

Creación de escenarios de vuelo
**simulados, bajo distintas
condiciones climáticas y
operativas.**



Evaluación del desempeño de los sistemas de control automático en aeronaves comerciales y privadas en el simulador de vuelo FSX

Performance Evaluation of Automatic Control Systems in Commercial and Private Aircraft Using the FSX Flight Simulator

RESUMEN

Este estudio tiene como propósito examinar el desempeño de los sistemas de control automático de rumbo y altitud en aeronaves comerciales y privadas mediante el uso del simulador de vuelo FSX. La investigación emplea una metodología experimental que consiste en la creación de diversos escenarios de vuelo simulados, bajo distintas condiciones climáticas y operativas. Los datos obtenidos de estas simulaciones son analizados para evaluar el comportamiento de los sistemas automáticos, y se enfoca en parámetros clave como el error, el tiempo de asentamiento y el tiempo de respuesta.

Los principales hallazgos muestran que la categoría de la aeronave y las condiciones climáticas, como las precipitaciones, la velocidad y la dirección del viento, tienen un impacto significativo en la respuesta de los sistemas de control automático. Estas variables afectan la señal de error y el tiempo de asentamiento, lo que es crucial para determinar la estabilidad de la aeronave bajo diversas condiciones operativas.

El análisis de la respuesta transitoria y la señal de error revelan que la función de transferencia es única y específica para cada tipo de avión. Este hallazgo subraya la importancia de desarrollar y optimizar sistemas de control automático que sean robustos, fiables y adaptables a las características particulares de cada aeronave y a las condiciones de vuelo simuladas.

En conclusión, este estudio proporciona información esencial para el diseño y la evaluación de sistemas de control automático en la aviación comercial. Los resultados obtenidos destacan la necesidad de integrar estas consideraciones en el desarrollo de tecnologías que promuevan una mayor estabilidad, seguridad y eficiencia operativa en el transporte aéreo. Este enfoque integral es fundamental para mejorar la seguridad y la confiabilidad en las operaciones aéreas, especialmente en entornos desafiantes.

ABSTRACT

This study aims to evaluate the performance of automatic heading and altitude control systems in commercial and private aircraft using the FSX flight simulator. The research employs an experimental methodology involving the creation of various simulated flight scenarios under different weather and operational conditions. Data obtained from these simulations are analyzed to assess the behavior of the automatic systems, focusing on key parameters such as error, settling time, and response time.

The main findings indicate that the aircraft category and weather conditions, such as precipitation, wind speed, and wind direction, have a significant impact on the performance of automatic control systems. These variables affect the error signal and settling time, which are crucial for determining the aircraft's stability under various operating conditions.

The analysis of the transient response and error signal reveals that the transfer function is unique and specific to each type of aircraft. This finding highlights the importance of developing and optimizing automatic control systems that are robust, reliable, and adaptable to the particular characteristics of each aircraft and the simulated flight conditions.

In conclusion, this study provides essential information for the design and evaluation of automatic control systems in commercial aviation. The results highlight the need to integrate these considerations into the development of technologies that enhance stability, safety, and operational efficiency in air transport. This comprehensive approach is crucial for improving safety and reliability in air operations, particularly in challenging environments.



Palabras Claves

Sistema de control automático, simulación FSX, señal de error, estabilidad de vuelo, respuesta transitoria, MATLAB.

Key words

Automatic control system, FSX simulation, error signal, flight stability, transient response, MATLAB.

INTRODUCCIÓN

Controlar una aeronave en vuelo es una tarea compleja que requiere una evaluación constante del rendimiento de los sistemas de control automático bajo diversas condiciones. El uso de un simulador de vuelo para esta evaluación es una alternativa práctica y efectiva, permitiendo reducir significativamente los costos operativos y de mantenimiento. Los sistemas de control automático son fundamentales para la operación segura y eficiente de las aeronaves comerciales y privadas; una evaluación inadecuada de estos sistemas puede comprometer la estabilidad de vuelo y, en situaciones extremas, aumentar el riesgo de incidentes o accidentes.

Con los avances tecnológicos, como los motores a reacción de largo alcance y las computadoras de alta precisión para la navegación, el rendimiento de las aeronaves ha mejorado notablemente, especialmente en situaciones de perturbaciones. Sin embargo, la falta de integración de sistemas de control optimizados puede aumentar el tiempo de respuesta ante perturbaciones atmosféricas, lo cual, según estudios previos, ha sido un factor contribuyente en varios incidentes en condiciones meteorológicas adversas.

En la década de 1970, se introdujeron los sistemas *fly-by-wire*, que emplean computadoras para coordinar movimientos precisos de las superficies de control, reemplazando los cables y mecanismos hidráulicos tradicionales. Estos sistemas permiten respuestas extremadamente precisas y cumplen con las rutas planificadas. Según Miller y White [9], los sistemas *fly-by-wire* han revolucionado la aviación al ofrecer mayor precisión, reducción de peso y mayor confiabilidad en el control de vuelo. Sin embargo, operar con estos modernos sistemas implica altos costos de operación, mantenimiento y entrenamiento, por lo que el uso de simuladores es una solución viable para recrear escenarios de prueba y verificar parámetros, reduciendo considerablemente los costos y la logística asociados a las comprobaciones en aeronaves reales.

Este estudio analiza cómo los sistemas de control de las aeronaves responden a perturbaciones, permitiendo calcular y observar sus respuestas en diversas condiciones de vuelo. Según Anderson [1], la capacidad de las aeronaves para mantener la estabilidad y corregir desviaciones rápidamente es fundamental para la seguridad de los vuelos comerciales, ya que reduce el riesgo de incidentes en condiciones adversas.

García y Martínez [4] sostienen que el uso de gemelos digitales permite crear réplicas virtuales precisas de los sistemas físicos, mejorando la capacidad de simulación y análisis en tiempo real. Estos modelos virtuales son esenciales para estudiar el comportamiento de las aeronaves en diferentes condiciones operativas.

Los avances en tecnología de la información y en computación digital han permitido la creación de simuladores sofisticados, como gemelos digitales y entornos de realidad virtual. Los simuladores de vuelo, como FSX, han transformado el entrenamiento de pilotos y el análisis aeronáutico en diversos contextos operativos. Este estudio se centra en evaluar la respuesta de las aeronaves mediante la creación de escenarios de simulación de vuelo en Flight Simulator X, con el fin de observar el comportamiento de los sistemas de control automático ante perturbaciones y mejorar la comprensión de su funcionamiento mediante la abstracción que permite la simulación.

FUNDAMENTOS

Los sistemas de control automático son esenciales para la operación segura y eficiente de las aeronaves modernas. Estos sistemas gestionan la estabilidad y la trayectoria de la aeronave, ajustando automáticamente los controles de vuelo para mantener las condiciones deseadas sin intervención constante del piloto. Desde la introducción de los sistemas *fly-by-wire* en los años 70, las aeronaves han evolucionado de controles mecánicos e hidráulicos a sistemas electrónicos, que ofrecen mayor precisión y fiabilidad. Según Stevens y Lewis [15], los sistemas modernos integran algoritmos sofisticados que mejoran el rendimiento y la seguridad en condiciones adversas de vuelo. Los sistemas avanzados de control, como los controladores adaptativos, robustos y predictivos, están diseñados para gestionar estas condiciones y minimizar su impacto en el vuelo, ajustando dinámicamente sus parámetros para mantener la estabilidad y trayectoria deseadas.

Los sistemas de control en lazo cerrado son fundamentales para asegurar la estabilidad y el control preciso de una aeronave en diversas condiciones de vuelo. El control de actitud estabiliza la aeronave en relación con el horizonte, utilizando mediciones de *pitch* (inclinación vertical) y *roll* (inclinación lateral). Por su parte, el control de rumbo asegura que la aeronave siga una trayectoria precisa hacia un punto deseado, como se ilustra en la Figura 1.

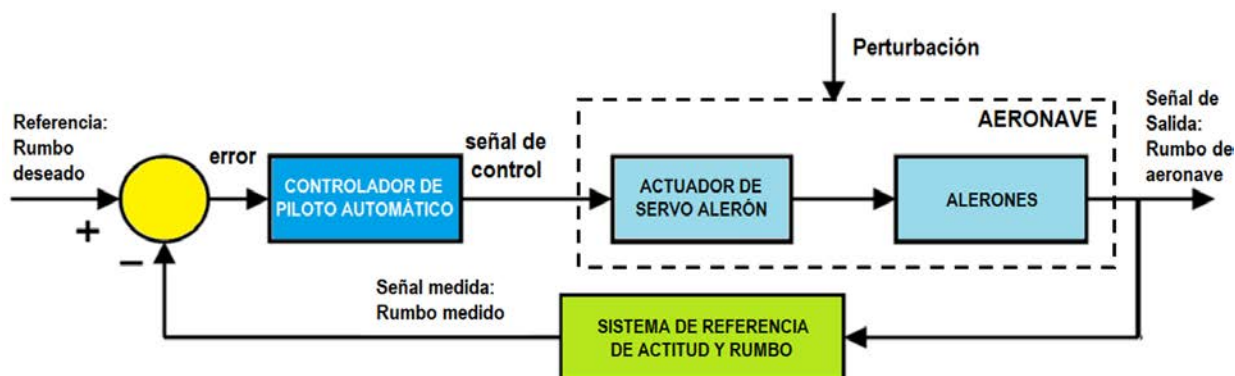


Figura 1. Lazo de control de rumbo

Fuente: Elaboración propia.

Además, el control de altitud mantiene la aeronave en la altitud de crucero deseada, como se muestra en la figura 2, mientras que el

control de régimen de ascenso y descenso gestiona las tasas de cambio vertical para optimizar la eficiencia y la seguridad.

