

Backstepping robusto para el control de altitud de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija miniatura.

A.T. Espinoza-Fraire¹, J.A. Sáenz-Esqueda², A. Sáenz-López³, F. Cortés-Martínez⁴

Resumen—En este trabajo, se presenta la comparación entre técnicas de control lineal, y la propuesta de controlador no lineal robusto ante perturbaciones. Las técnicas lineales son: PD y PID. El controlador no lineal propuesto es la técnica backstepping, pero a ésta se ha agregado un modo deslizante dinámico para obtener un controlador robusto ante perturbaciones desconocidas. Las técnicas de control mencionadas anteriormente se aplican al control en altitud de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija miniatura.

Palabra claves—Control lineal, control no lineal, robusto.

Abstract— In this work, is presented the comparison between linear controllers and a nonlinear control technique. The linear techniques are PD and PID. The nonlinear controller is the backstepping technique, but this has been added a dynamic sliding mode in order to obtain a robust controller in presence of unknown perturbations. The control techniques mentioned are applied to the altitude control of fixed-wing miniature aerial vehicle unmanned.

Keywords— Linear control, nonlinear control, robust.

I. INTRODUCCIÓN

En este trabajo se realiza la comparación de tres técnicas de control para el control en altitud de un vehículo aéreo no tripulado tipo avión miniatura, las técnicas están basadas en dos vertientes de la teoría de control (lineal y no lineal). Las técnicas de control lineal analizadas en este trabajo son: proporcional derivativo (PD) y proporcional integral derivativo (PID). La técnica de control no lineal está basada en la metodología backstepping y se realiza una unión con la técnica de control por modos deslizantes dinámico, para así obtener un controlador backstepping robusto ante perturbaciones en el sistema. Los resultados obtenidos con los controladores mencionados arriba, son presentados en simulaciones, éstas se obtuvieron utilizando MatLab Simulink.

En la literatura se pueden encontrar otros trabajos en los cuales unen las técnicas de control no lineal backstepping y por modos deslizantes para la obtención de un backstepping robusto, por ejemplo en [1], se propone un controlador backstepping con modos deslizantes libre del efecto chattering aplicado a un quadrotor o vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores, la eliminación del efecto

chattering lo logran al cambiar la función signo por una función discontinua de la función signo, ésta función la diseñan utilizando la lógica difusa. Los resultados obtenidos en [1] se presentan en simulaciones.

En [2], se propone un backstepping robusto para la dinámica longitudinal de un avión, dicho controlador se basa en la técnica backstepping y la robustez del controlador está dada por el diseño de un observador basado en modos deslizantes para estimar una perturbación y así ser considerada por el controlador y a su vez ser rechazada, los resultados mostrados en [2] son en simulación.

En [3] se propone un nuevo esquema de diseño híbrido para un sistema de vuelo basado en redundancia analítica. La redundancia analítica se utiliza para los ángulos de postura y se adopta un método de un observador de estados no lineal de orden reducido. El controlador de vuelo principal se basa en la técnica backstepping la cual se aplica al UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Para anular las incertidumbres tales como la dinámica no modelada y las perturbaciones externas, se diseñó un observador de estado extendido para mejorar la robustez del sistema de vuelo. En [3] los resultados son presentados en simulaciones.

El trabajo presentado en [4] está basado en un controlador backstepping el cual demuestran en base a simulaciones que es robusto ante ráfagas de viento, y los autores de [4] concluyen esto al ser comparado con un controlador LQR.

A diferencia de los controladores robustos basados en la técnica backstepping presentados en [1]-[4], el controlador backstepping robusto propuesto en este trabajo presenta una reducción en el efecto chattering basados sólo en la unión de un backstepping con un modos deslizantes dinámico, además de utilizar el derivador robusto para realizar el cálculo de las derivadas de mayor orden del controlador obtenido.

Este trabajo está compuesto por las siguientes secciones: en la sección II se presenta la parte técnica del artículo. En la sección III se tienen los resultados con los controladores lineales y con el controlador robusto propuesto. En la sección IV se presenta la discusión, la conclusión y las observaciones de este trabajo. Finalmente en la sección V se presentan las citas bibliográficas utilizadas en el desarrollo de este trabajo.

1, 2, 3, 4 Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, Av., Universidad s/n Fracc, Filadelfia de Gómez Palacio, Dgo. CP. 35010. * tadeo1519@gmail.com

II. PARTE TÉCNICA DEL ARTÍCULO

En esta sección se presenta el modelo longitudinal del vehículo aéreo no tripulado, además de los algoritmos propuestos para el control en altitud del avión no tripulado.

