

Diseño e implementación de un dispositivo para pruebas de un actuador electro hidráulico mecánico del AFCS (Automatic Flight Control System) del helicóptero UH-60 Black Hawck*

*Yudy Andrea Monje Gordo**
Cristhian Andrés Sema Loaiza****

Resumen

El Sistema de prueba para el servo actuador electro hidráulico mecánico PITCH TRIM, se diseñó con el fin de simular en tierra las señales provistas por la computadora de vuelo en el helicóptero. De esta manera, el mantenimiento avanzado que se aplica a este tipo de dispositivos se practica con mayor eficiencia, permitiendo que los operadores tengan un panorama más amplio del estado del actuador, y así tomar decisiones más acertadas.

El Pitch Trim Actuator Assembly, está conformado por tres subconjuntos conocidos como: SAS Actuador, Trim Básico y Boost Actuador. El Trim, permite la ejecución de movimientos de cabeceo del helicóptero sobre el eje longitudinal en el ángulo de pitch. Y el SAS, realiza correcciones pequeñas de amortiguación al movimiento para aumentar la estabilidad. El proyecto está conformado por la parte circuital conocido como Hardware junto con la adquisición de la información externa, y por la interfaz gráfica de control llamada Software.

Palabras clave: actuador, eje longitudinal, firmware, interfaz, protocolo

Abstract

The testing system for the mechanical electro-hydraulic servo actuator PITCH TRIM has been designed to simulate the ground signals provided by the flight computer in the helicopter. Thus, advanced maintenance applied to this type of device is more efficient, allowing operators to have a broader picture of the actuator condition and to make decisions in a more successful way.

The Pitch Trim Actuator Assembly consists of three subsets known as: SAS Actuator, Trim Basic and Boost Actuator. The Trim allows the execution of pitching movements of the helicopter on the longitudinal axis at the angle of pitch. And the SAS performs small buffering corrections to the

* Agustín Soto. Director proyecto de grado. Esp. Automatización industrial. Profesor T.C. Facultad de Ingeniería. Universidad Surcolombiana augusto@usco.edu.co

** Ingeniera Electrónica. Universidad Surcolombiana.

*** Ingeniero Electrónico. Universidad Surcolombiana.

Diseño e implementación de un dispositivo para pruebas de un actuador electro hidráulico

movement to increase stability. The project consists of the circuit section, known as hardware, along with the acquisition of external information, and the control graphic interface called software.

Keys Words: actuator, longitudinal axis, firmware, interface, protocol

Introducción

Los sistemas de prueba, son herramientas imprescindibles en el campo de la aeronáutica, debido a que el comportamiento complejo de las aeronaves en vuelo debe ser muy bien calculado en tierra para determinar cualquier tipo de falla, de ahí la necesidad de encontrar medios para desarrollar tecnología que mejore los sistemas de detección de fallas de los dispositivos dispuestos en las aeronaves.

Este avance de la tecnología, requiere que los sistemas de prueba estén en constante renovación y actualización, teniendo en cuenta el permanente cambio en el campo aeronáutico. Por esta razón, y a la importancia de abordar este campo tan poco explorado en nuestra universidad, se presenta el estudio investigativo que conllevara al desarrollo de un sistema de pruebas para el **Actuador Electro-Hidráulico-Mecánico del AFSC del Helicóptero UH 60 Black Hawk**.

Esta investigación se basó en los manuales que se encontraron acerca de aeronáutica en la red, además de la experiencia invaluable de personal que ha tenido contacto directo en este campo de acción, los técnicos de aviación quienes nos transmitieron toda su experiencia para lograr un entendimiento total de los sistemas que involucran el control de vuelo de una aeronave, tales como: los ángulos de elevación, sus diferentes ejes de acción, y señales eléctricas, que independiente y conjuntamente hacen que la aeronave funcione de la manera más adecuada.

Estas señales que se aplican en vuelo real, fueron simuladas de manera puntual por medio del sistema que se desarrolló, el cual presentó a los diferentes dispositivos involucrados en el

Actuados E-H-M del AFSC. Las señales que se le aplicaron en condiciones de vuelo real, debían obtener valores precisos de las condiciones de funcionamiento de tales dispositivos, al contar con parámetros de control que se deben cumplir. Si estos estándares no se cumplían, estos dispositivos debían ser enviados a un nivel de más alto mantenimiento.