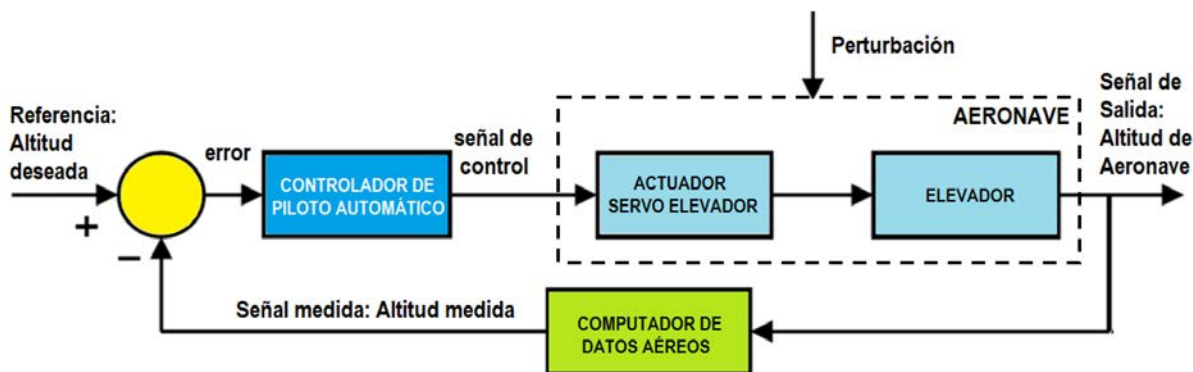


Figura 2. Lazo de control de altitud

Fuente: Elaboración propia.

Los tipos de navegación LNAV (navegación lateral) y VNAV (navegación vertical), en los que se aplica el control automático, gestionan la estabilidad y la trayectoria de la aeronave ajustando las superficies de control de vuelo en los canales de alabeo, cabeceo

y guiñada. En los lazos de control desarrollados en el presente artículo, el control de rumbo corresponde a la navegación LNAV, mientras que el control de altitud corresponde a la navegación VNAV, como se muestra en la tabla 1.

Tabla 1
Lazos de control aplicables al tipo de navegación

| Tipo de navegación | Lazo de control analizado | Movimientos de control | | |
|---|---------------------------|-------------------------------------|---|--|
| | | Alabeo | Cabeceo | Guiñada |
| LNAV Curso, rumbo, ruta deseada (plan de vuelo) | Rumbo | Movimientos coordinados de alerones | Sin movimiento de elevadores | Movimiento con el timón de dirección respecto al norte |
| VNAV Altitud, ascensos y descensos, aproximación y aterrizaje | Altitud | Sin movimiento de alerones | Movimiento de elevadores al valor deseado | Sin movimiento del timón de dirección |

El estudio del rendimiento de aeronaves mediante simuladores de vuelo ha sido objeto de numerosas investigaciones en ingeniería aeronáutica y computación. Desde el siglo xx, los avances en tecnologías de la información y la capacidad de procesamiento han permitido el desarrollo de simuladores cada vez más sofisticados. Smith y Jones [13] explican que el desarrollo de simuladores de vuelo comenzó en la década de 1920 con el objetivo de entrenar a pilotos en técnicas básicas de vuelo. Con la evolución de la tecnología digital y los gráficos en tres dimensiones, estos simuladores han alcanzado niveles de realismo sin precedentes.

Los simuladores no solo replican la experiencia de vuelo, sino también el funcionamiento integral de los sistemas de una aeronave. Brown y Green [2] enfatizan que esto permite a los profesionales de mantenimiento familiarizarse con dichos sistemas, practicar diagnósticos de fallas y realizar reparaciones de manera segura y eficiente. Estos avances subrayan la importancia de nuestra investigación en la optimización de los sistemas de control automático, proporcionando una base sólida para mejorar la estabilidad y eficiencia operativa de las aeronaves.

La evaluación del desempeño de los sistemas de control automático se realiza mediante el estudio de la respuesta transitoria, evaluando parámetros como error, tiempo de

asentamiento, sobreelongación máxima, tiempo de retardo, tiempo de levantamiento y tiempo pico, mostrados en la figura 3. Según Ogata [11], estos parámetros son cruciales para determinar la eficacia de un sistema de control y su capacidad para mantener las condiciones deseadas bajo diversas perturbaciones. Johnson y Lee [7] destacan que estos parámetros son esenciales para evaluar la eficiencia del sistema en la conservación de las condiciones óptimas frente a perturbaciones. Las simulaciones en FSX permiten recopilar estos datos de manera detallada y en un entorno controlado, facilitando un análisis exhaustivo y preciso.

El criterio de desempeño comúnmente utilizado para representar las características de un sistema de control lineal en el dominio del tiempo se basa en la evaluación de los siguientes parámetros, cuando la función de entrada del sistema es un escalón unitario:

1. Sobreelongación máxima (Mp): es la cantidad en que la curva de salida sobrepasa el valor final, expresada en porcentaje.
2. Tiempo de retardo (Td): es el tiempo necesario para que la respuesta del sistema alcance la mitad del valor final por primera vez.

3. Tiempo de asentamiento (T_s): es el tiempo necesario para que las oscilaciones transitorias amortiguadas alcancen y permanezcan dentro del $\pm 2\%$ o $\pm 5\%$ del valor final o de estado estable.
4. Tiempo de levantamiento (T_r): es el tiempo requerido para que la respuesta del sistema pase del 10% al 90% del valor final.

5. Tiempo pico (T_p o $T_{m\acute{a}x}$): es el tiempo necesario para que la respuesta del sistema alcance el pico del levantamiento máximo.

Una respuesta típica de un sistema de control a una entrada escalón unitario se muestra en la figura 3:

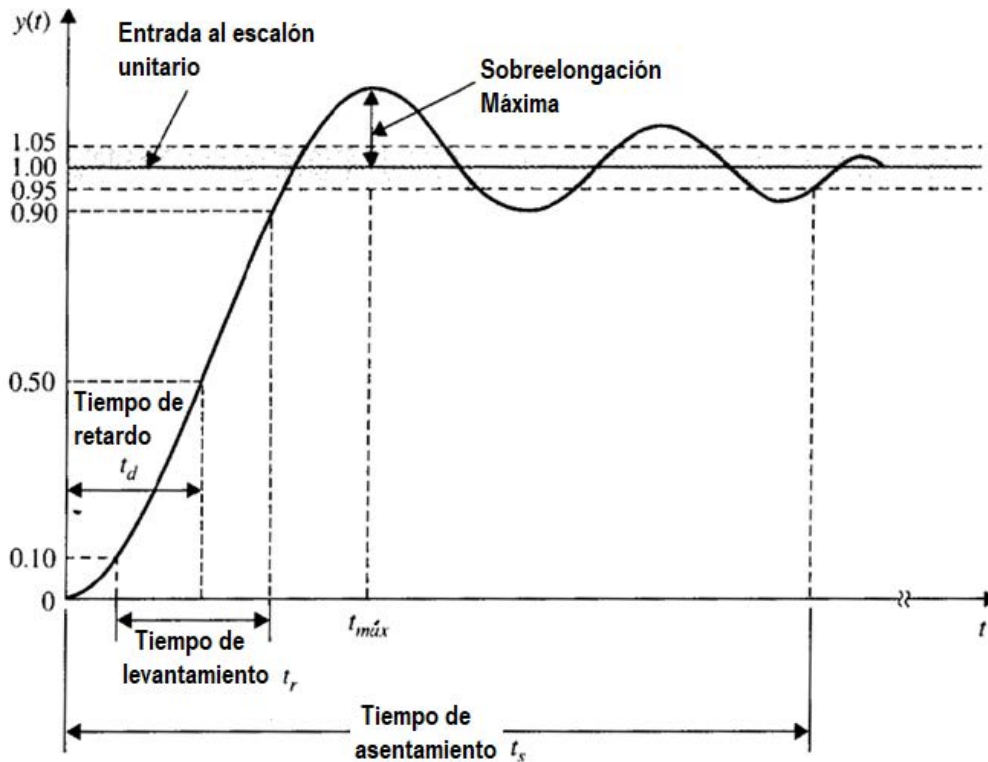


Figura 3. Curva de respuesta transitoria

Fuente: [11].

Las perturbaciones durante el vuelo, como condiciones climáticas adversas (viento, turbulencias, precipitaciones), pueden afectar significativamente el desempeño de los sistemas de control automático. Miller y White [9] afirman que la capacidad de una aeronave para responder adecuadamente a estas perturbaciones es crucial para la seguridad.

Las limitaciones de este estudio incluyen la precisión del simulador en comparación con los simuladores profesionales de nivel D según la normativa FAA AC 120-40B [3]. Sin embargo, el presente análisis permite estudiar adecuadamente el desempeño de los sistemas de control automático en condiciones similares al comportamiento real de una aeronave.

Para comprender el comportamiento dinámico de los sistemas de control automático en las aeronaves simuladas, se utiliza el concepto de función de transferencia, que modela la relación entre la entrada del sistema (como perturbaciones externas) y la salida (respuesta del control automático). Según Ogata [11], la función de transferencia de un sistema de primer orden se expresa mediante la ecuación:

$$T(s) = \frac{K}{\tau s + 1}$$

Dónde: K es la ganancia del sistema, τ es la constante de tiempo, y s es la variable en el dominio de Laplace. Esta fórmula es esencial para analizar cómo los sistemas automáticos de las aeronaves ajustan las superficies de control ante cambios operacionales, como fluctuaciones en el viento o turbulencias, utilizando el simulador FSX. Además, para examinar la respuesta transitoria del sistema ante una entrada escalón, se aplica la siguiente ecuación:

$$y(t) = 1 - e^{-\zeta\omega_n t} \left(\cos \omega_d t + \frac{\zeta\omega_n}{\omega_d} \sin \omega_d t \right)$$

Donde ζ es el coeficiente de amortiguamiento, ω_n la frecuencia natural, y ω_d la frecuencia amortiguada. Esta ecuación describe cómo el sistema de control corrige las perturbaciones durante el vuelo, buscando minimizar el error y estabilizar la aeronave en el menor tiempo posible.

METODOLOGÍA

La metodología de este estudio emplea el simulador Flight Simulator X (FSX) para evaluar el comportamiento de las aeronaves en distintos escenarios de vuelo, proporcionando un entorno controlado y realista [12]. La investigación se divide en tres fases principales.

Fase 1: Preparación del escenario en el simulador FSX

En la primera fase, se configura el simulador con tres aeronaves representativas: Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP. Se establecen altitudes de prueba entre 2000 y 9000 pies, como se muestra en el patrón de vuelo de la figura 4, con velocidades de 260 nudos para los aviones comerciales y 180 nudos para el Cessna. El vuelo comienza con un rumbo de 155°, ajustado posteriormente a 245°, como se ilustra en la figura 5, y se realiza en las cercanías del Aeropuerto Internacional Jorge Chávez para lograr un entorno de simulación realista, tal como sugieren Kramer y Anderson [8].

