



Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i
Aeroespacial de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TRABAJO DE FINAL DE CARRERA

TÍTULO DEL TFC: Diseño del sistema de mandos de vuelo para una cabina de DC9

TITULACIÓN: Ingeniería Técnica Aeronáutica, especialidad Aeronavegación

AUTOR: Marc Soriano Akum

DIRECTORES: Óscar Casas Piedrafita, Sergio Mainar Álvarez

FECHA: 11 de Septiembre de 2015

Título: Diseño del sistema de mandos de vuelo para una cabina de DC9

Autor: Marc Soriano Akum

Directores: Óscar Casas Piedrafita, Sergio Mainar Álvarez

Fecha: 11 de Septiembre de 2015

Resumen

En este trabajo de final de carrera se lleva a cabo el diseño y la implementación de un sistema mecánico y electrónico de mandos de vuelo, para posibilitar la simulación de vuelo en una cabina real de McDonnell Douglas DC-9-34 usando los mandos reales de la aeronave.

En primer lugar se presentan los objetivos y requisitos que se quieren alcanzar con la implementación del proyecto. Seguidamente se realiza un estudio de la aeronave para conocer el funcionamiento de los mandos de vuelo reales, que están inoperativos al disponer solo de parte de la sección delantera del fuselaje. Al ser un proyecto con una parte práctica, cuyo entorno de trabajo se desarrolla en el fuselaje del avión, se describen y presentan los diferentes espacios de trabajo. Antes de iniciar el desarrollo del diseño, se analiza el estado actual de la aeronave y de sus sistemas mecánicos de mandos de vuelo para conocer el punto de partida del diseño.

El diseño del nuevo sistema se basa en dos puntos característicos para su desarrollo teórico; el punto de adquisición de datos, que corresponde a la parte mecánica, y el sensor que realiza la lectura de dichos datos, que corresponde a la parte electrónica del proyecto. Con el análisis previo de la aeronave, la elección del punto de adquisición de datos y la elección del tipo de sensor, se desarrolla un diseño final como hoja de ruta para la implementación práctica en la aeronave.

Por último se describe detalladamente como se lleva a cabo la implementación en la aeronave del nuevo sistema de mandos de vuelo. Este sistema consta, de una transmisión mecánica del movimiento de los controles de vuelo de cabina, mediante cables de mando, que son el punto de adquisición de datos del movimiento de los mandos de vuelo. Con sensores potenciométricos se toma lectura del desplazamiento de los cables de mando y posteriormente la señal de salida de los sensores podrá ser transformada y adaptada para su uso en la simulación de un vuelo.

Title: Design of flight control system for DC9 cabin

Author: Marc Soriano Akum

Directors: Óscar Casas Piedrafita, Sergio Mainar Álvarez

Date: September, 11th 2015

Overview

This Project develops the design and implementation of a mechanical and electronic flight controls system, to enable a flight simulation in a real McDonnell Douglas DC-9-34 cabin using the real airplane flight controls.

At first are shown the objectives and requirements to be achieved with the project implementation. Then it is performed an study of the airplane to know more about the real flight controls operation, which are inoperative for having only the front fuselage section. Being a project with a practical part, the working environment develops in the fuselage, therefore the different workspaces are described. The current airplane condition and flight control mechanical systems are analyzed before starting design development.

The design of the new system is based on two characteristic points for theoretical development. The data acquisition point, corresponding to mechanical part and the sensor that performs reading of data system, corresponding to electronic part. With the previous analysis of the aircraft, choosing the data acquisition point and sensor type, the final design is developed to use like a roadmap for practice implementation in the airplane.

At last describe in detail the implementation process of the new flight control system in the airplane. The movement transmission of cabin flight controls is done with mechanical control cable system, this is the movement data acquisition point of flight controls. Data sensing of cable system movement is done with a potentiometer sensor. Then the output signal of sensors may be transformed and adapted for use in a flight simulation.

¡Por los pelos!

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	1
CAPÍTULO 1. ESTRUCTURA Y ACTUACIÓN DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL PRINCIPALES DE UN DC-9	3
1.1. Objetivos y requisitos	3
1.2. Mandos de vuelo McDonell Douglas DC-9-34	3
1.2.1 Sistema de alerones	6
1.2.2 Sistema de timón de profundidad	8
1.2.3 Sistema de timón de dirección	10
1.3. Fuselaje y puntos de acceso	12
1.4. Evaluación de daños de los sistemas	15
1.4.1. Análisis sistema de alerones	16
1.4.2. Análisis sistema de timón de profundidad	17
1.4.3. Análisis sistema de timón de dirección	19
CAPÍTULO 2. ESTUDIO DEL NUEVO DISEÑO.....	21
2.1. Parámetros del diseño	21
2.2. Puntos de adquisición de datos	21
2.2.1. Mandos de control	22
2.2.2. Barras de interconexión.....	23
2.2.3. Cables de mando	24
2.2.4. Selección arquitectura del diseño	24
2.3. Sensores.....	25
2.3.1. Sensores inductivos. LVDT y RVDT	25
2.3.2. Sensores potenciométricos	26
2.4. Diseño final	27
3.1. Acondicionamiento aeronave	33
3.1.1 Tareas de reparación	33
3.1.2 Desmontaje componentes.....	34
3.2 Montaje nueva estructura.....	36
3.2.1 Cables de mando	36
3.2.2 Poleas.....	38
3.2.3 Conjunto sensor	41
3.2.4 Conexiones eléctricas	43
3.3 Presupuesto.....	44
CAPÍTULO 4. CONCLUSIONES	46
CAPITULO 5. BIBLIOGRAFÍA	47
CAPÍTULO 6. ANEXO I	48

6.1 Presupuesto sensores RVDT	48
6.2 Datasheet potenciómetro	49
CAPÍTULO 7. ANEXO II	51
7.1 Manual de mantenimiento de mandos de vuelo simulador	51