Descripción General del Proyecto

El proyecto del diseño e implementación de un dispositivo para pruebas del actuador PITCH TRIM ASSEMBLY, que hace parte del Sistema de Control de Vuelo Automático (AFCS) de los helicópteros Black Hawk, se desarrollo con el fin de detectar fallas y verificar el correcto funcionamiento del actuador en vuelo.

De acuerdo a las estadísticas de reportes de fallas presentadas, muchas de ellas son causadas por el actuador Pitch Trim, retrasando las misiones de los helicópteros y tomando un largo tiempo para corregirlas. Estos problemas ocurren debido a que no se cuenta con sistemas computarizados y tecnificados, que sean capaces de suministrar un reporte total y detallado del estado de los dispositivos.

El actuador Pitch Trim, es uno de los componentes fundamentales del Sistema de Control de Vuelo Automático (AFCS) y está ubicado en la plataforma hidráulica de la aeronave (Figura 1). Su función es mantener la actitud de cabeceo del helicóptero sobre el eje longitudinal (Figura 2), lo cual consiste en fijar un ángulo ideal de la nariz del helicóptero y hacer pequeñas correcciones en vuelo, de acuerdo a las señales eléctricas que recibe la computadora desde diferentes dispositivos sensoriales o desde los controles de vuelo del piloto.

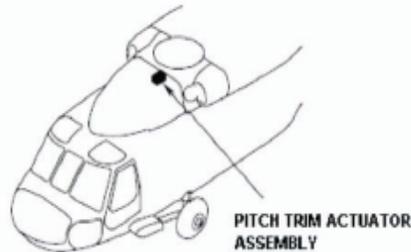


Figura 1. Ubicación del PITCH TRIM ACTUATOR ASSEMBLY en el helicóptero.

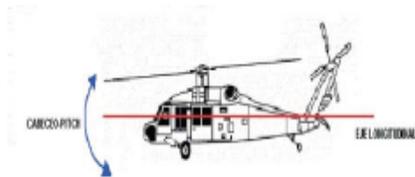


Figura 2. Actitud de cabeceo del helicóptero sobre el eje longitudinal.

Fuente: Manual de partes TM1-1520-237-23P4

El banco de pruebas diseñado, está en la capacidad de proveer al actuador las señales eléctricas necesarias para su correcto funcionamiento, con el fin de simular las condiciones que le provee el helicóptero en vuelo.

Estos actuadores funcionan además con presión hidráulica, lo que les permite multiplicar la fuerza necesaria para mover los rotores del helicóptero que actúan en el movimiento de cabeceo sobre el eje longitudinal. Las fallas presentadas en vuelo que involucran al actuador Pitch Trim, se perciben de diferentes maneras, como lo es, en movimientos erráticos de cabeceo con ascenso y descenso no uniforme de la nariz de la aeronave; restricción de movimiento del Bastón Cíclico en la cabina del piloto; e iluminación de la señal de precaución de falla del Trim o FPS (Flight Path Stabilizer) en el panel de control del helicóptero.

Una vez, se simulan las condiciones de la aeronave en el sistema de prueba, un sensor de desplazamiento y posición envía información constantemente al hardware, acerca del movimiento lineal de los pistones del actuador. Además, al banco de prueba llegan señales de dos potenciómetros internos del actuador, quienes normalmente cumplen la función de alertar a la computadora del helicóptero de posibles afecciones del Pitch Trim Actuador, aunque muchas veces son ellos mismos los causantes del comportamiento errático del dispositivo. Estas señales, junto con información extra de valores de impedancias, voltajes y corrientes, serán útiles para dar una completa exposición del estado de todos los subconjuntos del actuador Pitch Trim.

El dispositivo de prueba procesa y envía los datos, a través de un canal de comunicación por USB al computador. Al llegar allí, son manipulados por una interfaz gráfica hecha en LABVIEW, donde están alojados los controles del banco de prueba y donde se muestran los resultados del análisis detallado gráficamente. De esta manera, se provee al operador de una visión amplia acerca de lo que exactamente está ocurriendo con el dispositivo a probar y la facilidad de determinar las operaciones de reparación necesarias para lograr el correcto mantenimiento del actuador.