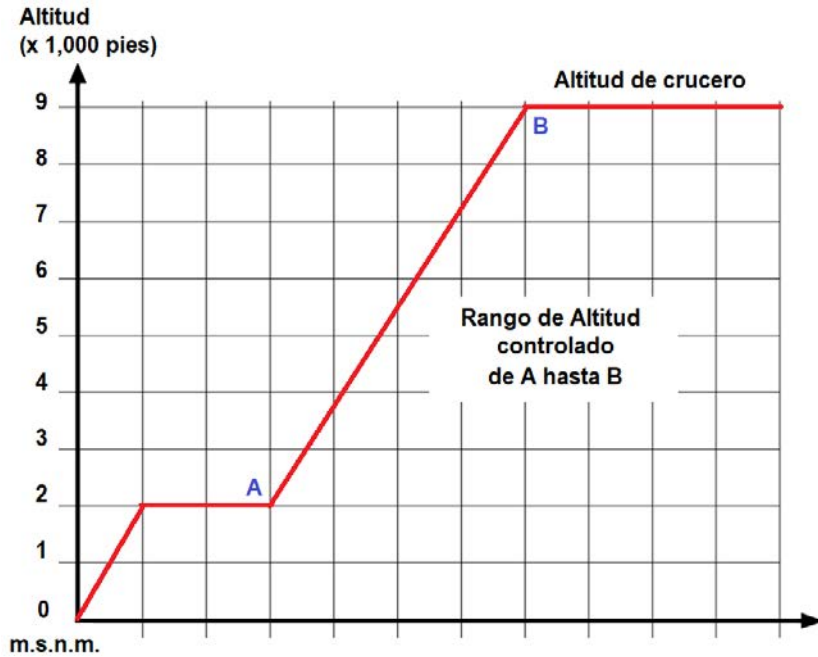


Figura 4. Patrón de vuelo de altitud

Fuente: Elaboración propia.

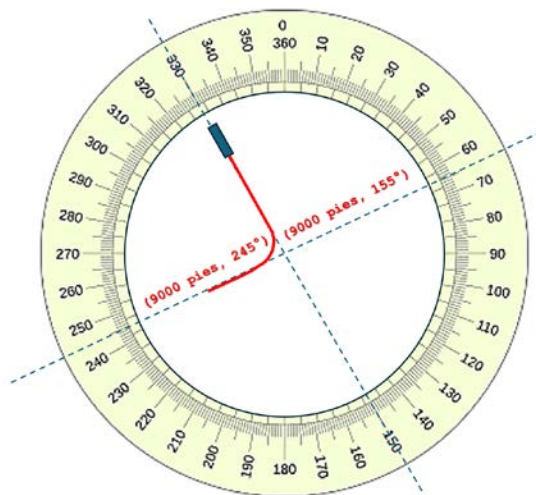


Figura 5. Patrón de control de rumbo

Fuente: Elaboración propia.

En la primera serie de simulaciones, se ajustan las condiciones meteorológicas para incluir viento calmo y ausencia de turbulencia, garantizando un entorno de vuelo controlado. En la segunda serie, se introducen perturbaciones dinámicas, como nubes, viento y visibilidad, tal como se muestra en la tabla 2, siguiendo las recomendaciones de Harris y Clarke [5]. La magnitud y frecuencia de estas perturbaciones se definen cuidadosamente para evaluar las respuestas del sistema de control automático frente a diferentes tipos de esfuerzos.

Tabla 2
Condiciones meteorológicas aplicadas al vuelo con perturbación

| Parámetro de perturbación | Grado de perturbación |
|---------------------------|--|
| Nubes | Tipo: Cumulus Cobertura: 2/8 Turbulencia: Severa Rango: 0 a 10 000 ft MSL |
| Viento | Velocidad: 36 knots Dirección: 155° Turbulencia: Severa Rango: 0 a 9 500 ft MSL |
| Visibilidad | Ilimitada |

Además, se incorporan variaciones en el rumbo de vuelo, ajustando el curso de 155° a 245°. Esta variación permite evaluar la capacidad del sistema de control automático para manejar cambios en la trayectoria y mantener la estabilidad durante maniobras de giro, como se describe en el trabajo de Smith y Brown [14]. Durante esta fase, se realizan maniobras tanto estándar como no estándar para evaluar exhaustivamente la respuesta del sistema bajo diversas condiciones de vuelo.

Con el fin de realizar un análisis comparativo del desempeño de los sistemas de control automático de las aeronaves Airbus A320 y Boeing 737-800, ambas se configuraron con un MTOW (peso máximo de despegue) de 167 000 libras.

Fase 2: Tabulación y análisis de tiempos de respuesta a cambios de rumbo y altitud

En la segunda fase, se tabulan y analizan los tiempos de respuesta a cambios de rumbo y altitud. Se mide el tiempo que tarda la aeronave en ajustar su altitud de 2000 a 9000 pies y en modificar su rumbo dentro del rango especificado, tanto en presencia de perturbaciones como en condiciones normales. Se recopilan datos detallados sobre los parámetros de control y el comportamiento del sistema durante estas transiciones, tal como se describe en el estudio de Johnson y Lee [7].

Estos datos se analizan para identificar patrones y evaluar la precisión y eficacia de los sistemas automáticos de control de vuelo. Se emplean técnicas de análisis de sistemas dinámicos para evaluar cómo el sistema de control automático maneja las variaciones en rumbo y altitud, proporcionando una visión clara de su capacidad para mantener la estabilidad y cumplir con las trayectorias de vuelo planificadas, siguiendo el enfoque de Nguyen y Kim [10].

Fase 3: Obtención de datos

En la tercera fase, se registran datos experimentales de rumbo y altitud de vuelos de aeronaves utilizando el simulador. Estos datos se plotean posteriormente en MATLAB para un análisis detallado.

Los datos se recolectan en dos escenarios distintos: con y sin perturbaciones, con un muestreo cada cinco segundos para capturar adecuadamente la dinámica del vuelo. Este enfoque permite observar y analizar las curvas resultantes tanto en condiciones ideales como en presencia de perturbaciones.

La recopilación de datos se enfoca en parámetros críticos como el error, tiempo de muestreo, rumbo y altitud, en escenarios con y sin perturbaciones. Para el análisis de la información, se consideran parámetros como el tiempo de asentamiento, sobreealongación máxima, tiempo de retardo, tiempo de levantamiento, tiempo pico y error.

Los datos se analizaron y visualizaron mediante curvas representativas ploteadas en MATLAB, generando curvas de error y respuesta transitoria que permiten una interpretación clara y concisa de la capacidad de los sistemas de control automático para mantener la estabilidad del vuelo.

A partir de los datos obtenidos, se realizó el análisis de las curvas de error correspondientes a los vuelos de cada aeronave en distintas configuraciones. El área bajo la curva de error se calculó mediante la integración de los datos muestreados, lo que permitió realizar un análisis cuantitativo para evaluar la eficiencia de cada sistema de control automático.

Para calcular parámetros como el tiempo de asentamiento, sobreealongación máxima, tiempo de retardo, tiempo de levantamiento y tiempo pico, se siguieron los fundamentos detallados en la figura 3, y el análisis de las curvas se realizó mediante el cálculo de los parámetros correspondientes.

RESULTADOS

A partir del análisis de los datos de rumbo y altitud recopilados, se obtuvieron curvas correspondientes a la respuesta transitoria de salida y al error en dos escenarios de vuelo (con y sin perturbación) para las tres aeronaves seleccionadas en el estudio.

A continuación, se presentan las siguientes curvas de desempeño:

A. Curvas de desempeño del control de rumbo

- De los datos obtenidos de la simulación realizada del vuelo de una aeronave Airbus A320, con perturbación y sin perturbación para el rumbo.

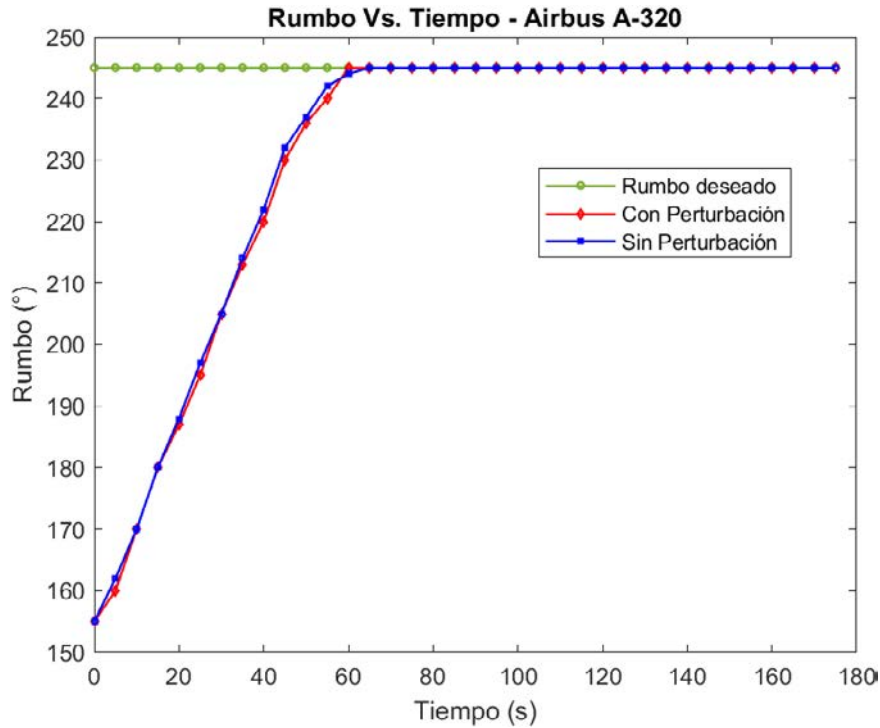


Figura 6. Curva de respuesta de salida de rumbo de la aeronave Airbus A320

Fuente: Elaboración propia.