ÍNDICE DE FIGURAS Y TABLAS

Fig. 1.1 Ejes y movimientos por eje de una aeronave	4
Fig. 1.2 Esquema resumen del sistema de mandos de vuelo.....	6
Fig. 1.3 Vista interior del volante de un MD-80	7
Fig. 1.4 Esquema completo del sistema de alerones de un MD-80	8
Fig. 1.5 Esquema completo del sistema de timones de profundidad de un MD-80	10
Fig. 1.6 Esquema completo del sistema de timón de dirección de un MD-80..	11
Tabla 1.1 Resumen mandos de vuelo principales	12
Fig. 1.7 Sección del fuselaje de la aeronave a estudio	13
Fig. 1.8 Secciones y accesos de la aeronave	13
Fig. 1.9 Barra de torque del sistema de alerones	16
Fig. 1.10 Extremo izquierdo barra de torque.....	17
Fig. 1.11 Extremo inferior de la palanca de mando del timón de profundidad del copiloto.....	18
Fig. 1.12 Vista trasera del pedestal de cabina y del sistema de pedales.....	19
Tabla 2.1 Movimientos mandos de vuelo principal	22
Tabla 2.2 Mediciones del recorrido de los cables de mando	29
Fig. 2.1 Sensor potenciométrico 3590S-2-103L.....	30
Fig. 2.2 Simulación en 3D del conjunto sensor	30
Fig. 2.3 Simulación en 3D del conjunto sensor conectado a un cable de mando	31
Fig. 2.4 Boceto del diseño final de los mandos de vuelo principal.....	32
Fig. 3.1 Paneles de suelo de entrada (izquierda) y pasillo central de cabina de pasaje (derecha)	35
Fig. 3.2 Estructuras con poleas reutilizadas	35
Tabla 3.1 Tipos de terminales en los extremos de los cables de mando.....	36
Fig. 3.3 Terminales roscados y barrilete	37
Fig. 3.4 Unión de cobre entre dos cables de mando.....	37
Fig. 3.5 Recorrido cables de mando en estructura de poleas	39
Fig. 3.6 Larguerillo central de bodega modificado	40
Fig. 3.7 Tabla tensión/temperatura de cables de mando del manual de mantenimiento de la aeronave Fairchild Metroliner SA227	40

Fig. 3.8 Conjunto sensor (izquierda) y tornillo fijación tambor-sensor (derecha)	42
Fig. 3.9 Bornes eléctricos (izquierda). Instalación sujeciones de cobre de los bornes eléctricos (derecha).....	43
Fig. 3.10 Conexiones eléctricas del sensor (izquierda) y esquema eléctrico (derecha).....	44
Fig. 3.11 Montaje completo sensor-conector	44
Tabla 3.2 Presupuesto final nuevo sistema de mandos de vuelo	45

Abreviaturas y Términos clave

<i>AC (Alternative Current)</i>	26
<i>AMM (Aircraft Maintenance Manual)</i>	15
<i>CCW (CounterClockWise)</i>	43
<i>CW (ClockWise)</i>	43
<i>DC (Direct Current)</i>	29
<i>DC-9 (McDonnell Douglas 9)</i>	1
<i>IPC (Illustrated Parts Catalog)</i>	15
<i>LVDT (Linear Variable Differential Transformer)</i>	25
<i>MD80 (McDonnell Douglas 80)</i>	8
<i>MDV (Mandos De Vuelo)</i>	1
<i>RVDT (Rotatory Variable Differential Transformer)</i>	25
<i>SRM (Structural Repair Manual)</i>	15
<i>TFC (Trabajo de Final de Carrera)</i>	1
<i>UPC (Universidad Politécnica de Cataluña)</i>	1
<i>WM (Wiring Manual)</i>	15

INTRODUCCIÓN

En Junio de 2012 se presentó en la Universidad politécnica de Cataluña (UPC) el TFC (*Trabajo Final de Carrera*) 'Diseño y planificación de un simulador de aviónica para una cabina de DC9'. En líneas generales, el proyecto tenía como objetivo analizar y listar los trabajos necesarios para la adaptación de una cabina de avión real, en una herramienta de simulación y aprendizaje para estudiantes del sector aeronáutico. La aeronave, la sección de morro de un avión McDonnell Douglas DC-9-34 que se encuentra en el centro docente Illa dels Banyols del Prat del Llobregat, sería una herramienta útil tanto para estudiantes de aeromecánica del centro docente donde se encuentra la aeronave, como estudiantes universitarios de ingeniería aeronáutica.

Este estudio se desarrolló partiendo del estado inicial de la aeronave y del análisis de cada sistema de la aeronave que podía ser útil para un futuro simulador de vuelo. La planificación del trabajo que se debía efectuar en la aeronave se dividía en bloques de trabajo específicos. Cada bloque estaba centrado en uno o más sistemas de la aeronave. Esta sub-división por bloques sigue la línea del listado ATA 100. Cada uno de estos bloques estipula los objetivos necesarios que se deben cumplir para que, el sistema o los sistemas a los que se dedique el bloque, puedan ofrecer una utilidad de forma individual o colectiva como herramienta de simulación y aprendizaje.

Además de los objetivos, cada bloque contiene los proyectos que se deben llevar a cabo para que cada sistema de la aeronave alcance los objetivos que se marcan y ser así funcionales como parte del futuro simulador. Estos proyectos se presentan por fases, siguiendo un orden cronológico de trabajo. En cada fase hay uno o más proyectos y se detallan en qué orden se deben llevar a cabo y si son independientes o no entre sí.

El presente proyecto se encuentra dentro del bloque once, centrado en el sistema de mandos de vuelo (MDV). En este caso, el bloque está dedicado a un único sistema que a su vez coincide con el ATA 27, que es el capítulo que describe el sistema de mandos de vuelo de una aeronave. El trabajo del bloque se divide en dos fases, una inicial formada por un proyecto de testeo de los mandos de vuelo, el cual fue llevado a cabo por el propio diseñador del trabajo de bloques, y una segunda fase formada por tres proyectos. La segunda fase propone el diseño de una nueva estructura que permita la funcionalidad y lectura del movimiento de los mandos de vuelo principales y que además sea ampliable para el resto de mandos de vuelo.

Este documento corresponderá al primer proyecto (PRY1) de la segunda fase (F2) del bloque once (B11), enunciado como B11.MDV.F2.PRY1 'DISEÑO DE LA NUEVA ESTRUCTURA Y NUEVA ACTUACIÓN DE LAS SUPERFÍCIES DE CONTROL PRINCIPALES'. Como indica su nombre, se centrará en el estudio de los mandos de vuelo principales. Los siguientes proyectos de la fase dos serán los que se encargarán de los mandos de vuelo secundarios (PRY2) y de la simulación de averías (PRY3).

El **objetivo** es rehabilitar los mandos de vuelo principales de la aeronave, es decir, los mandos que controlan los movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada, para obtener de su accionamiento una señal digital y poder así realizar una simulación de vuelo en cabina controlada con los mandos originales de la aeronave.