Para efectos de diseño se tomaron patrones de referencia a partir de manuales de dispositivos de Black Hawk, pruebas reales con Pitch Trim en buen estado y según experiencia de los técnicos de aviación de la Fuerza Aérea de Colombia.

Descripción y funcionamiento del PITCH TRIM ACTUATOR ASSEMBLY

El PITCH TRIM ASSEMBLY, está conformado por tres subconjuntos principales: el SAS ASSEMBLY, Trim Básico y el Boost, como se muestra en la figura 3.

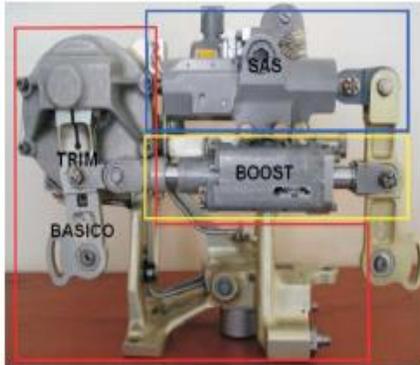


Figura 3. Subconjuntos del PITCH TRIM ACTUATOR ASSEMBLY.

Fuente: Imagen tomada en hangares de Base Aérea de Rionegro Antioquia.

TRIM Básico.

Este actuador está a su vez conformado por los siguientes elementos, mostrados en la Figura 4 y Figura 5:

- Amplificador Hidráulico.
- Acoples de desconexión rápida de presión y retorno.
- Líneas Hidráulicas.
- Pistones del trim.
- Leva de entrada.
- Potenciómetros internos (Stick position y Trim position).
- Conector del trim básico.

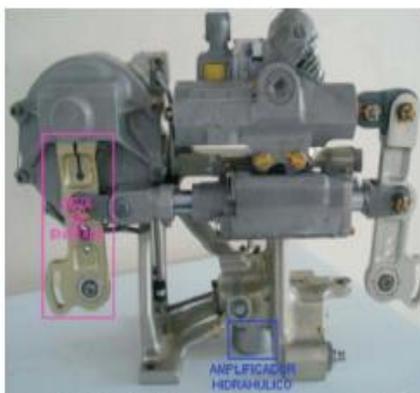


Figura 4. Lado 1 de los componentes principales del Trim Básico.

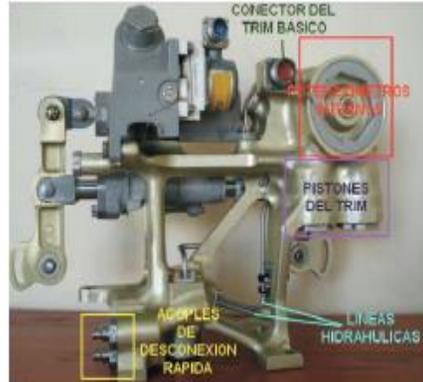


Figura 5. Lado 2 de los componentes principales del Trim Básico.

Fuente: Imagen tomada en los hangares de la Fuerza Aérea.

El Trim Básico, es alimentado con 1000 libras de presión hidráulica, inyectadas al Amplificador Hidráulico, quien recibe señales eléctricas a través del conector del Trim Básico proveniente de la computadora de vuelo. Estas señales de corriente, determinan la dirección y la intensidad del flujo hidráulico, puesto que son inyectadas a un arreglo de bobinas que generan el movimiento de una aguja para cerrar o abrir los orificios por donde pasa el fluido hacia los dos pistones del trim. Estos pistones, a su vez, están conectados a la leva de entrada quien se moverá adelante o atrás, dependiendo de la posición de los mismos. La leva de entrada se encuentra acoplada al BOOST ACTUATOR para transmitirle movimiento lineal al pistón del Boost.