El modelo aerodinámico que se presenta para la dinámica longitudinal del vehículo aéreo no tripulado, se considera que no existe alguna parte flexible sobre éste, y además se considera la tierra como plana debido a que sólo recorrerá distancias cortas, es por ello que en el modelo matemático del avión no tripulado de este trabajo, no se considera la curvatura terrestre. Así, la obtención del modelo es a partir de la segunda ley de movimiento de Newton.

Entonces, el modelo longitudinal que define al avión no tripulado está dado por:

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(-D + T \cos \alpha - mg \sin \gamma) \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV}(L + T \sin \alpha - mg \sin \gamma) \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3)$$

$$\dot{q} = M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \quad (4)$$

$$\dot{h} = V \sin(\theta) \quad (5)$$

donde V es la velocidad de vuelo del avión no tripulado, α describe el ángulo de ataque, γ representa el ángulo de incidencia del viento, y θ denota el ángulo de cabeceo. Además, q es la velocidad angular en cabeceo (con respecto al eje y del cuerpo del avión), T denota la fuerza de empuje del motor y h es la altura actual del avión [5], δ_e representa la desviación del elevador. Los efectos aerodinámicos del avión son obtenidos por la fuerza de elevación L y la fuerza de oposición al movimiento D . M_q y M_{δ_e} son las derivadas de estabilidad aerodinámica, m denota la masa total del avión no tripulado, g es la constante gravitacional. La fuerza de elevación L , la fuerza de oposición D , y las derivadas de estabilidad aerodinámica M_q y M_{δ_e} son definidas como [5]:

$$L = \bar{q} S C_L \quad (6)$$

$$D = \bar{q} S C_D \quad (7)$$

$$M_q = \frac{\rho S V \bar{c}^2}{4 I_{yy}} C_{mq} \quad (8)$$

$$M_{\delta_e} = \frac{\rho V^2 S \bar{c}}{2 I_{yy}} C_{m\delta_e} \quad (9)$$

donde \bar{q} denota la presión dinámica, S representa el área del ala, y \bar{c} es la respuesta aerodinámica de la cuerda aerodinámica. C_D , C_L , C_{mq} y $C_{m\delta_e}$ son los coeficientes aerodinámicos para la fuerza de oposición, de elevación, de movimiento longitudinal y del elevador, respectivamente. Finalmente, I_{yy} representa la inercia en el eje y

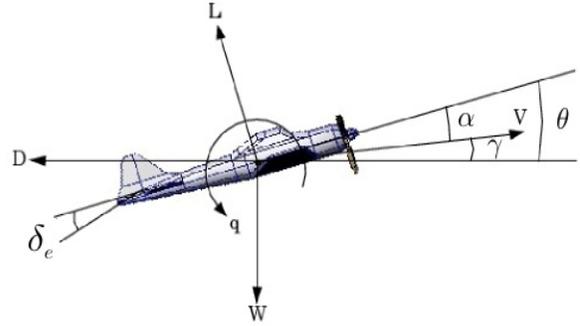


Figura 1. Variables involucradas en la dinámica longitudinal del vehículo aéreo no tripulado.

A. Controladores propuestos para el control de altitud del vehículo aéreo miniatura no tripulado.

Se han diseñado dos controladores clásicos (PD y PID) [6]. Para el diseño de los controladores lineales, se han considerado las ecuaciones (3)-(5).

Las ecuaciones (1) y (2) no son consideradas, debido a que al integrar la ecuación (1) se obtiene la velocidad relativa de vuelo, la cual se ha considerado en este trabajo como constante y la ecuación (2) no se utiliza en este trabajo, debido que al integrar dicha ecuación se obtiene el ángulo γ de incidencia del viento y en este trabajo se trabajará con el ángulo de cabeceo θ . Así, el error de altura se define como $\tilde{e}_h = h_d - h$, donde h_d es la altura deseada y h es la altura actual del avión no tripulado.