Para conseguir este objetivo, primero se describen conceptos básicos de sistemas de mandos de vuelo y se presenta el funcionamiento original de estos controles en la aeronave McDonell Douglas DC-9. Una vez descritos los conceptos y explicado su funcionamiento, el siguiente paso es evaluar los daños que sufre la aeronave en los sistemas de estudio. La aeronave fue fabricada en la década de los 70, dejó de operar en 1999 y en 2005 fue donada por Iberia al centro docente. Desde esa fecha la aeronave ha sido utilizada como espacio de trabajo y prácticas del curso de técnico de mantenimiento aeronáutico, por lo tanto su estado actual no es óptimo.

Al diseñar la nueva estructura con los requisitos necesarios para cumplir los objetivos de este proyecto, se valorarán diferentes diseños que irán evolucionando a medida que se avance en el análisis del sistema y las diferentes labores de restauración. Los diseños se diferencian por la forma y lugar como se obtienen los datos y por el sensor que los obtiene. Se comparan diferentes tipos de sensores en función de sus prestaciones, dimensiones y coste.

Tras el análisis se diseña un prototipo de estructura final y se lleva a cabo en la aeronave. Con el montaje finalizado se realizan pruebas de funcionamiento, pero la simulación no se puede llevar a cabo hasta que no se traten los datos que salgan de los sensores.

Por último se lista el presupuesto del proyecto, que contempla todos los componentes que forman la nueva estructura diseñada. En las conclusiones se valoran los resultados obtenidos y el alcance de los objetivos marcados al comienzo de este proyecto.

CAPÍTULO 1. ESTRUCTURA Y ACTUACIÓN DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL PRINCIPALES DE UN DC-9

1.1. Objetivos y requisitos

Los objetivos concretos que se establecieron en el proyecto inicial, B11.MDV.F2.PRY1 'DISEÑO DE LA NUEVA ESTRUCTURA Y NUEVA ACTUACIÓN DE LAS SUPERFÍCIES DE CONTROL PRINCIPALES', fueron:

- Diseño de una estructura que permita la comunicación con la Unidad de Control y la fácil integración de futuros componentes para los mandos de vuelo restantes.
- Respuesta de las actuaciones de las superficies de control principales con esta nueva estructura.
- Dejar el sistema preparado para una buena comunicación con la aplicación para la presentación de datos y generación de averías.

Además de lograr estos tres objetivos, se han propuesto previamente una serie de requisitos que el nuevo diseño deberá intentar cumplir:

- Hacer uso de la mayor parte de componentes originales de la aeronave.
- Soportar averías para su posterior reparación.
- Bajo presupuesto.
- Diseñar una estructura modular para futuras ampliaciones de mandos de control.
- Buena resolución. (Detectar ligeras variaciones de los mandos de vuelo)
- Disponer de un proceso de calibración y mantenimiento.
- Resistente a los efectos ambientales (temperatura, humedad, etc.).

1.2. Mandos de vuelo McDonnell Douglas DC-9-34

Las aeronaves disponen de un mecanismo que permite al piloto controlar la actuación del aparato en vuelo. Este control se obtiene mediante los mandos de vuelo, que empiezan en la cabina, donde el piloto tiene los mandos de control que al accionarlos mueven las superficies de control. Estas superficies son partes móviles de la estructura, que al variar su posición modifican el equilibrio de fuerzas que mantienen estable la aeronave y permiten controlarla variando su perfil de sustentación.

Las aeronaves son capaces de moverse alrededor de tres ejes perpendiculares entre sí que interseccionan en su centro de gravedad. Estos tres ejes son:

- Eje Longitudinal (x): es el eje que atraviesa la aeronave desde el morro hasta la cola. La maniobra que realiza la aeronave al girar sobre este eje

se denomina alabeo y es el movimiento que describe una rotación de la aeronave alrededor de su eje longitudinal en el sentido de vuelo.

- Eje lateral o transversal (y): es el eje que atraviesa la aeronave de un extremo al otro de sus alas. La maniobra que realiza al girar sobre este eje se denomina cabeceo y es el movimiento que describe ascensos y descensos de altitud.
- Eje vertical (z): es el eje perpendicular a los dos anteriores que atraviesa la aeronave desde la parte superior del fuselaje hasta la inferior. La maniobra que realiza al girar sobre este eje se denomina guiñada y es el movimiento que describe los cambios de dirección o rumbo respecto al sentido de vuelo.

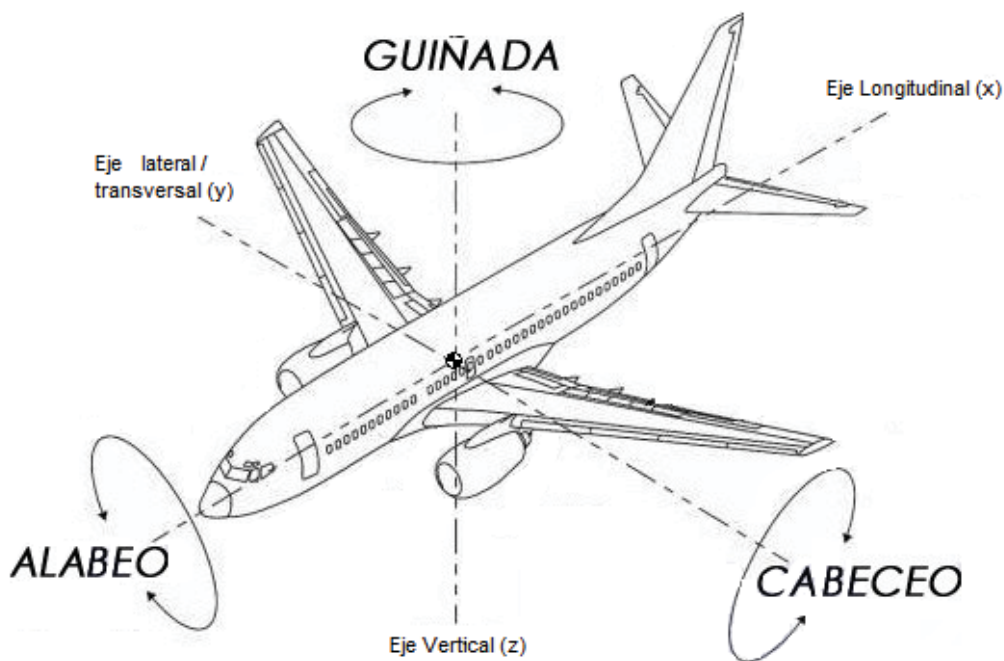


Fig. 1.1 Ejes y movimientos por eje de una aeronave

Los mandos de vuelo son de dos tipos: primarios y secundarios. El movimiento a través los tres ejes anteriormente descritos y como muestra la figura 1.1, se logra mediante los mandos de vuelo primarios ya que son las acciones básicas de control en vuelo.