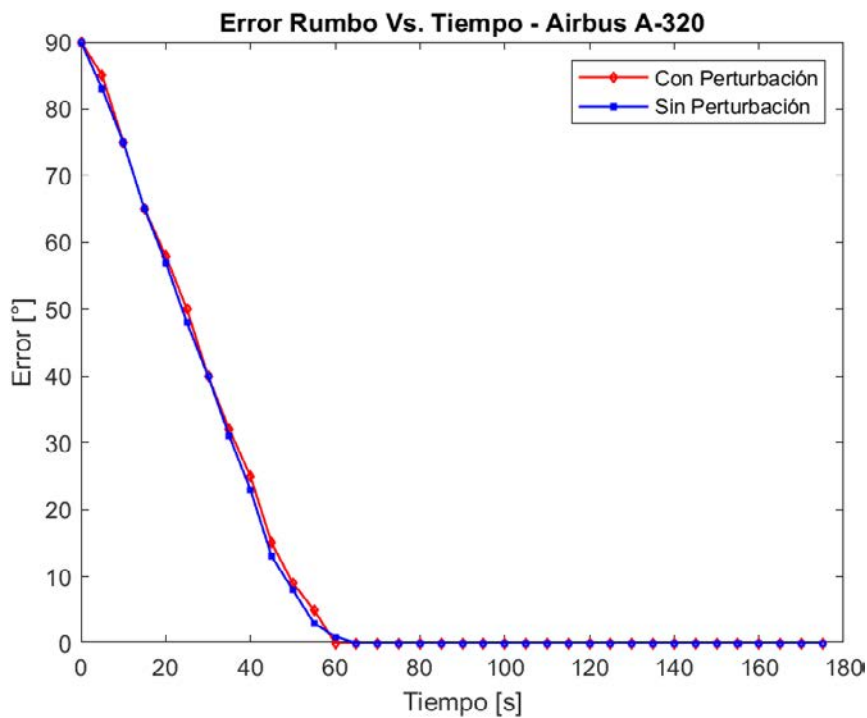


Figura 7. Curva del error de rumbo de la aeronave Airbus A320

Fuente: Elaboración propia.

- De los datos obtenidos de la simulación realizada del vuelo de una aeronave Boeing 737-800, con perturbación y sin perturbación para el rumbo.

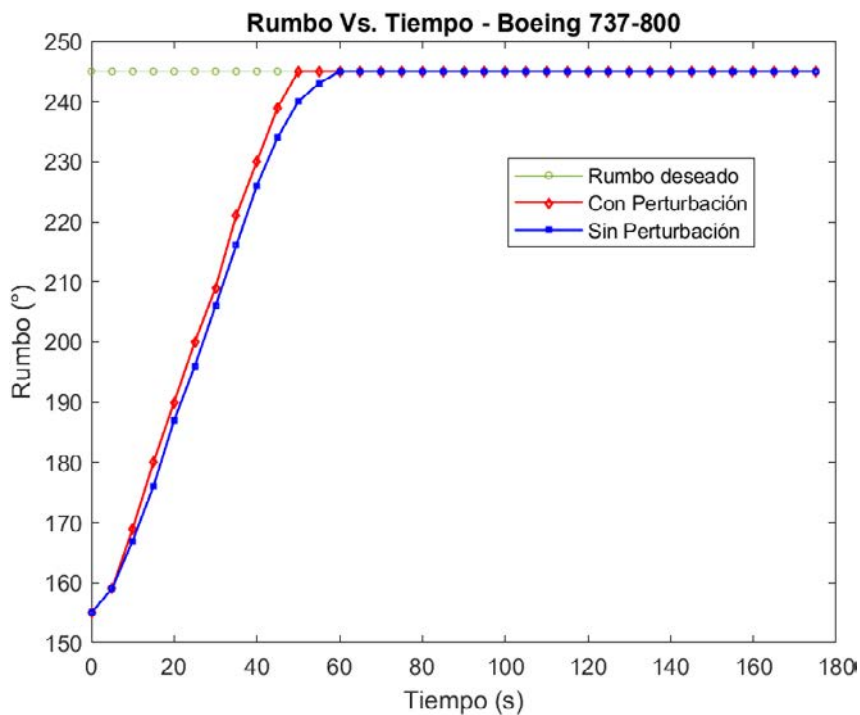


Figura 8. Curva de respuesta de salida de rumbo de la aeronave Boeing 737-800

Fuente: Elaboración propia.

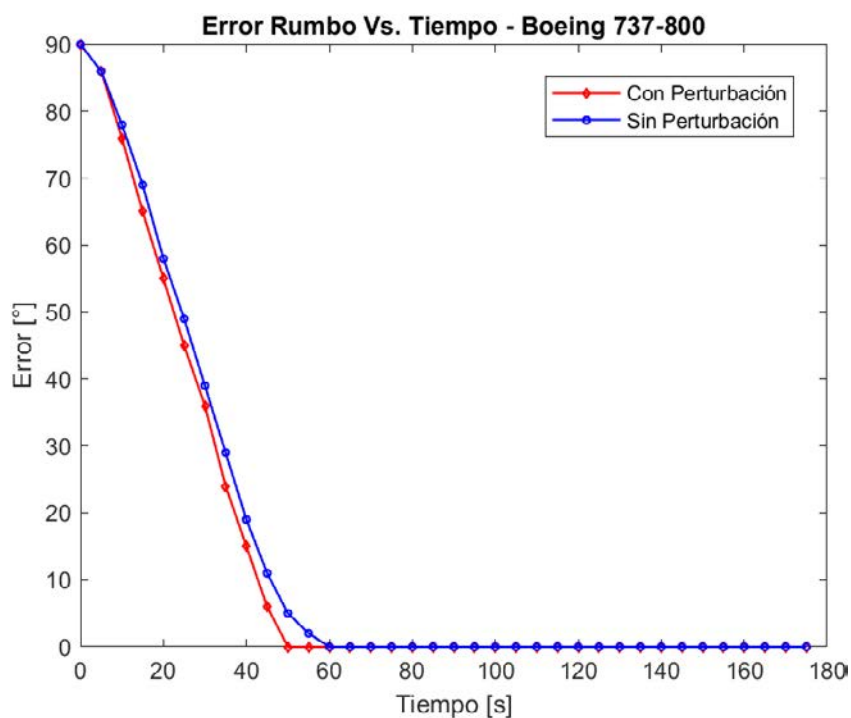


Figura 9. Curva del error de rumbo de la aeronave Boeing 737-800

Fuente: Elaboración propia.

- De los datos obtenidos de la simulación realizada del vuelo de una aeronave Cessna 172SP, con perturbación y sin perturbación para el rumbo.

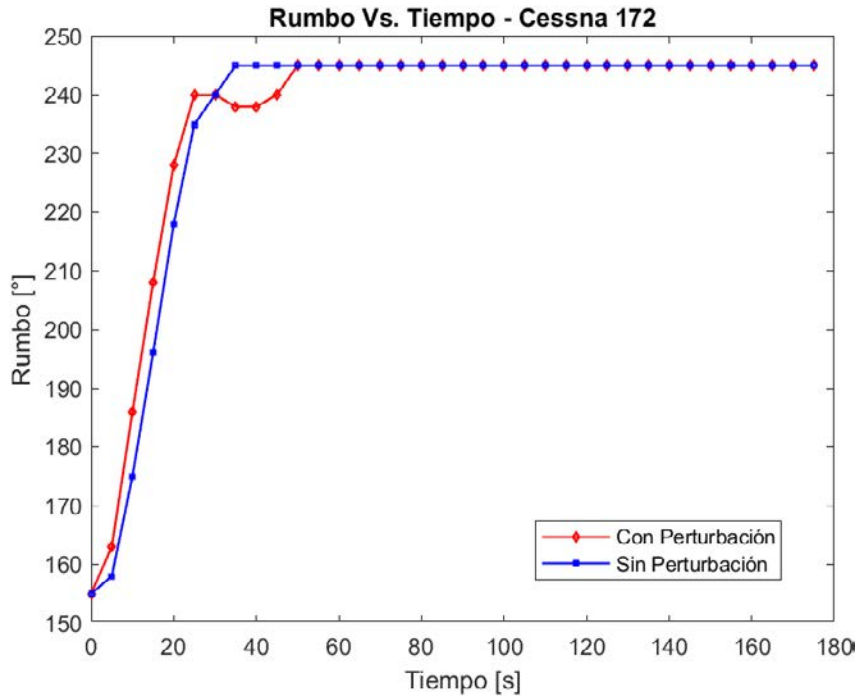


Figura 10. Curva de respuesta de salida de rumbo de la aeronave Cessna 172SP

Fuente: Elaboración propia.

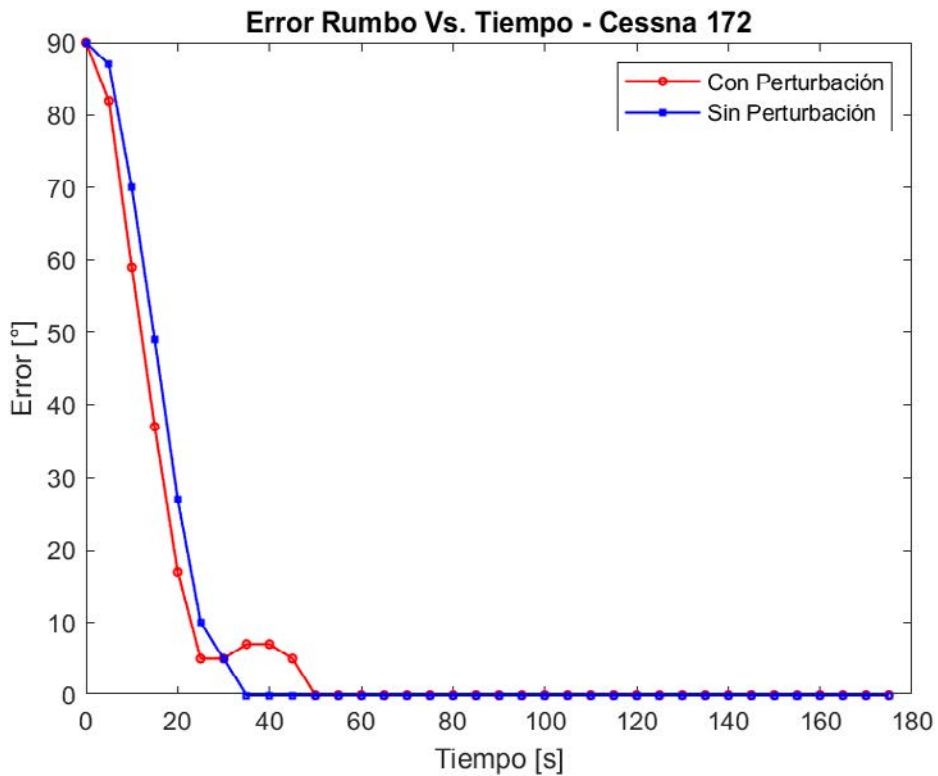


Figura 11. Curva del error de rumbo de la aeronave Cessna 172SP

Fuente: Elaboración propia

- De los datos de rumbo obtenidos de la simulación realizada del vuelo con perturbación de las aeronaves Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP.