La altura deseada es lograda por la superficie de control del avión conocida en aviación como elevador y al mover ésta se genera un ángulo de cabeceo, entonces para desarrollar el control sobre esta superficie se define el error para el ángulo de cabeceo como $\tilde{e}_\theta = \theta_d - \theta$, donde $\theta_d = \arctan(\tilde{e}_h / \zeta)$ es el ángulo de cabeceo deseado y ζ denota la longitud del centro de masa del avión no tripulado a la nariz del mismo avión. Entonces, el controlador Proporcional Integral Derivativo, está definido por:

$$u_\theta = k_p(e_\theta(t)) + k_i \int_0^t (e_\theta(t)) dt + k_v \frac{d(e_\theta(t))}{dt} \quad (10)$$

donde, k_p , k_i y k_v son ganancias definidas positivas. Los valores de las ganancias fueron obtenidas de forma heurística para los controladores lineales como para el controlador no lineal.

Controlador	k_p	k_i	k_v
PID	10	0.025	5
PD	10		8

TABLA II
GANANCIAS DEL CONTROLADOR NO LINEAL

El controlador Proporcional Derivativo (PD) para el control de altura del vehículo aéreo miniatura no tripulado, está dado por:

$$u_\theta = k_p(e_\theta(t)) + k_v \frac{d(e_\theta(t))}{dt} \tag{11}$$

donde, k_p y k_v son ganancias con valores numéricos positivas. Finalmente, el controlador backstepping con modos deslizantes dinámico, está dado por:

$$u_\theta = \frac{-M_q \dot{q} + \ddot{\theta}_d - k_1 \ddot{e}_\theta - k_4 \dot{e}_\theta - k_2 \sigma}{M_{\delta e}} - M_{\delta e} \sigma - k_3 s - \beta_x \text{sign}(s) \tag{12}$$

donde, k_1 , k_2 , k_3 y k_4 son ganancias definidas positivas,

$$\sigma = q - \dot{\theta}_d + k_1 \tilde{e}_\theta \text{ y } s = \delta_e - \frac{-M_q q + \ddot{\theta}_d - k_1 \dot{e}_\theta - k_4 \tilde{e}_\theta - k_2 \sigma}{M_{\delta e}}$$

Este controlador incluye un diferenciador en tiempo real de tercer orden [7] para obtener las derivadas de $\ddot{\theta}_d$, $\dot{\theta}_d$ y $\dot{\theta}_d$, este diferenciador se utiliza debido a que la diferenciación en tiempo real tiene sensibilidad de diferenciación a ruidos de entrada, este diferenciador de tercer orden está dado por:

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= v_0 = \lambda_0 L |x_0 - \theta_d|^{3/4} \text{sign}(x_0 - \theta_d) + x_1 \\ \dot{x}_1 &= v_1 = \lambda_1 L |x_1 - v_0|^{2/3} \text{sign}(x_1 - v_0) + x_2 \\ \dot{x}_2 &= v_2 = \lambda_2 L |x_2 - v_1|^{1/2} \text{sign}(x_2 - v_1) + x_3 \\ \dot{x}_3 &= v_3 = \lambda_3 L \text{sign}(x_3 - v_2) \end{aligned}$$

donde, x_0 , x_1 , x_2 y x_3 son estimaciones en tiempo real de θ_d , $\dot{\theta}_d$, $\ddot{\theta}_d$ y $\ddot{\theta}_d$ respectivamente. El valor de la constante de Lipschitz se consideró como $L=1$, los valores de λ_0 , λ_1 , λ_2 y λ_3 son -5, -3, -1.5 y -1.1 respectivamente.

TABLA I
GANANCIAS DE LOS CONTROLADORES LINEALES

III. RESULTADOS

Para realizar una comparación entre los controladores se utiliza la norma L_2 [8], esta norma se aplicó a todos los resultados obtenidos en simulación para los controladores lineales, y el controlador robusto no lineal. Entonces, se obtiene la norma L_2 del error y del esfuerzo de cada controlador estudiado en el presente trabajo. Así, la norma L_2 para el error está dada por:

$$L_2[e_h] = \sqrt{\frac{1}{T-t_0} \int_{t_0}^T \|e_h\|^2 dt} \tag{13}$$

La norma L_2 para obtener el esfuerzo del controlador está definida como:

$$L_2[u_\theta] = \sqrt{\frac{1}{T-t_0} \int_{t_0}^T \|u_\theta\|^2 dt} \tag{14}$$

En la Tabla III, se presentan los resultados obtenidos con la norma L_2 para el error y esfuerzos del controlador.