Las aeronaves pueden disponer de mandos de vuelo secundarios, que son sistemas con funciones auxiliares a las básicas, como mejorar o adecuar las características de actuación de la aeronave; también los sistemas de compensación, utilizados para aliviar al piloto de la necesidad de mantener una presión constante sobre los mandos de vuelo de la aeronave, se consideran controles secundarios.

Los sistemas de control son la forma mecánica y eléctrica organizada de los mandos, de manera que su clasificación está referida a la propia arquitectura del sistema. Se sitúan en dos grandes grupos según la forma en que se realiza la transmisión de las órdenes de mando del piloto (señales de entrada en el sistema):

- Sistemas que transmiten las órdenes de mando por medios mecánicos
- Sistemas que transmiten las órdenes por medios eléctricos.

El primer grupo incluye los llamados “*sistemas convencionales*”, que son:

- Sistemas de accionamiento manual directo: conexión directa entre el mando de control y las superficies aerodinámicas de control de vuelo. La transmisión se realiza mediante barras y/o cables y poleas.
- Sistemas de accionamiento energizados: entre los mandos de control y las superficies hay un sistema eléctrico, hidráulico o neumático que amplifica la fuerza del movimiento ejercido por el piloto, de esta forma se pueden mover superficies de control de grandes dimensiones sin necesidad de ejercer una gran fuerza sobre los mandos de control.
- Sistemas de accionamiento manual indirecto: conexión entre la palanca o volante de mando con una superficie aerodinámica de compensación, de menor superficie efectiva que la principal, que al variar su posición arrastra el movimiento de la superficie principal a la cual está conectada. Usa el mismo sistema de transmisión que el sistema directo. Este tipo de sistema es un paso intermedio entre los dos anteriores, ya que usa el método de transmisión directo pero alivia al piloto de grandes esfuerzos para actuar sobre las superficies principales, dado que la resistencia que presentan las superficies de accionamiento indirecto puede asumirlas el piloto. Algunos sistemas energizados también pueden actuar sobre superficies de compensación, en lugar de actuar directamente sobre la superficie de control principal.

El segundo grupo se refiere a los sistemas de control de vuelo eléctricos, conocidos como sistemas *fly by wire*. Pero este segundo grupo apareció mucho después de la fabricación de nuestro modelo de estudio, por lo tanto no se profundizará más en él.

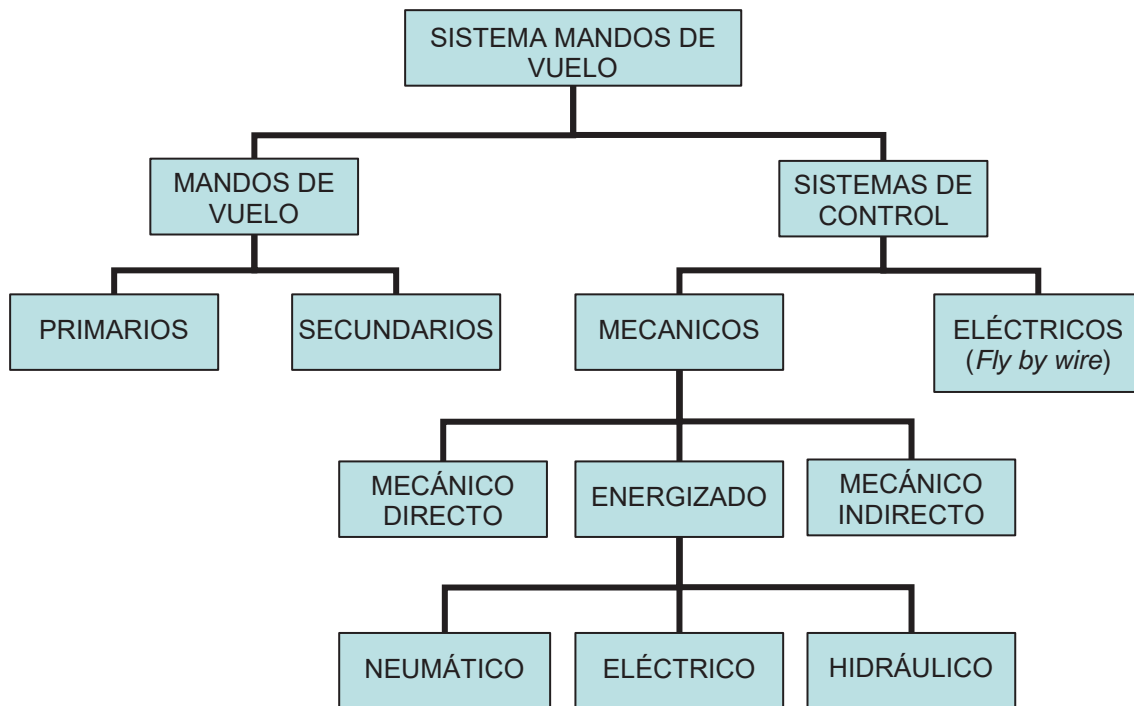


Fig. 1.2 Esquema resumen del sistema de mandos de vuelo

El esquema de la figura 1.2 muestra de forma resumida todo lo indicado anteriormente. Para poder analizar el conjunto del sistema de mandos de vuelo primarios de la aeronave, el estudio se dividirá en los tres subsistemas independientes que lo componen, uno para cada control de mandos que se disponen en cabina y que están asociados a una superficie de vuelo.

1.2.1 Sistema de alerones

Los alerones son las superficies de vuelo situadas en las alas del avión. Se mueven de forma asimétrica y modifican el perfil alar de cada ala, aumentando la sustentación en una y reduciéndola en la otra. Con esta variación de los perfiles se consigue que la aeronave realice un movimiento de alabeo y rote alrededor de su eje longitudinal.

Para mover los alerones, en cabina se debe accionar el mando de vuelo denominado volante o más comúnmente “cuernos”. Del mismo modo que en los automóviles, el giro del volante hacia un lado representa el alabeo de la aeronave en ese mismo sentido de giro. El volante está situado sobre la barra de mando, como se muestra en la imagen 1.3, y está montado solidariamente a una polea de engranajes. Alrededor de la polea se monta una cadena, similar a las cadenas de transmisión de las bicicletas, que en cada uno de sus dos extremos se une a un cable de acero trenzado. Estos cables de transmisión

mecánica se llaman cables de mando porque transmiten el movimiento de los mandos de control.