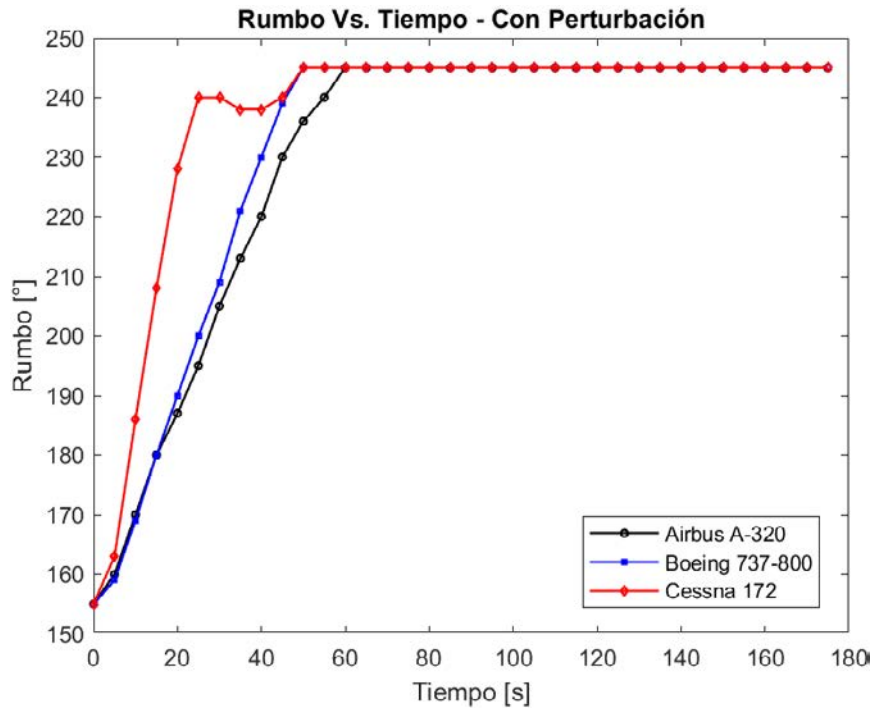


Figura 12. Curva de respuesta de salida de rumbo de la aeronave Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, con perturbación
Fuente: Elaboración propia.

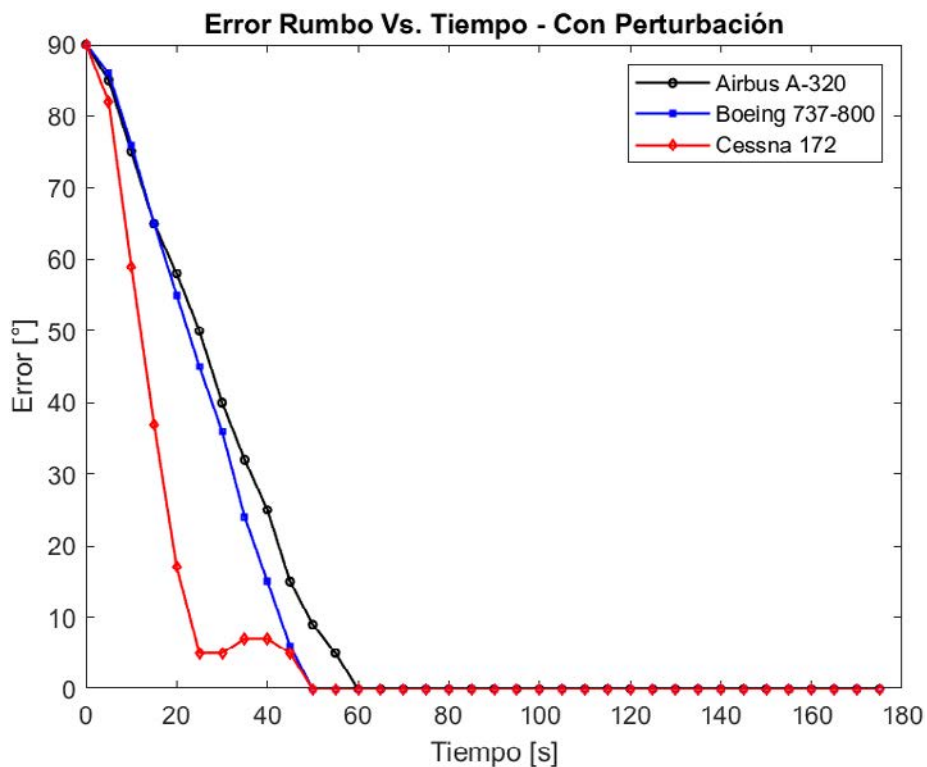


Figura 13. Curva del error de rumbo de la aeronave Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, con perturbación
Fuente: Elaboración propia.

- De las figuras 6, 8 y 10, se realizó el análisis de la respuesta transitoria del sistema de control de rumbo,

obteniéndose los siguientes parámetros de desempeño en un vuelo con perturbación, mostrados en la tabla 3.

Tabla 3
Resultados de respuesta transitoria del sistema de control de rumbo con perturbación

| Sistema de control de rumbo con perturbación | | | |
|--|-------------|----------------|--------------|
| Parámetro | Airbus A320 | Boeing 737-800 | Cessna 172SP |
| Sobreelongación máxima (Mp) | 0 % | 0 % | 0 % |
| Tiempo de retardo (Td) | 30 s | 25 s | 15 s |
| Tiempo de asentamiento (Ts) | 60 s | 50 s | 50 s |
| Tiempo de levantamiento (Tr) | 30 s | 25 s | 15 s |
| Tiempo de pico (Tp o Tmáx) | - | - | - |

- De los datos de rumbo obtenidos de la simulación realizada del vuelo sin perturbación de las aeronaves Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172S.

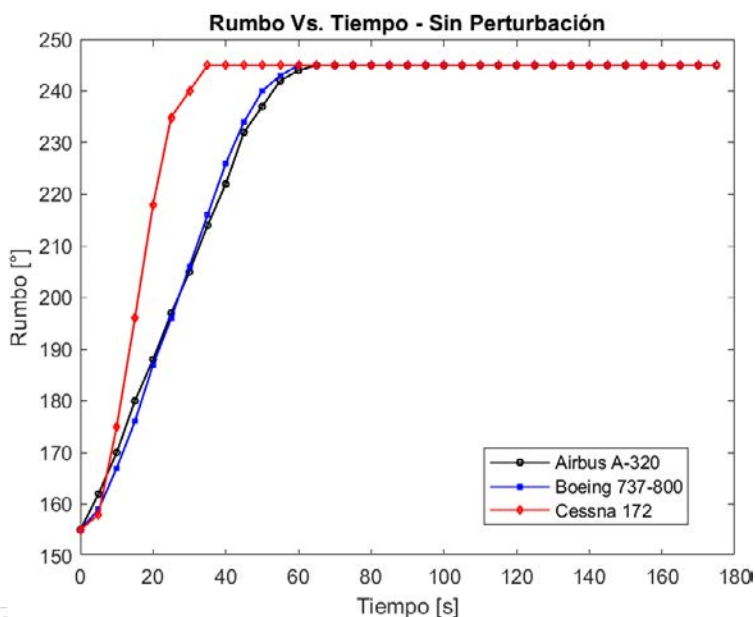


Figura 14. Curva de respuesta de salida de rumbo de la aeronave Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, sin perturbación

Fuente: Elaboración propia.

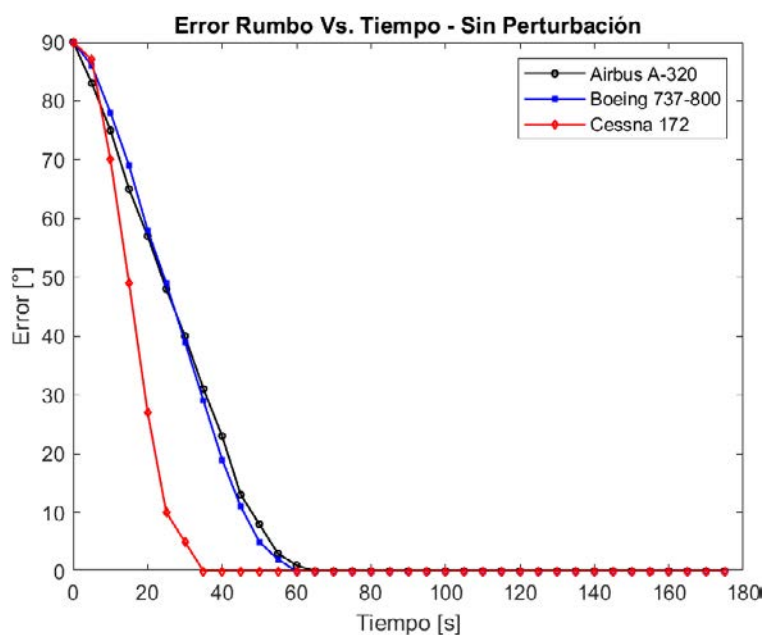


Figura 15. Curva del error de rumbo de la aeronave Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, sin perturbación

Fuente: Elaboración propia.

- De las figuras 6, 8 y 10, se realizó el análisis de la respuesta transitoria del sistema de control de rumbo, y

se obtuvieron los siguientes parámetros de desempeño en un vuelo sin perturbación, mostradas en la tabla 4.