Características del Test Bench:

Generalidades

El sistema se compone de una caja donde se alojan el HARDWARE y las conexiones respectivas que van al elemento a probar, como se representa en el siguiente esquema:

» Diseño e implementación de un dispositivo para pruebas de un actuador electro hidráulico

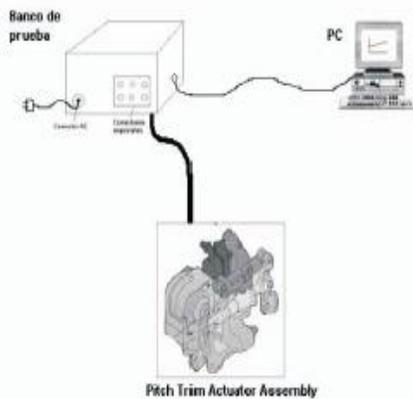


Figura 6. Esquema general del conjunto de prueba de fallas.

El PITCH TRIM ACTUATOR ASSEMBLY, se conecta al Banco de Pruebas a través de 4 grupos de cables especiales. Las señales de retorno desde el actuador son procesadas por el sistema central del hardware para ser llevadas a la computadora donde se realiza el análisis y presentación de los resultados.

A continuación se presenta un diagrama de bloques que esquematiza el diseño interno del HARDWARE.

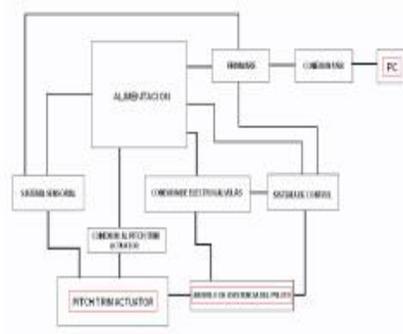


Figura 7. Diagrama de bloques del sistema interno del Banco de Pruebas

Los sub-bloques mostrados en la figura 7, se encargan de llevar las señales eléctricas al actuador, de conducir las señales de control y de realimentar al sistema de prueba con el fin

de comprobar el estado actual del actuador. Cada uno de los conectores de estos cables tiene un número determinado de pines que corresponden a una función específica.

Modulo de Alimentación: Este modulo representa el conjunto de señales de voltaje que van al Pitch Trim, a las electro-válvulas shut off del modulo de asistencia del piloto y el voltaje que alimenta la circuiteria interna del hardware.

A continuación se describe el propósito de cada uno de los circuitos de alimentación:

Circuito de 28 Vdc, 5 Amps: El propósito de este circuito es alimentar con 28V a dos válvulas shut off: Trim y SAS, cuyo consumo de corriente es de 1 Amp. para cada una. Según las especificaciones eléctricas exigidas para este propósito se debe disponer de una corriente maxima de 5 Amps., lo que explica tal característica.

Las válvulas shut off se encuentran en el modulo de asistencia del piloto y tienen como función permitir o bloquear el paso del fluido hidráulico que va a presurizar al Pitch Trim Actuador.



Figura 8. Modulo de Asistencia del Piloto

Fuente: Imagen tomada en los hangares de la Fuerza Aérea.

Circuito de +/- 15Vdc: Este circuito corresponde a una fuente de alimentación doble de +15Vdc y -15Vdc fijas, con dos propósitos generales; uno es alimentar a dos componentes del actuador Trim llamados Stick Position y Trim Position, y el otro es polarizar algunos componentes de la circuitería del Banco de Pruebas, principalmente el potenciómetro digital utilizado para obtener el rango de corriente requerido por las electroválvulas del SAS y Trim.

Circuito de 5 Vdc: Tiene solo una función, y es suplir a todos los circuitos internos digitales del sistema de prueba.

Modulo de Conexión al Pitch Trim Actuator: Este modulo representa la conexión desde el Banco de Prueba al Pitch Trim Actuator Assembly.

Existen dos grupos de cables, el cable del SAS Actuator, conformado por 4 cables individuales, y el del Trim Actuator conformado por 8 cables individuales. En sus extremos poseen conectores circulares cuya disposición de pines es la siguiente:

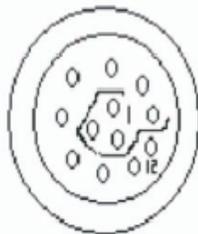


Figura 9. Conector TRIM

Empezando el conteo según el esquema de pines, cada uno corresponde a las siguientes funciones:

- Pin1: NC¹.
- Pin2: Servo-Válvula Trim.
- Pin3: GND².
- Pin4: Señal de +15V del Stick Position.
- Pin5: Señal de -15V del Stick Position.
- Pin6: Señal de salida del Stick Position.
- Pin7: Señal de +15V del Trim Position.

