. Wang, and W. Tao, "Kalman filter-based model predictive control for drag-free satellite under actuator failures and input saturations," *Review of Scientific Instruments*, vol. 94, no. 3, 2023. doi: 10.1063/5.0136994.
- [17] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant *backstepping* attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Advanced Control for Applications: Engineering and Industrial Systems*, vol. 6, no. 3, p. e215, 2024. doi: 10.1002/adc2.215.
- [18] K. Saathvika, A. Das, S. R. Kumar, and D. K. Giri, "Adaptive satellite attitude control with coulombic actuator using *backstepping* approach," in *Proc. 2025 American Control Conference (ACC)*, pp. 4287–4292, 2025. doi:10.23919/ACC63710.2025.11107546.
- [19] H. Boussadia, A. M. Si Mohammed, N. Boughanmi, and A. Meche, "Sliding mode control based on *backstepping* approach for microsatellite attitude pointing," *Engineering Proceedings*, vol. 14, no. 1, p. 24, 2022. doi: 10.3390/engproc2022014024.
- [20] Y. Ren and A. Xing, "Finite-time attitude tracking control for spacecraft based on *backstepping* method with input saturation," *PLOS ONE*, vol. 20, no. 6, e0326150, 2025. doi: 10.1371/journal.pone.0326150.
- [21] F. L. Lewis, S. S. Jagannathan, and A. Yesildirek, *Neural Network Control of Robot Manipulators and Non-Linear Systems*. London, U.K.: Taylor & Francis, 1998.
- [22] X. Wang, B. Xu, and Y. Pan, "Neural network-based sliding mode control for satellite attitude tracking," *Advances in Space Research*, vol. 71, no. 9, pp. 3565–3573, 2023. doi: 10.1016/j.asr.2022.04.047.
- [23] M. Ezabadi, M. Zahmatkesh, S. A. Emami, and P. Castaldi, "Robust neuro-adaptive command-filtered back-stepping fault-tolerant control of satellite using composite learning," *Advances in Space Research*, vol. 75, no. 1, pp. 1231–1244, 2025. doi: 10.1016/j.asr.2024.09.041.
- [24] L. Sun, Z. Zhao, X. Zhao, and Y. Liu, "Adaptive attitude maneuver control of a rigid-flexible satellite based on deep reinforcement learning," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, pp. 1–18, 2026, doi: 10.1109/TAES.2026.3672419.



- [25] D. Yadava, R. Hosangadi, S. Krishna, P. Paliwal, and A. Jain, "Attitude control of a nanosatellite system using reinforcement learning and neural networks," in Proc. 2018 IEEE Aerospace Conference, pp. 1–8, doi:10.1109/AERO.2018.8396409.
- [26] M. D. Shuster, "A survey of attitude representations," *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 41, no. 4, pp. 439–517, Oct.-Dec. 1993.
- [27] P. C. Hughes, *Spacecraft Attitude Dynamics*. Mineola, NY, USA: Dover Publications, 2004.
- [28] "Spacecraft attitude control based on generalised dynamic inversion with adaptive neural network," *The Aeronautical Journal*, vol. 128, no. 1321, pp. 504–516, 2024. doi: 10.1017/aer.2023.78.
- [29] I. Newton, *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*. London, U.K.: Royal Society, 1687.
- [30] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. New York, NY, USA: Springer, 2014, doi: 10.1007/978-1-4939-0802-8.
- [31] H. Gui, L. Jin, and S. Xu, "A novel single-thruster control strategy for spacecraft attitude stabilization," *Acta Astronautica*, vol. 86, pp. 55–67, May–Jun. 2013, doi: 10.1016/j.actaastro.2012.12.018.
- [32] A. Khosravi and P. Sarhadi, "Tuning of Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator Using PSO: An Engineering Approach to Spacecraft Attitude Controller Design," in Proc. 2016. doi: 10.7305/automatika.2016.07.618.
- [33] R. S. McClelland, *Spacecraft Attitude Control System Performance Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Thrusters*, Defense Technical Information Center (DTIC), 1994. [Online]. Available: <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA291803.pdf>.
- [34] G. Song and B. N. Agrawal, "Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Control," *Acta Astronautica*, vol. 49, no. 2, pp. 73–83, 2001. doi: 10.1016/S0094-5765(00)00163-6.
- [35] H. K. Khalil, *Nonlinear Systems*, 3rd ed. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice Hall, 2002.

Derechos de Autor (c) 2026 Francisco Emmanuel Vázquez Dueñas, Ricardo Ramón Pérez Alcocer, Luis Arturo García Delgado



Este texto está protegido por una licencia [Creative Commons 4.0](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

Usted es libre para compartir —copiar y redistribuir el material en cualquier medio o formato— y adaptar el documento —remezclar, transformar y crear a partir del material— para cualquier propósito, incluso para fines comerciales, siempre que cumpla la condición de: Atribución: Usted debe dar crédito a la obra original de manera adecuada, proporcionar un enlace a la licencia, e indicar si se han realizado cambios. Puede hacerlo en cualquier forma razonable, pero no de forma tal que sugiera que tiene el apoyo del licenciante o lo recibe por el uso que hace de la obra.

[Resumen de licencia](#) - [Texto completo de la licencia](#)