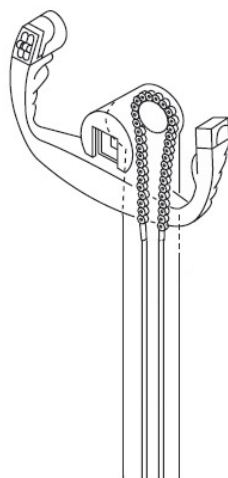


Fig. 1.3 Vista interior del volante de un MD-80

Ambos cables de mando llegan a la barra de torque, situada bajo el suelo de cabina. Esta barra está formada por varias poleas en paralelo a lo largo de su eje longitudinal y todas ellas solidarias, es decir, giran todas igual con el giro de toda la barra. En el centro de esta barra hay un sistema de embrague que, en caso de ser necesario, permite que cada mitad de la barra gire por sí sola. La función de la barra de torque es la de garantizar la simetría del movimiento en los mandos del piloto y del copiloto. Además, en el caso que uno de los dos sistemas paralelos quedase bloqueado por una avería o rotura, tanto en la superficie de vuelo como en algún punto del sistema, la barra de torque actúa como un fusible, desembragándose y permitiendo el uso independiente con los mandos de un solo piloto.

Ambos cables de cada volante finalizan su recorrido en dos poleas solidarias, situadas en los extremos de la barra de torque. Uno de ellos entra en la polea por su parte superior y el otro por su parte inferior. De esta forma, cuando la barra gira en un sentido, una polea tirará de un cable y la otra “empujará” el otro cable aunque ambas poleas giren en el mismo sentido.

Mediante una transmisión por cables de acero trenzado y poleas, el movimiento llega hasta las alas. En este punto el movimiento se transmite a la aleta de control del alerón (*aileron control tab*) por uso de barras, capaces de ejercer mayor fuerza y ofrecer más robustez, ya que no pueden perder la tensión como los cables de mando. Finalmente la variación del perfil que produce la aleta de control acaba provocando el movimiento, de forma aerodinámica, del resto de la superficie de vuelo principal.

Un sistema de amortiguación instalado en el alerón es el que asegura un movimiento regular y suave del alerón. Este sistema es necesario dado que el

movimiento final de la superficie se realiza aerodinámicamente y puede ser descontrolado, lo cual podría desestabilizar la aeronave.

Finalmente los cables de mando llegan hasta una polea con el fin de transmitir el retorno del sistema y de esta forma cerrar el circuito. En la figura 1.4 se muestra el montaje completo del sistema de alerones descrito. Estas imágenes son extractos del manual de mantenimiento de la aeronave MD80.

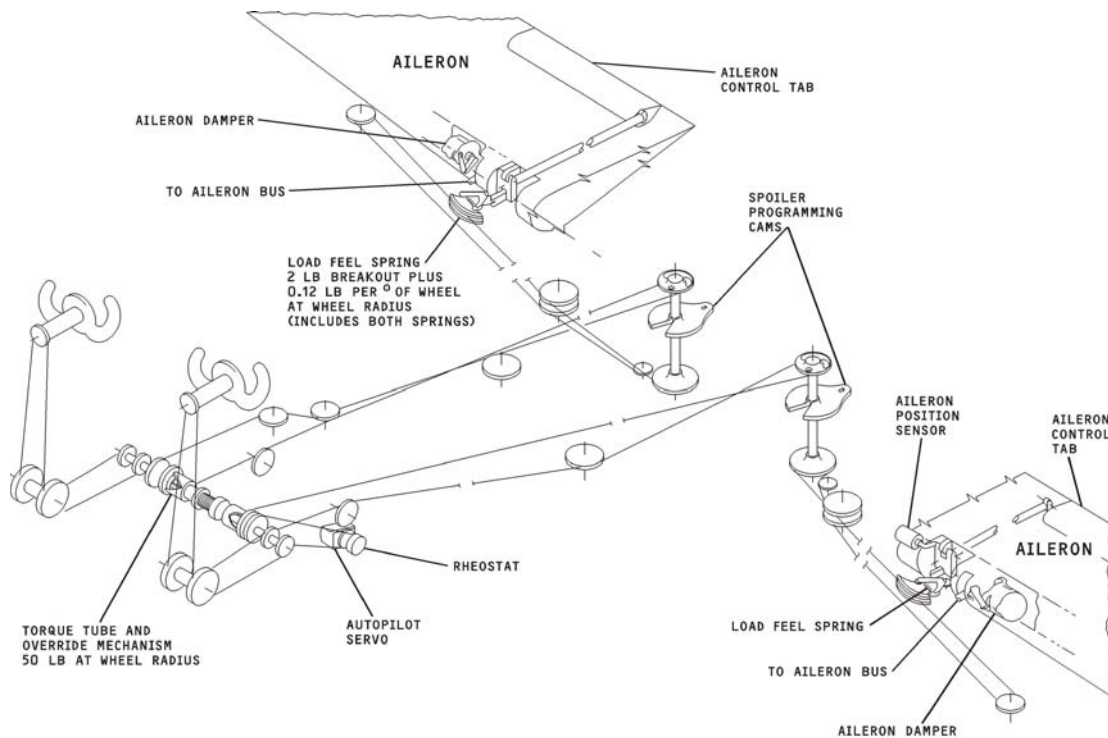


Fig. 1.4 Esquema completo del sistema de alerones de un MD-80

1.2.2 Sistema de timón de profundidad

Las superficies de control del timón de profundidad se encuentran en la parte posterior del estabilizador horizontal de cola. Este estabilizador está en la parte superior de la cola del avión, que es una cola en "T". El estabilizador horizontal se divide en una parte fija desde su borde de ataque hasta la mitad, denominada plano fijo horizontal, y el resto es su parte móvil trasera, denominada timón de profundidad.

El plano fijo horizontal es un perfil de sustentación simétrico, es decir, que tiene la misma curvatura en la parte superior o extradós como en la inferior o intradós. Al accionar los mandos, la parte móvil del plano varía el perfil y produce un ascenso o descenso del morro de la aeronave respecto al sentido de vuelo rectilíneo y alrededor de su eje lateral o transversal. El movimiento que describe se denomina cabeceo. Al estar las superficies tan alejadas del centro de gravedad de la aeronave, el momento de fuerza que genera el timón

de profundidad es suficiente para mover toda la aeronave, pese al pequeño tamaño de las superficies implicadas respecto al tamaño de los alerones, por ejemplo.