- Pin8: Señal de -15V del Trim Position.
- Pin9: Señal de salida del Trim Position.
- Pin10: NC¹.
- Pin11: NC¹.
- Pin12: NC¹.

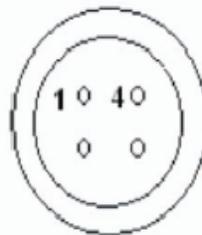


Figura 10. Conector SAS

Empezando el conteo según el esquema de pines, cada uno corresponde a las siguientes funciones:

- Pin1: Señal para SAS1.
- Pin2: GND² para SAS1.
- Pin3: Señal para SAS2.
- Pin4: GND² para SAS2.
- ¹NC: No Connection.
- ²GND: Ground (Tierra).

Modulo de Conexión de las electro-válvulas: Conformado por dos pares de cables, uno para la válvula shut off del SAS y el otro para la válvula shut off del TRIM. Los pines para ambos cables están dispuestos de la siguiente manera:

- Pin1: Señal de 28V para la electro-válvula.
- Pin2: GND₂.
- Pin3: NC¹.

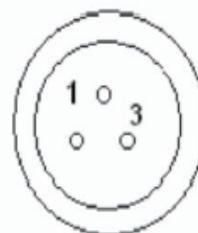


Figura 11. Conector Shut Off

»» Resultados

- La implementación de sistemas para la detección de fallas en los actuadores que están ubicados en las aeronaves, es un aspecto importante en la seguridad de las personas que utilizan este tipo de medios de transporte, puesto que las fallas operacionales de estos dispositivos no se deben corregir en el aire. Es necesario, contar con un sistema de control de calidad para garantizar una buena ejecución de los sistemas que están inmersos en el funcionamiento de las aeronaves.
- El sistema de prueba que se ha diseñado, cumple con parámetros necesarios para poder determinar algunas de las diferentes fallas que se pueden presentar por parte del PITCH TRIM ACTUATOR. Estas fallas se detectan por medio de la simulación de las diferentes señales que se le aplican en vuelo real al actuador y que son aplicadas en forma individual en una estación de mantenimiento creada para tal efecto.
- Debido a que el sistema de pruebas debe operar, de tal manera, como lo haría la computadora de vuelo, se implementó la interfaz entre el dispositivo de prueba diseñado y la computadora, de la cual se obtendrá la información de los actuadores a los que se le estén aplicando dichas señales. Además, se optó por utilizar una conexión USB que brinda una velocidad óptima para los requerimientos que se necesitan a la hora de transferir datos desde el hardware, hasta la computadora que analiza y reporta al usuario las condiciones en que está operando el actuador en prueba. Se usó la versión de USB 2.0, puesto que brinda una mayor velocidad que la comunicación serial que es apenas de 1 Mb/s.
- Para tal efecto, de la conexión USB, un dispositivo bastante fácil de operar y con diferentes tipos de opciones de programación que brindó suficientes periféricos internos para la adquisición, procesamiento y envío de datos, fue el PIC 18F2550, el cual utilizado de la forma correcta permite un transferencia de de datos full duplex, al mismo tiempo, que permite la conversión de señales análogas en digitales y sirve como puerto de entrada y salida para el control del hardware que fue necesario implementar.
- Con respecto al PIC, es de resaltar que cuenta con un conversor ADC que consta de 10 entradas multiplexados, esto hace que al utilizar más de una entrada al conversor se generen una serie de inestabilidades en el conversor haciendo que los bits menos significativos de la conversión varíen de una forma muy rápida y aleatoria.
- La herramienta computacional de National Instruments, brindó gran variedad de formas al analizar las señales que llegan a la computadora y así expresar de la mejor manera los datos obtenidos de la conversión del PIC. Con respecto a la interfaz USB, se presentó algunos inconvenientes, puesto que la herramienta virtual que se utilizó, era muy avanzada para la versión que se uso inicialmente, tal situación se solucionó con la actualización de la versión utilizada de LABVIEW 8.5.
- En primera instancia para simular las señales se diseño con bases teóricas indicadas, de tal manera, que el diseño fue probado en protoboard, puesto que no se tenía en nuestro medio, en la ciudad de Neiva, el dispositivo. Sin embargo, se comprobó que esas bases teóricas coincidían en gran medida con la experiencia obtenida al aplicar el diseño inicial al actuador.
- Las diferentes pruebas se realizaron en la entidad militar. Después de cada prueba, se

identificaron las diferentes fallas, las cuales se fueron perfeccionando en pruebas siguientes.