TABLA III
NORMA L_2 DE LOS ERRORES Y ESFUERZOS DE LOS CONTROLADORES

Controlador	e_h [mts]	u_θ [grados]
PD	1.5888	1.8231
PID	1.5737	1.7751
Backstepping Robusto	1.4476	1.6995

Para la simulación se desea que el avión no tripulado siga la trayectoria que se muestra en línea punteada, y cabe mencionar que en los resultados presentados el sistema es perturbado para conocer cuál de los tres controladores tiene mejor rendimiento frente dicha perturbación.

En la Figura 2, se presentan los resultados obtenidos con el controlador Proporcional Derivativo (PD), debido que no es posible apreciar a simple vista cual controlador realiza mejor seguimiento, la descripción de los resultados está basada en la Tabla III. Así, considerando dichos resultados, el controlador PID presentó un menor error que el controlador PD, pero presenta un error mayor que el controlador backstepping robusto propuesto. Cabe mencionar, que la simulación representa valores negativos, pero se está considerando que el vehículo aéreo no tripulado se encuentra a una altura en la cual los valores negativos no causaran que pueda estrellarse el avión en la superficie terrestre al realizar el seguimiento deseado. Por otra parte, la misma perturbación es utilizada para todas las simulaciones realizadas en este trabajo.

La Figura 3 muestra la acción de control generada por el controlador PID en altitud, como se puede apreciar en la Tabla III, el controlador PID presenta una acción de control menor que la del controlador PD, pero es mayor que la entregada por el controlador backstepping robusto propuesto.

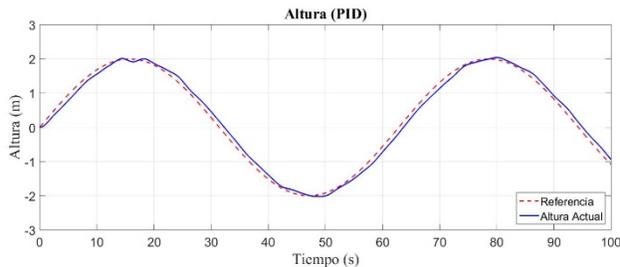


Figura 2. Controlador PID en altitud.

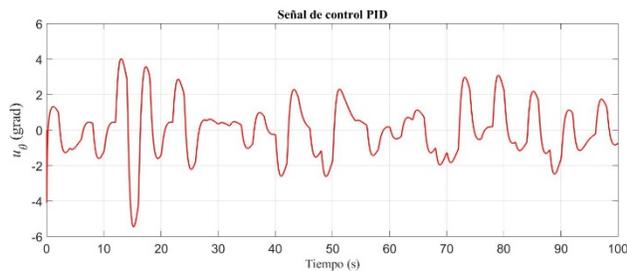


Figura 3. Señal de control PID en altitud.

Los resultados obtenidos con el controlador PD se presentan en la Figura 4, en esta figura se utiliza de la misma forma que para el controlador PID y el controlador backstepping robusto propuesto; la línea punteada que representa la referencia o la trayectoria deseada, y la línea sólida que representa la trayectoria actual del vehículo aéreo no tripulado. Entonces, el controlador proporcional derivativo (PD) presenta un error en altitud mayor que los

controladores PID y backstepping robusto propuesto. Además, el controlador PD muestra una acción de control mayor que el controlador PID y el controlador backstepping robusto propuesto, la Figura 5 presenta la señal de la respuesta obtenida por el controlador PD.

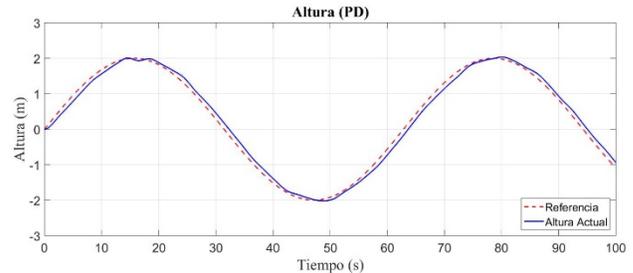


Figura 4. Controlador PD en altitud.

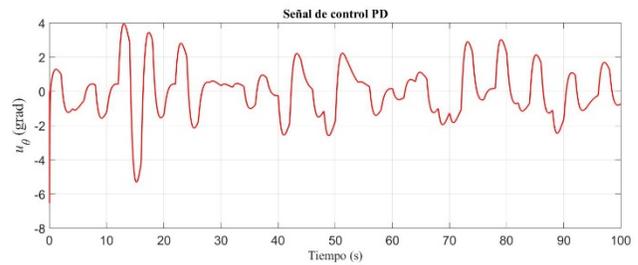


Figura 5. Señal de control PD en altitud.