Para poder controlar este sistema, en cabina se acciona la palanca de mandos. Como vimos en el sistema de alerones, la palanca es la barra sobre la que está montado el volante de mando. Esta barra de control está anclada en el suelo y se encuentra tanto en el lado del piloto como del copiloto. Ambas palancas de mando están interconectadas entre sí por una barra fija, de tal forma que cuando se acciona una de ellas, la otra palanca realiza el mismo movimiento. Su movimiento se acciona tirando de ella y/o empujándola en el sentido de vuelo.

Al igual que los alerones, este sistema también es mecánico indirecto. En la parte inferior de la barra, debajo del suelo de cabina, la barra conecta con dos cables de acero trenzado, uno de ellos es conducido mediante poleas hasta la cola del avión, mientras que el otro cable se dirige inicialmente hacia el morro de la aeronave y después a través de una polea cambia de sentido y vuelve hacia la parte posterior, también mediante un circuito de cables de mando y poleas, hasta la cola del avión.

Este sistema incorpora un componente de seguridad, el *match trim actuator*, instalado bajo la palanca de mando del lado del copiloto. Este mecanismo se acciona hidráulicamente y actúa directamente sobre la palanca de mando, del mismo modo que lo haría un piloto. Su finalidad es asegurar la estabilidad del vuelo y evitar que la aeronave entre en pérdida. Por causas aerodinámicas, cuando una aeronave alcanza mayor velocidad de vuelo también genera mayor sustentación, este aumento implica una elevación del morro de la aeronave que, si no es corregido, puede hacer que entre en pérdida por un incremento de su ángulo de ataque. El *match trim actuator* lo que hace es empujar la palanca de mandos para reducir el ángulo de ataque bajando el morro de la aeronave. Este mecanismo solo está operativo en fases concretas del vuelo y por eso no se considera que el sistema de timón de profundidad sea de transmisión mecánica energizada.

Como se aprecia en la imagen 1.5, una vez transmitido el movimiento hasta la ubicación del estabilizador horizontal mediante los cables de mando, finalmente el movimiento se transmite por barras fijas hasta la aleta de control, que es la más interior del estabilizador. El movimiento de la aleta arrastra al resto de la superficie. Como pasa con todas las aletas de control, cuando éstas se mueven hacia un lado, la superficie de vuelo se mueve al lado contrario. A diferencia de los alerones, en este caso hay una aleta suplementaria, llamada *geared tab* que se mueve cuando lo hace el timón para ayudar a la aleta de control, pero no está conectado ni a los mandos ni a la aleta de control. Esta aleta se la llama comúnmente la “servo aleta” ya que ayuda aerodinámicamente a ejercer el movimiento de la aleta de control.

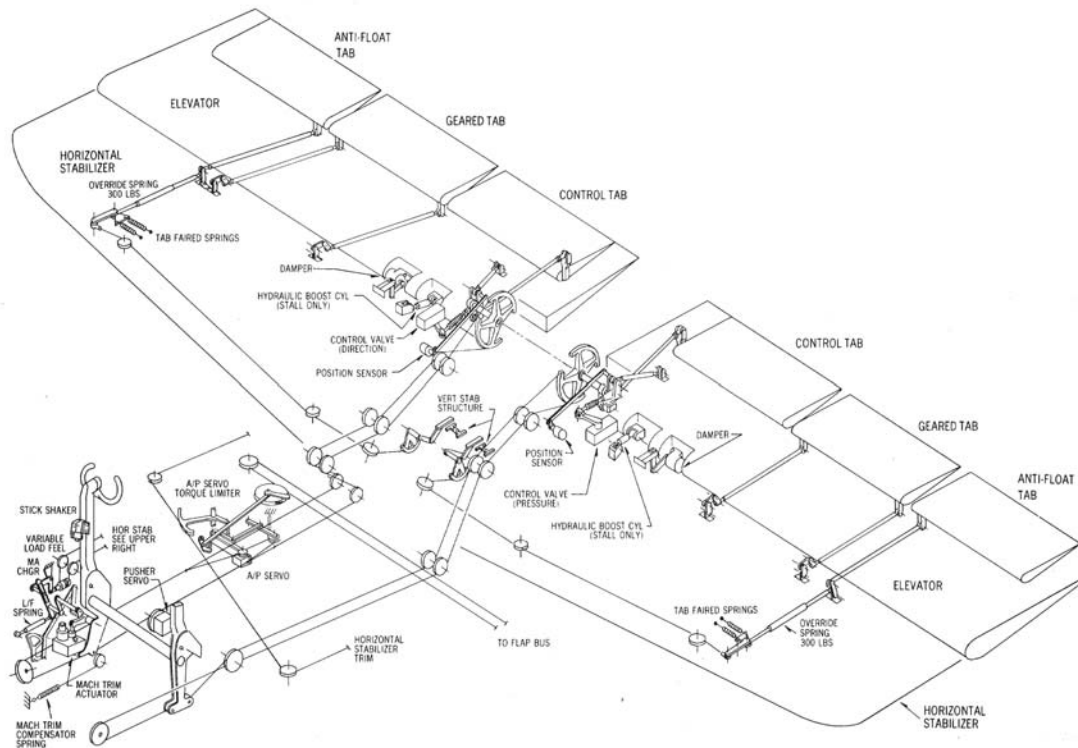


Fig. 1.5 Esquema completo del sistema de timones de profundidad de un MD-80

1.2.3 Sistema de timón de dirección

El timón de dirección se encuentra en la cola del avión, en la parte posterior del timón vertical. La superficie de vuelo que se acciona es el timón de dirección, que al moverse a un lado u otro propicia el cambio de dirección de la aeronave, respecto a la dirección de vuelo rectilíneo, girando alrededor de su eje vertical. Este movimiento se denomina guiñada.

Desde cabina, el control del timón de dirección se realiza con los pedales. Piloto y copiloto disponen de pedales en sus posiciones, pero a diferencia de los dos sistemas anteriores, solo desde el lado del piloto salen los cables de mando que transmitirán el movimiento a la superficie de vuelo. Esto no significa que el copiloto no pueda realizar la maniobra, ya que ambos juegos de pedales están interconectados por una barra para garantizar la simetría del movimiento. Pero en los sistemas de alerones y de timón de profundidad, había superficies de mando a ambos lados de la aeronave, tanto en las alas como en el estabilizador horizontal. En esos casos los cables de mando del piloto transmitían el movimiento a las superficies del lado izquierdo y los mandos del copiloto a las superficies del lado derecho.