»● Recomendaciones

- Teniendo en cuenta que la implementación del dispositivo está orientado hacia la tecnología militar, la principal mejora es implementar este dispositivo con elementos que cumplan dichas características y ampliar el rendimiento y la confiabilidad en las mediciones que pueden hacer los dispositivos de esta tecnología.
- El sistema cuenta con un módulo de transmisión de datos hacia el puerto USB del computador, dificultando la manipulación del mismo. La adecuación de un sistema de comunicación inalámbrico, aunque aumenta los costos del proyecto mejoraría la maniobrabilidad del prototipo, puesto que evitaría la presencia del operador dentro del cuarto donde se encuentra la fuente hidráulica que genera altos grados de ruido que conllevarían a el operario a tener problemas físicos más adelante.
- Estandarizar parámetros y ampliar los módulos de medición, para que con un sólo banco se pueda probar más actuadores o dispositivos al tiempo.
- Ampliar las características de los elementos de medición, como ampliar la resolución de los conversores y mejorar la precisión de los sensores a utilizar, debido a que la variación que se tiene al momento de medir es cercana a las milésimas de pulgada.

»● Glosario

ACTUADOR: Se denominan actuadores a aquellos elementos que pueden provocar un efecto sobre un proceso automatizado.

EJE LONGITUDINAL: Línea recta que se recorre longitudinalmente.

FIRMWARE: Programación en firme. Programa que es grabado en una memoria ROM y establece la lógica de más bajo nivel que controla los circuitos electrónicos de un dispositivo. Se considera parte del hardware por estar integrado en la electrónica del dispositivo, pero también es software, pues proporciona la lógica y está programado por algún tipo de lenguaje de programación. El firmware recibe órdenes externas y responde operando el dispositivo.

INTERFAZ: La interfaz de usuario (IU) es uno de los componentes más importantes de cualquier sistema computacional, pues funciona como el vínculo entre el humano y la máquina. La interfaz de usuario es un conjunto de protocolos y técnicas para el intercambio de información entre una aplicación

PROTOCOLO: Descripción formal de formatos de mensaje y de reglas que dos ordenadores deben seguir para intercambiar dichos mensajes. Un protocolo puede describir detalles de bajo nivel de las interfaces máquina-a-máquina o intercambios de alto nivel entre programas de asignación de recursos.

»● BIBLIOGRAFIA

1. Manual de partes TM1-1520-237-23P4.
2. Manual de aviación DMWR 1-1650-385.
3. Curso de piloto de prueba de UH-60. Sistema Automático de control de vuelo (AFCS).(9426-8 Parte 2)
4. Batallon escuela de Helicópteros. Fort Rucker, Alabama.
5. Manual de mantenimiento uh60.

»» Diseño e implementación de un dispositivo para pruebas de un actuador electro hidráulico

- | | |
|--|---|
| 6. Student Guide for UH-60 Hydraulics. | PIC18f2550:
http://www.microchip.com . |
| 7. Información acerca de USB: http://www.zator.com/Hardware/H2_5.htm . | 12. Ayuda del software PIC C Compiler. |
| 8. Información del sensor de desplazamiento: http://www.etisystems.com/lcp12.asp . | 13. Información de configuración de USB con LabView:
http://www.hobbypic.com |
| 9. Hoja de datos del PIC18F2550. | 14. Manual_Compilador_C_Para_PICs. |
| 10. Tutorial de Labview Universidad Distrital "Francisco Jose de Caldas" Laboratorio de Electronica. | 15. Un paseoporUSB-2. |
| 11. Información sobre modulo USB del | 16. Conectando un PIC al PC con el USB. |