En la Figura 6, se muestra el desempeño del controlador backstepping robusto propuesto. Considerando la Tabla III, el controlador backstepping robusto que se diseñó, muestra un error en altitud menor que los controladores PD y PID, y además de que entrega una acción de control menor que el PD y PID para cumplir con el objetivo de seguimiento de la trayectoria, ver la Figura 7 y la Tabla III.

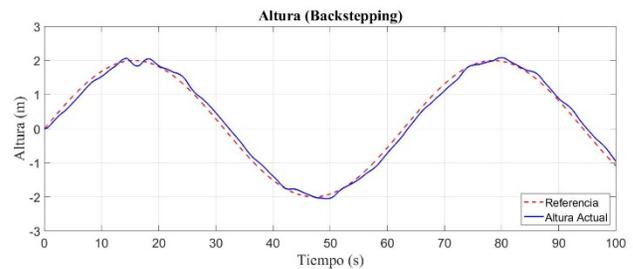


Figura 6. Controlador backstepping robusto en altitud.

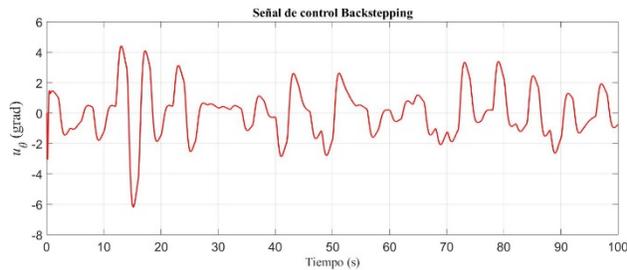


Figura 7. Señal de control backstepping robusto en altitud.

IV. DISCUSIÓN, CONCLUSIÓN Y RECOMENDACIONES

Se concluye que el controlador con el que se obtuvo un menor rendimiento para lograr el objetivo de control es el controlador PD, el cual presentó un mayor error de seguimiento y una señal de control mayor en comparación con los otros dos controladores (PID y backstepping robusto propuesto).

El controlador PID tiene un buen rendimiento tanto en error de posición como en señal de control cuando es comparado con el controlador PD.

El controlador backstepping robusto obtenido, presentó una mejor respuesta de error en altitud y una mejor señal de control cuando es comparado con el controlador PD y PID. Además de mencionar que se obtuvo un buen desempeño del controlador backstepping robusto ante perturbaciones en el sistema y cabe mencionar que dichas perturbaciones son desconocidas por los controladores presentados en este trabajo.

V. AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen al apoyo otorgado por la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango para la realización de este trabajo.

VI. REFERENCIAS

- [1] Mohd, M. B.; Abdul, R. H.; Kumeresan, A. D. (2014) "Robust chattering free backstepping sliding mode control strategy for autonomous quadrotor helicopter", International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering, Vol. 14, No.03, pp. 36-44
- [2] Ming, S. L.; Mou, C.; Rong, M. (2013) "Robust backstepping control for longitudinal flight dynamics", Applied Mechanics and Materials, Vol. 300-301, pp. 1589-1592
- [3] Liwei, Q.; et al, (2010) "Design of robust backstepping controller for unmanned aerial vehicle using analytical redundancy in extended state observer", Systems and Control in Aeronautics and Astronautics, pp.
- [4] Tushar, K. R. (2014) "Robust controller for vertical-longitudinal-lateral dynamics control of small helicopter", Universal Journal of Control and Automation Vol. 2, No. 01, pp. 14-24

- [5] Stevens, B. L. and Lewis, F. L. (1992). *Aircraft Control and Simulation*, Jhon Wiley & Sons
- [6] Ogata, K. (2009). *Modern Control Engineering*, Prentice Hall, Fifth edition
- [7] Krstic, M.; Kanellakopoulos, I.; Kokotovic, P. (1995). *Nonlinear and Adaptive Control Design*, Jhon Wiley & Sons
- [8] Levant, A. (1998). "Robust exact differentiation via sliding mode technique". *Automatica* Vol. 34, pp. 379-384

VII. BIOGRAFÍA



Arturo Tadeo Espinoza Fraire. Nació el 19 de abril de 1983 en Torreón, Coahuila, México. Obtuvo el grado de Ingeniería en Electrónica en la especialidad de Control Automático e Instrumentación en 2008 en el Instituto Superior de Lerdo, Durango, México. Obtuvo el grado de Maestría y Doctorado en Ciencias en Ingeniería Eléctrica en la especialidad de Mecatrónica y Control en el Instituto Tecnológico de la Laguna en 2011 y 2015 respectivamente.