Tabla 4
Resultados de respuesta transitoria del sistema de control de rumbo sin perturbación

| Sistema de control de rumbo sin perturbación | | | |
|--|-------------|----------------|--------------|
| Parámetro | Airbus A320 | Boeing 737-800 | Cessna 172SP |
| Sobreelongación máxima (Mp) | 0 % | 0 % | 0 % |
| Tiempo de retardo (Td) | 30 s | 30 s | 15 s |
| Tiempo de asentamiento (Ts) | 65 s | 60 s | 35 s |
| Tiempo de levantamiento (Tr) | 30 s | 25 s | 10 s |
| Tiempo de pico (Tp o Tmáx) | - | - | - |

- De las figuras 7, 9 y 11, se realizó el cálculo del área de la curva del error de rumbo, correspondiente a cada aeronave, mostradas en la tabla 5.

Tabla 5
Áreas de curvas de error del sistema de control de rumbo

| Parámetro | Airbus A320 | Boeing 737-800 | Cessna 172SP |
|---|-------------|----------------|--------------|
| Área de error de rumbo con perturbación (u^2) | 2,520 | 2,265 | 1,345 |
| Área de error de rumbo sin perturbación (u^2) | 2460 | 2450 | 1465 |

B. CURVAS DE DESEMPEÑO DEL CONTROL DE ALTITUD

- De los datos obtenidos de la simulación realizada del vuelo de una aeronave Airbus A320, con perturbación y sin perturbación para la altitud.

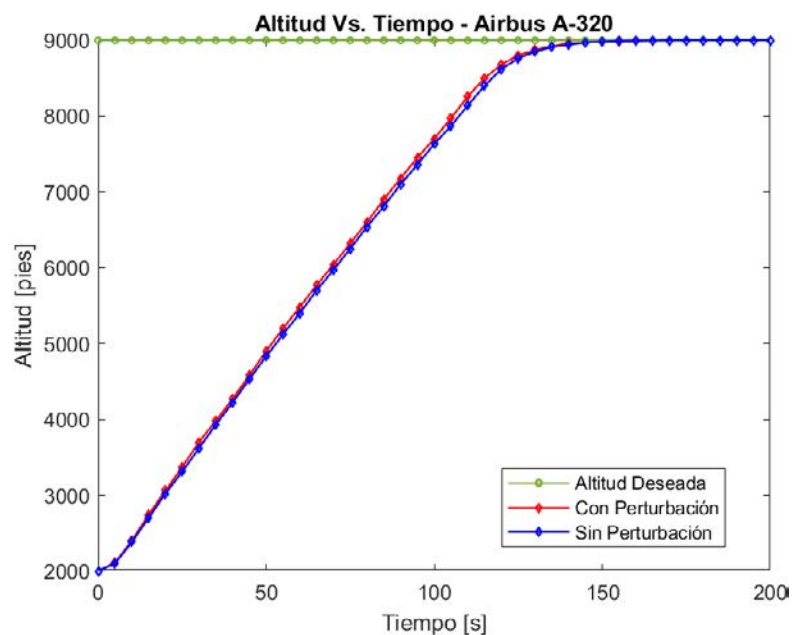


Figura 16. Curva de respuesta de salida de altitud de la aeronave Airbus A320

Fuente: Elaboración propia.

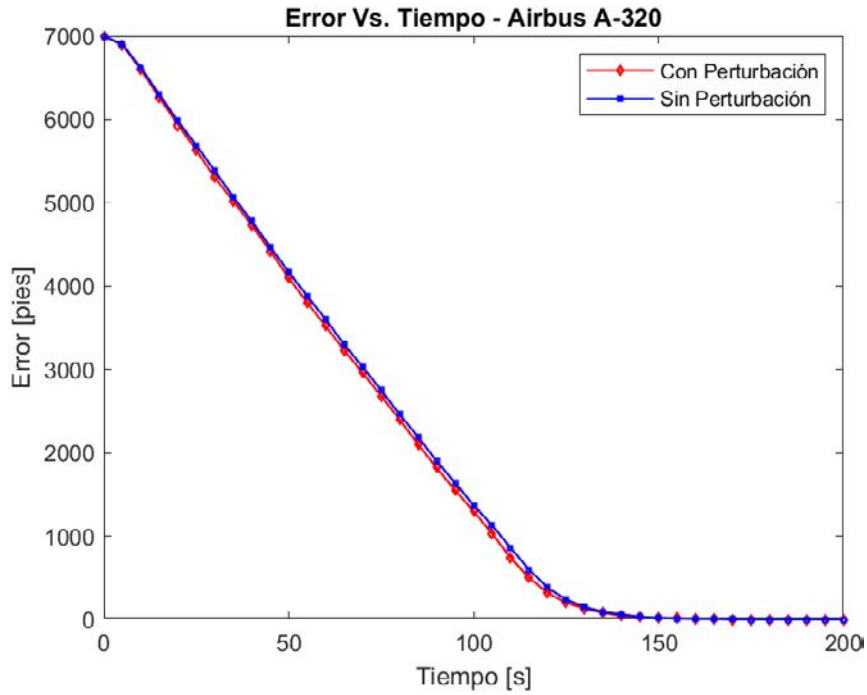


Figura 17. Curva del error de altitud de la aeronave Airbus A320

Fuente: Elaboración propia.

- De los datos obtenidos de la simulación realizada del vuelo de una aeronave Boeing 737-800, con perturbación y sin perturbación para la altitud.

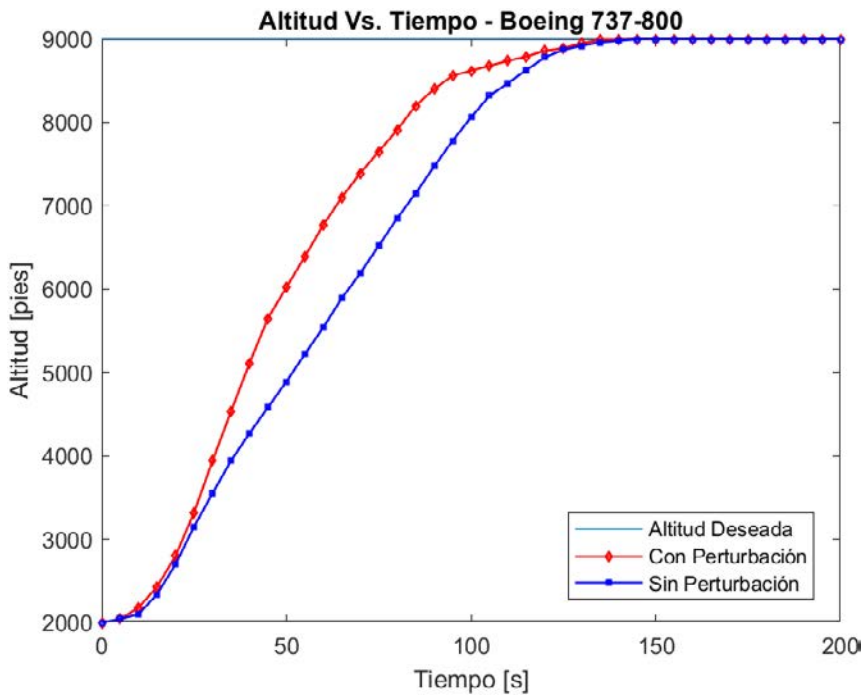


Figura 18. Curva de respuesta de salida de altitud de la aeronave Boeing 737-800

Fuente: Elaboración propia.

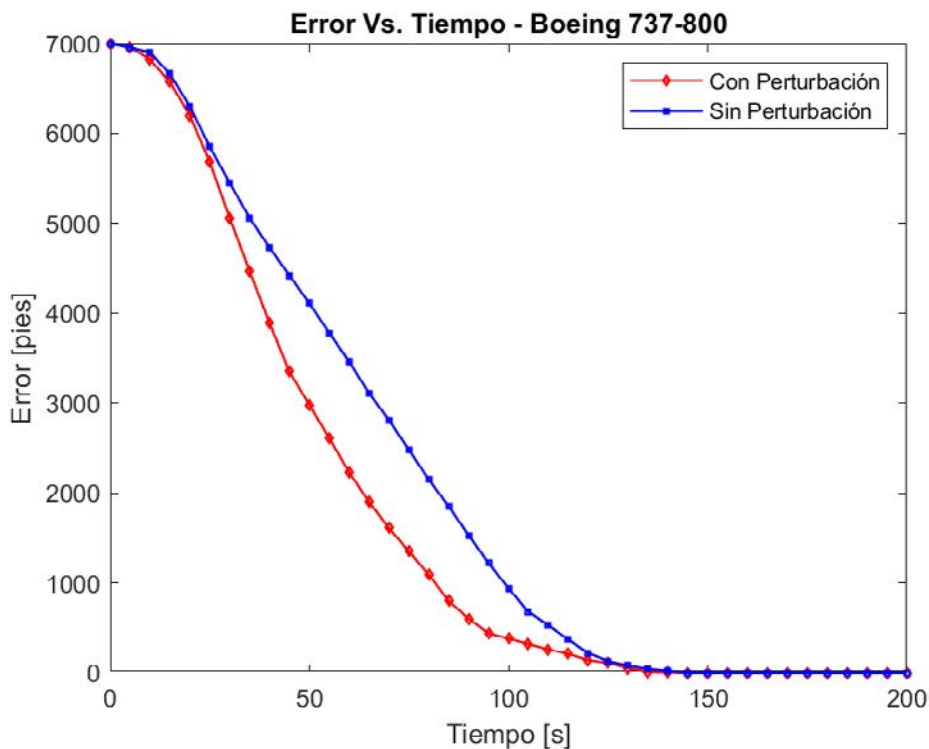


Figura 19. Curva del error de altitud de la aeronave Boeing 737-800

Fuente: Elaboración propia.

- De los datos obtenidos de la simulación realizada del vuelo de una aeronave Cessna 172SP, con perturbación y sin perturbación para la altitud.