En el caso del timón de dirección es solo una superficie la que se acciona y también se hace mediante una aleta de control. Pero se combina la transmisión

mecánica indirecta con un control energizado hidráulicamente. Desde la parte posterior de los pedales del piloto salen dos cables de mando, que mediante poleas llegan hasta la cola del avión. Al llegar a este punto, transmiten el movimiento mediante barras a la aleta de control del timón de dirección, que se mueve y provoca el giro de toda la superficie en el sentido contrario. Esta superficie de control es la de mayor área efectiva y por lo tanto es la que mayor resistencia al movimiento ofrece, por eso este sistema dispone de una unidad hidráulica que también puede ser controlada eléctricamente desde cabina para realizar ajustes de trimado.

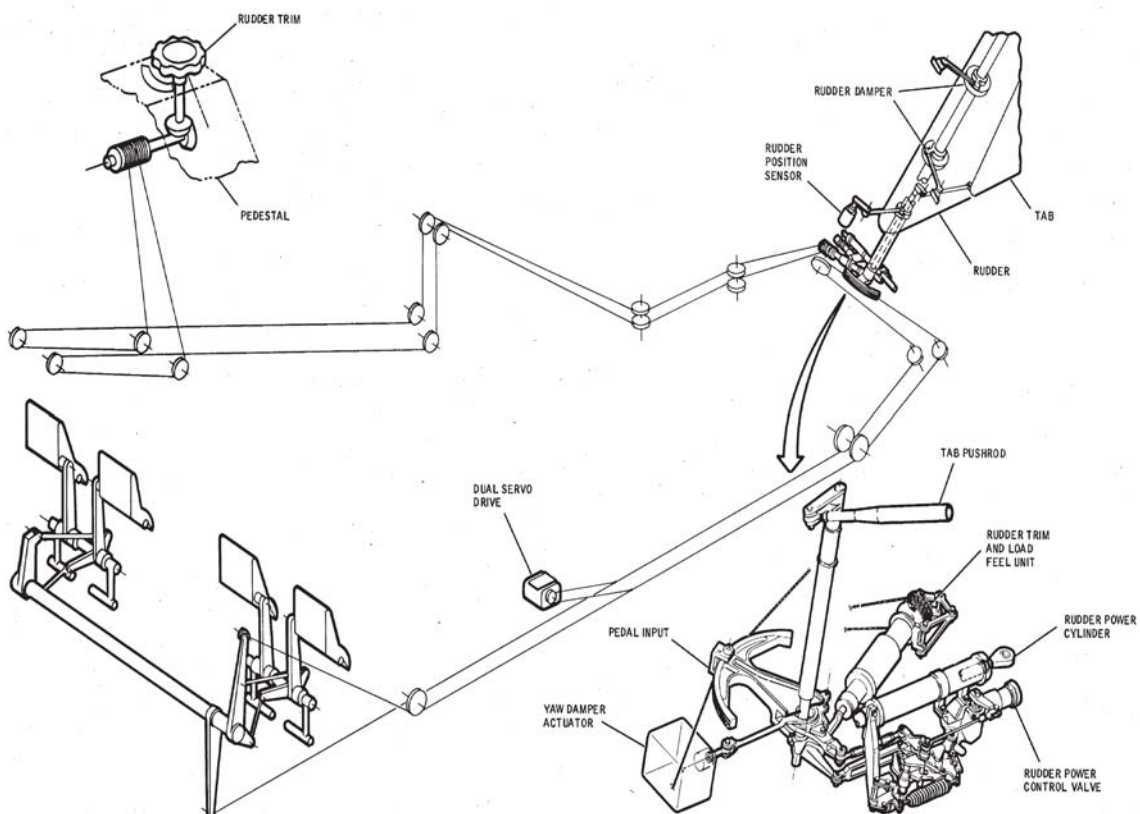


Fig. 1.6 Esquema completo del sistema de timón de dirección de un MD-80

En la imagen 1.6 se pueda apreciar todo el sistema de timón de dirección descrito, desde los pedales de control en cabina hasta la superficie de vuelo en la cola de la aeronave. La ampliación que se aprecia en la imagen muestra con mayor detalle el sistema energizado mencionado. En este caso un sistema hidráulico de apoyo al piloto para el movimiento de los mandos.

Este sistema también incluye un control de la dirección de la aeronave en tierra, mediante los pedales y su acción directa sobre el giro de la rueda de morro. El control también se logra con el volante de dirección o *steering wheel* que hay en cabina. Como indica el propio manual, el sistema de dirección de la rueda de morro es un sistema hidráulico mecánicamente controlado por el volante de dirección y por los pedales del timón de dirección. Con el volante de

dirección se controlan 82 grados de ángulo de giro en cada dirección y con los pedales 17 grados de ángulo de giro en cada dirección.

Por último la tabla 1.1, que se muestra a continuación, recoge de forma resumida los tres sistemas de vuelo primario con los puntos más característicos de cada uno de ellos.

Tabla 1.1 Resumen mandos de vuelo principales

Nombre del eje	Recorrido	Movimiento	Mando de control	Superficie de control	Sistema de control
Longitudinal (x)	Morro a cola	Alabeo	Volante	Alerones	Mecánico indirecto
Lateral o transversal (y)	Extremo a extremo de alas	Cabeceo	Barra o columna	Timón de profundidad	Mecánico indirecto
Vertical (z)	Parte superior a inferior del fuselaje	Guiñada	Pedales	Timón de dirección	Mecánico energizado

1.3. Fuselaje y puntos de acceso

La sección de fuselaje, disponible en las instalaciones del centro docente Illa dels Banyols, corresponde al modelo de avión McDonnell Douglas DC-9-34 con matrícula EC-DGC. Esta aeronave fue fabricada en la década de los 70 y realizó su primer vuelo el 14 de septiembre de 1979. Estuvo operativa durante 20 años en la compañía Aviaco y posteriormente en Iberia. Seis años después de su último vuelo, en el 2005, fue seccionada en segmentos y se cedió el fuselaje de morro al centro docente para fines educativos.