Trabajó en la empresa Ingeniería Mexicana de Sistemas del 2007 al 2008, realizó estancias de investigación en el laboratorio Franco-Mexicano en el CINVESTAV Zacatenco en el 2010 y una estancia de investigación en la Université de Technologie de Compiègne en el 2011 en Francia. Desde el 2017 labora como Profesor Investigador en la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango en Gómez Palacio Durango, México.

El Dr. Arturo Tadeo Espinoza Fraire es parte del comité técnico internacional del International Conference on Unmanned Aircraft Systems y nivel C del sistema nacional de investigadores (SNI). Sus áreas de interés son: vehículos aéreos no tripulados, control lineal y no lineal, sistemas embebidos y aplicaciones con vehículos aéreos no tripulados.



Sáenz Esqueda José Armando. Nació en Gómez Palacio, Durango el 15 de julio de 1988. El historial académico es el siguiente:

- Ingeniero en Mecatrónica, Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, Coah, en el año 2010.
- Maestro en Ciencias en Ingeniería Eléctrica con especialidad en Mecatrónica y Control, Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, Coah, en el año 2013.

Él actualmente es estudiante de Doctorado en el Instituto Tecnológico de la Laguna en el área de Mecatrónica y Control. Sus áreas de interés son: Control no Lineal, Robótica Móvil, Visión Artificial. M.C. Sáenz miembro de la Asociación Mexicana de Robótica.



Agustín Sáenz López, Fecha y Lugar de nacimiento: Gomez Palacio, Durango, 15 de enero de 1952. Licenciatura en Física-Matemáticas, Universidad Autónoma de Nuevo León, 1976. Maestría en Materiales, Universidad Autónoma de México, 1982. Maestría en Ingeniería, Universidad Juárez del Estado de Durango, 2006. Doctorado en Ingeniería, Universidad Juárez del Estado de Durango, 2011.

Trabaja como Profesor Investigador en la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, ubicada en la ciudad de Gómez Palacio, Durango. Las líneas de investigación que desarrolla son; Minería de Datos e Ingeniería de Transporte.

El Dr. Sáenz tiene el nombramiento de Perfil Promep y pertenece al Cuerpo Académico Modelación Matemática que está “En Consolidación”.



Facundo Martínez Cortés. Lugar y fecha de nacimiento: Ejido San Felipe, Dgo. 22 de octubre de 1958. Obtuvo la Licenciatura en Ingeniería Civil de la Escuela de Ingeniería Civil de la Universidad Juárez en el estado de Durango, México. Campus Gómez Palacio, en el año de 1983. La maestría en Ciencias de la Ingeniería Civil con Especialidad y Construcción de Obras en el año 2000 en la

Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la UJED campus Gómez palacio, estado de Durango, México. Doctorado en Ingeniería con Especialidad en Sistemas de Planeación y Construcción en la Facultad de Ingeniería Ciencias y Arquitectura de la UJED campus Gómez Palacio, estado de Durango, México en el año 2007.

Es profesor de la Facultad de Ingeniería y Ciencias de la UJED Campus Gómez Palacio en el estado de Durango desde el año 2000. Imparte cátedra en las unidades de aprendizaje: Alcantarillado sanitario, Abastecimiento de agua, Obras hidráulicas, Tratamiento de Aguas Residuales y Potabilización. Línea de investigación: Modelización matemática y desarrollo tecnológico. Ha publicado 15 artículos científicos en revistas científicas nacionales e internacionales: Italia, la India, Cuba, Venezuela, Estados Unidos y México.

El Dr. Cortés cuenta con el perfil del Programa para el Desarrollo Profesional Docente (PRODEP) de la Secretaría de Educación pública hasta el año 2019. Cuenta con la acreditación como miembro del registro CONACyT como evaluador de programas de estímulos a la innovación científica desde el año 2013. Reconocimiento al Mérito docente 2016 por la Comunidad de Instituciones de Educación Superior de la Laguna (CIESLAG) Reconocimiento preseña “Ancla” 2000 como ciudadano distinguido por la presidencia municipal de Gómez Palacio, Dgo. México.