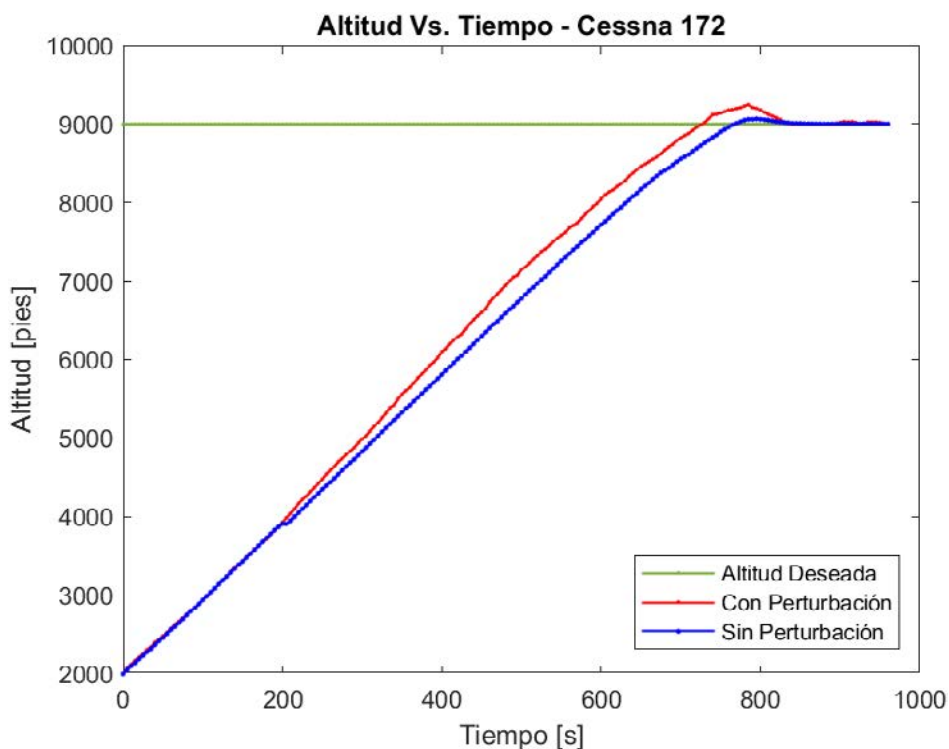


Figura 20. Curva de respuesta de salida de altitud de la aeronave Cessna 172SP

Fuente: Elaboración propia.

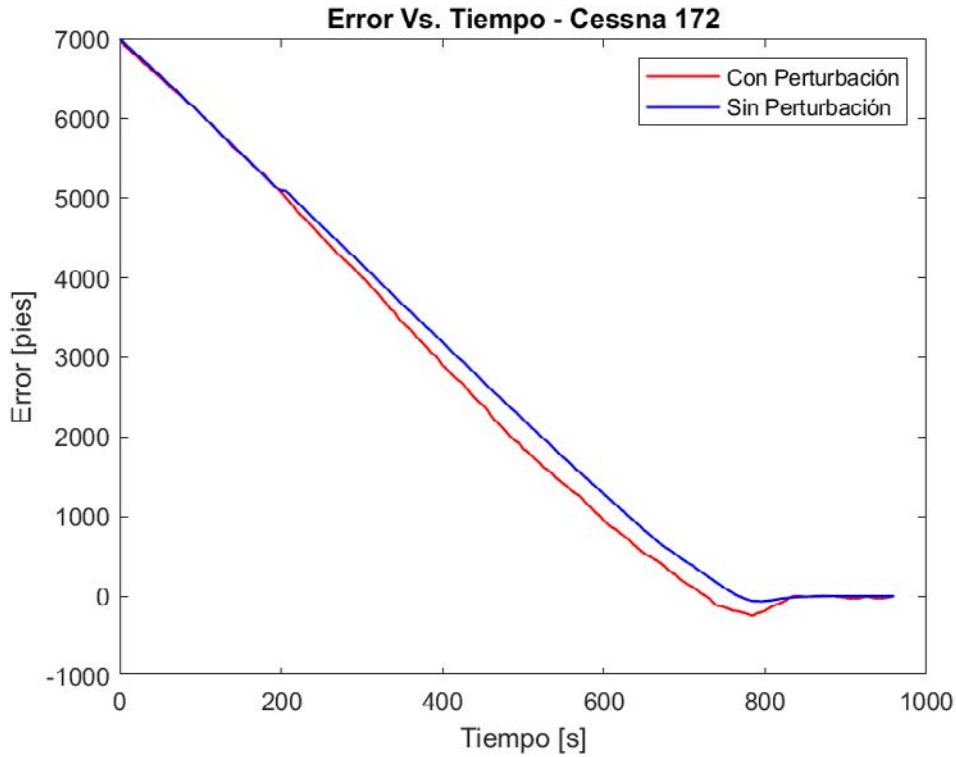


Figura 21. Curva del error de altitud de la aeronave Cessna 172SP

Fuente: Elaboración propia.

- De los datos de altitud obtenidos de la simulación realizada del vuelo con perturbación de las aeronaves Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP.

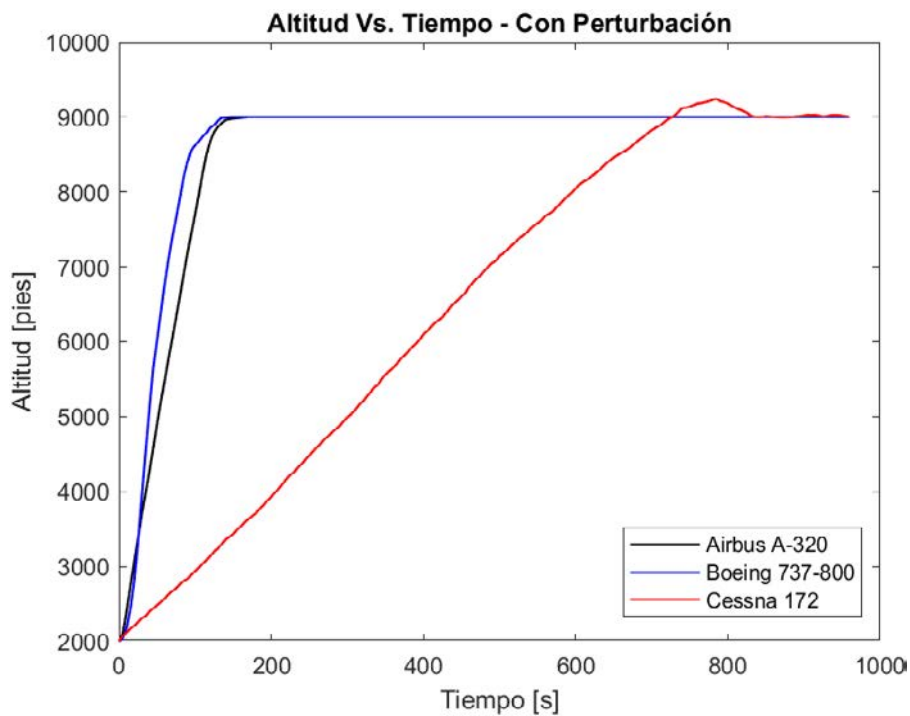


Figura 22. Curva de respuesta de salida de altitud de la aeronave Airbus A320, Boeing 737 -800 y Cessna 172SP, con perturbación

Fuente: Elaboración propia.

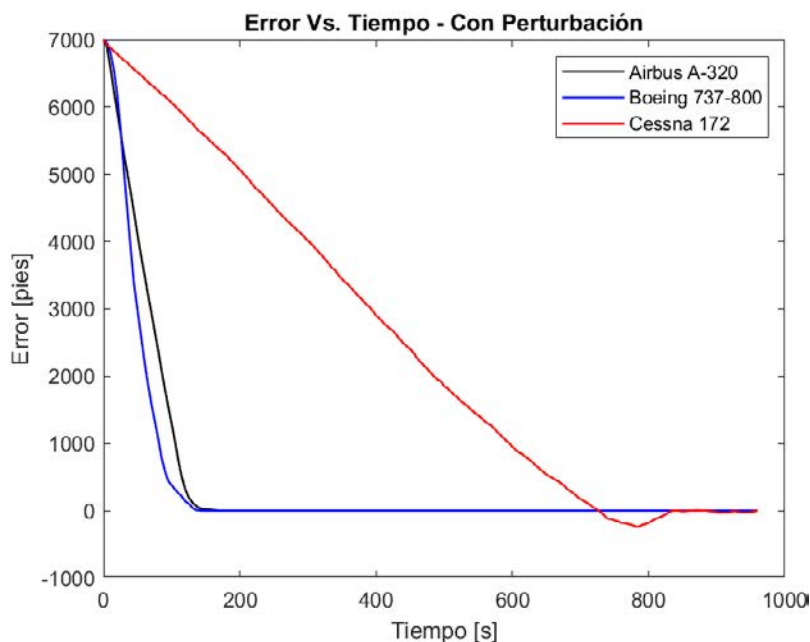


Figura 23. Curva del error de altitud de las aeronaves Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, con perturbación

Fuente: Elaboración propia.

- De las figuras 16, 18 y 20, se realizó el análisis de la respuesta transitoria del sistema de control de altitud, obteniéndose los siguientes parámetros de desempeño en un vuelo con perturbación, mostradas en la tabla 6.

Tabla 6

Resultados de respuesta transitoria del sistema de control de altitud con perturbación

| Parámetro | Sistema de control de altitud con perturbación | | |
|------------------------------|--|----------------|--------------|
| | Airbus A320 | Boeing 737-800 | Cessna 172SP |
| Sobreeleongación máxima (Mp) | 0 % | 0 % | 2,72 % |
| Tiempo de retardo (Td) | 60 s | 43 s | 345 s |
| Tiempo de asentamiento (Ts) | 170 s | 145 s | 885 s |
| Tiempo de levantamiento (Tr) | 105 s | 75 s | 585 s |
| Tiempo de pico (Tp o Tmáx) | - | - | 785 s |

- De los datos de altitud obtenidos de la simulación realizada del vuelo con perturbación de las aeronaves Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP.

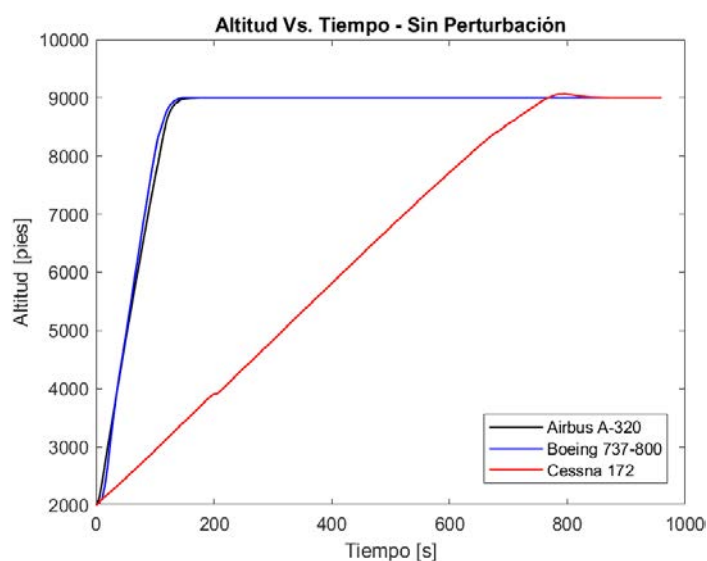


Figura 24. Curva de respuesta de salida de altitud de la aeronave Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, sin perturbación

Fuente: Elaboración propia.

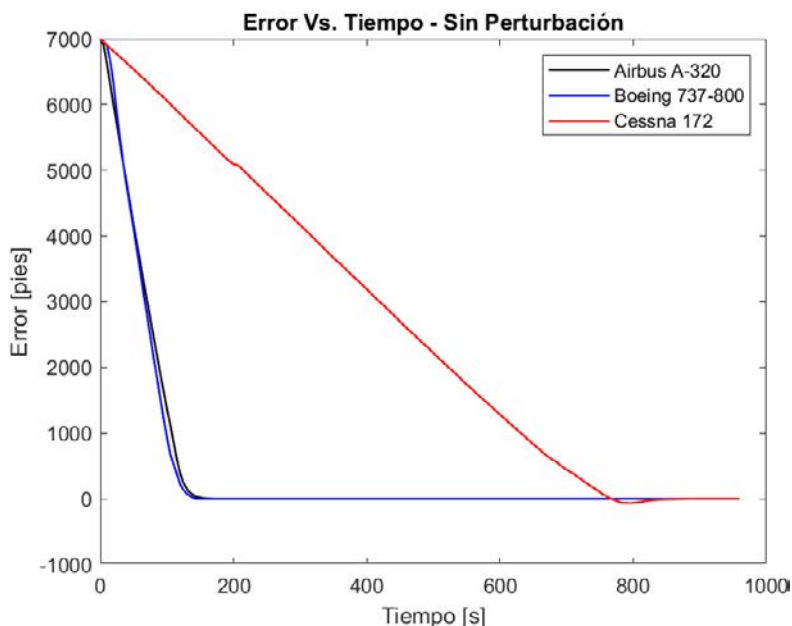


Figura 25. Curva del error de altitud de la aeronave Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, sin perturbación

Fuente: Elaboración propia.

- De las figuras 16, 18 y 20, se realizó el análisis de la respuesta transitoria del sistema de control de altitud, obteniéndose los siguientes parámetros de desempeño en un vuelo sin perturbación, mostradas en la tabla 7.

Tabla 7

Resultados de respuesta transitoria del sistema de control de altitud sin perturbación

| Sistema de control de altitud sin perturbación | | | |
|--|-------------|----------------|--------------|
| Parámetro | Airbus A320 | Boeing 737-800 | Cessna 172SP |
| Sobreelongación máxima (Mp) | 0 % | 0 % | 0,72 % |
| Tiempo de retardo (Td) | 60 s | 60 s | 370 s |
| Tiempo de asentamiento (Ts) | 175 s | 145 s | 880 s |
| Tiempo de levantamiento (Tr) | 105 s | 85 s | 620 s |
| Tiempo de pico (Tp o Tmáx) | - | - | 795 s |

De las figuras 17, 19 y 21, se realizó el cálculo del área de la curva del error de rumbo, correspondiente a cada aeronave, mostradas en la tabla 8.

Tabla 8

Áreas de curvas de error del sistema de control de altitud

| Parámetro | Airbus A320 | Boeing 737-800 | Cessna 172SP |
|--|-------------|----------------|--------------|
| Área de error de curso con perturbación (pies ²) | 434 355 | 347 975 | 2 428 460 |
| Área de error de curso sin perturbación (pies ²) | 442 810 | 426 700 | 2 583 975 |

CONCLUSIONES

Este estudio ha analizado el rendimiento de los sistemas de control automático de rumbo y altitud en las aeronaves Airbus A320, Boeing 737-800 y Cessna 172SP, utilizando el simulador FSX bajo diversas condiciones de vuelo, tanto con perturbaciones

como sin ellas. A partir de los resultados, se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- El Airbus A320 mostró un mejor rendimiento en vuelos sin perturbaciones, con una efectividad de control del 2,38 %. Sin embargo, en vuelos con perturbaciones, su capacidad de corrección de rumbo fue superada por la del Boeing 737-800.

2. El Boeing 737-800 tuvo un desempeño superior en condiciones perturbadas, con una efectividad de control del 7,55 % en el sistema de rumbo, y destacó también en la corrección de altitud, alcanzando una efectividad del 18,45 %. Además, en escenarios perturbados, su capacidad de corrección de rumbo y altitud fue notablemente más rápida en comparación con la del Airbus A320.
3. En el caso del Cessna 172SP, su sistema de control automático fue más eficiente en condiciones perturbadas, con una efectividad del 8,19 % en el control de rumbo. No obstante, su control de altitud presentó inestabilidad, con una sobreelongación del 2,72 % en vuelos perturbados, lo que indica una menor sintonización en comparación con las aeronaves comerciales.
4. Ninguna de las aeronaves mostró sobreelongación en el sistema de control de rumbo, lo que sugiere una correcta sintonización de los sistemas automáticos, asegurando una corrección suave y controlada hacia el rumbo deseado, especialmente en las aeronaves comerciales Airbus y Boeing.
5. En términos de tiempo de asentamiento y tiempo de levantamiento, el Boeing 737-800 mostró un desempeño superior al del Airbus A320, con una efectividad de control ligeramente mayor (0,41 %). En vuelos sin perturbaciones, el Cessna 172SP mejoró su tiempo de asentamiento en comparación con el Boeing, aunque sus tiempos de levantamiento y corrección fueron más prolongados debido a diferencias en aerodinámica y rendimiento.
6. El simulador FSX ha demostrado ser una herramienta adecuada para analizar el comportamiento de los sistemas de control automático en diferentes aeronaves. Las respuestas transitorias y la señal de error obtenidas a través de las simulaciones reflejan dinámicas específicas según el tipo de aeronave, validando el uso de la función de transferencia en los controladores automáticos.

Las conclusiones sugieren que la efectividad de los sistemas de control automático varía significativamente según la aeronave y las condiciones de vuelo, siendo el Boeing 737-800 el que demuestra un rendimiento más consistente en escenarios con perturbaciones. Asimismo, el simulador FSX proporciona una base adecuada para el análisis de las respuestas dinámicas de las aeronaves; sin embargo, se recomienda realizar estudios complementarios en simuladores de mayor precisión para corroborar los resultados en condiciones reales de vuelo.

REFERENCIAS

- [1] Anderson, B. (2021). *Flight safety and aircraft control systems*. Aviation Safety Press.
- [2] Brown, J. & Green, T. (2020). *Flight simulation: An integrated approach*. CRC Press.
- [3] Federal Aviation Administration. (1991). *Airplane simulator qualification AC-120-40B*.
- [4] García, J. & Martínez, L. (2021). *Control systems engineering in aviation*. Elsevier.
- [5] Harris, J. & Clarke, M. (2020). *Advanced flight simulation and control systems*. Aerospace Press.
- [6] Johnson, R. & Lee, M. (2019). *Aeronautical control systems: Concepts and applications*. Wiley.
- [7] Johnson, R. & Lee, T. (2019). *Dynamic systems analysis in flight simulators*. Engineering Science Publications.
- [8] Kramer, S. & Anderson, R. (2019). *Simulation techniques for aircraft performance evaluation*. Aviation Books.
- [9] Miller, D. & White, H. (2019). *Adaptive and robust control in aviation*. Wiley.
- [10] Nguyen, P. & Kim, Y. (2020). *Aircraft stability and control in simulated environments*. Flight Dynamics Publishing.
- [11] Ogata, K. (2020). *Modern control engineering*. Pearson.
- [12] Sage, A. & White, D. (2021). *Introduction to flight simulation and control*. Modern Aviation Publishing.
- [13] Smith, A. & Jones, B. (2021). *Advances in flight simulation technologies*. Springer.
- [14] Smith, L. & Brown, J. (2021). *Practical aspects of flight simulator systems*. Engineering Review.
- [15] Stevens, L. & Lewis, L. (2020). *Aircraft control and simulation*. Wiley.

ACERCA DE LOS AUTORES

Teódulo Severino Castillo Arce

Coordinador del Departamento de Mecánica y Aviación en Tecsup, técnico aeronáutico con especialización en el extranjero en técnicas de comunicación digital de sistemas de aeronaves y en fabricación de aeronaves de instrucción. Ha participado en el programa de coproducción de aeronaves de instrucción KT1-P con CIA KAI (Corea del Sur) y en la modernización de aeronaves en SEMAN-FAP, además de contar con certificación de CIA Rohde & Schwarz (Alemania). Es bachiller en Educación por la Universidad Nacional de Educación Enrique Guzmán y Valle. Posee licencia DGAC en Célula, Motor Propulsor y Aviónica. Ha sido profesor invitado en la UNAQ por la Alianza del Pacífico y ha recibido el Premio a la Calidad e Innovación FAP, así como el Premio a la Innovación Docente en Tecsup.

@tcastillo@tecsup.edu.pe

Ricardo Wilber Ccoyure Tito

Docente del Departamento de Mecánica y Aviación en Tecsup, bachiller en Ingeniería Aeronáutica por la Universidad Tecnológica del Perú (UTP). Realizó estudios técnicos de mantenimiento de aeronaves en la Escola de Especialistas de Aeronáutica en Guaratinguetá, Brasil, y en la Escuela de Aviación Militar de Krasnodar en la República Federal de Rusia, donde se especializó en mantenimiento de aeronaves y motores. Técnico aeronáutico con amplia experiencia en el mantenimiento de aeronaves comerciales y militares, además de instructor técnico en esta área. Posee licencia DGAC en Célula, Motopropulsor y Aviónica.

 rccoynure@tecsup.edu.pe

Recibido: 30-04-24
Revisado: 07-10-24
Aceptado: 17-10-24



Esta obra está bajo una Licencia Creative Commons AtribuciónNoComercial 4.0 Internacional.