La sección de fuselaje disponible tiene una longitud de aproximadamente ocho metros, desde el cono de morro hasta el final del fuselaje. Como se puede observar en la imagen 1.7, la aeronave está almacenada en uno de los hangares que dispone la escuela. El acceso al interior de la aeronave se realiza desde su propia escalera de embarque. En la sección trasera se dispone de acceso a la bodega de carga. Esta bodega es en realidad el compartimento de carga delantero de la aeronave, pero al no disponer del resto del fuselaje, en este documento se la denominará bodega trasera de carga. Además en la planta inferior de la aeronave se disponen dos bodegas, separadas por una mampara. La bodega delantera es el compartimento de aviónica y la trasera la bodega de carga.



Fig. 1.7 Sección del fuselaje de la aeronave a estudio

Las áreas de trabajo dentro de la aeronave se concentran en los puntos por donde tiene recorrido el sistema de mandos de vuelo, que prácticamente es por toda la sección del fuselaje disponible. Desde cabina de vuelo, donde están los controles, hasta la bodega trasera de carga, dónde acaba el recorrido de los cables de mando.

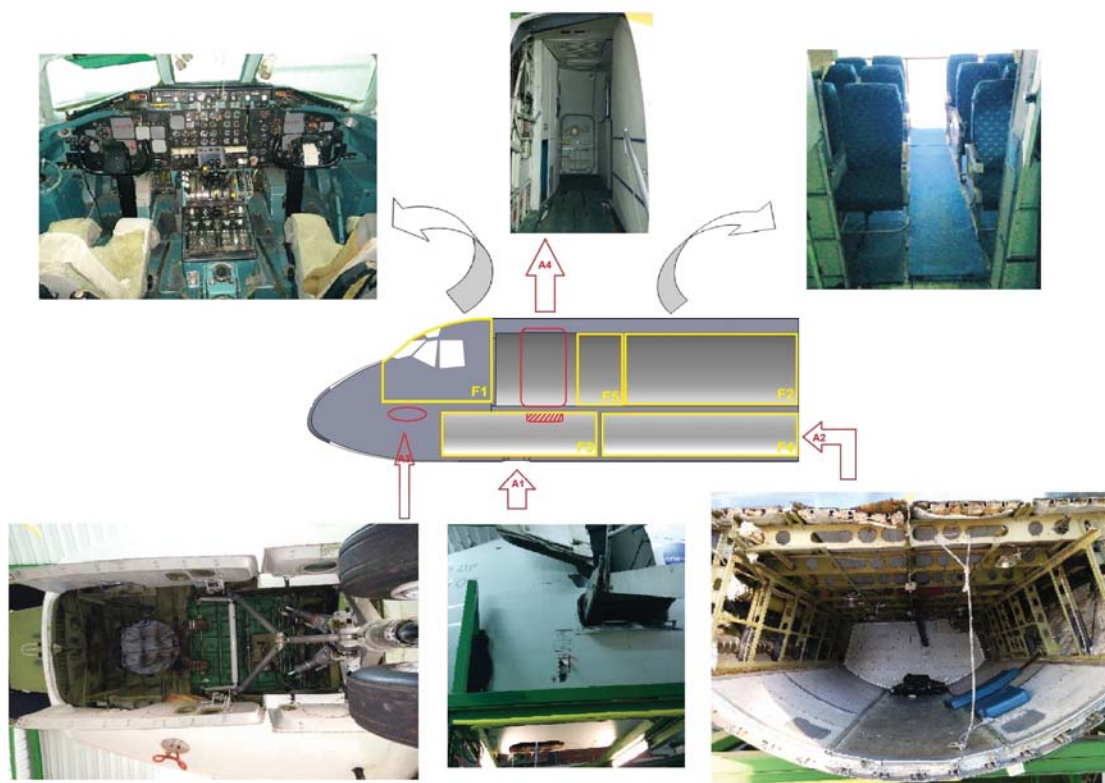


Fig. 1.8 Secciones y accesos de la aeronave

En la imagen 1.8 se puede ver la sección de perfil del fuselaje; las zonas marcadas en amarillo son diferentes espacios dentro del fuselaje. En rojo se indican los accesos a los espacios indicados y se pueden apreciar imágenes de cómo son esos accesos y dónde están ubicados. A continuación se detallan las numeraciones que aparecen en la imagen:

- F1: Cabina de mando. Es el puesto de control de la aeronave donde empieza el sistema de mandos de vuelo.
- F2: Cabina de pasaje. Zona de asientos destinada al pasaje. Bajo el suelo de esta cabina pasan los cables de mando hasta la bodega trasera.
- F3: Compartimento aviónico inferior. Ubicado bajo la cabina de mando y la puerta de embarque. Este compartimento aloja equipos aviónicos y desde él se tiene acceso a la parte inferior de los controles de mandos de vuelo. En este espacio se encuentra la barra de torque y el inicio del recorrido de todos los cables de mando de los sistemas de vuelo principal. Es un espacio de trabajo reducido debido a que también alberga la caja que almacena la escalera de embarque.
- F4: Bodega trasera de carga. Espacio amplio de trabajo delimitado por las costillas y largueros estructurales de la aeronave. Ubicada bajo la cabina de pasaje y separada del compartimento aviónico inferior por una mampara.
- F5: Cocina. En esta sección están montados los electrodomésticos de cocina y despensas de productos.
- A1: Compuerta de acceso al compartimento aviónico inferior en la panza del fuselaje. Es un punto de acceso fácil pero de reducidas dimensiones.
- A2: Acceso a bodega trasera de carga. Sin compuertas al tratarse del final de la sección de fuselaje.
- A3: Acceso al compartimento aviónico delantero. Se encuentra dentro del pozo de tren de aterrizaje delantero. Sobre él hay una abertura que permite alcanzar la parte trasera del pedestal de cabina de mando. Desde este acceso también se llega a los pedales de mando del sistema de timón de dirección. Este acceso es conocido como “ojo de buey” por la forma ovalada de la abertura. El espacio de trabajo es muy reducido y está muy elevado, se requiere de una plataforma dentro del pozo del tren de aterrizaje para llegar hasta él.
- A4: Puerta principal de embarque. Acceso principal de la aeronave a través de la escalera de embarque.

1.4. Evaluación de daños de los sistemas

Una vez que se conocen los tres sistemas de estudio, sus funciones y las partes que lo componen, empieza el trabajo de campo dentro de la aeronave. En primer lugar se deben localizar los sistemas en la sección de cabina de la aeronave. Al disponer solo de la sección de morro del avión es evidente que las superficies de vuelo, así como gran parte del recorrido de los tres sistemas, no estarán presentes en la sección de fuselaje disponible.

Toda aeronave dispone de documentación elaborada por el propio fabricante, que describen de forma detallada todas las partes y sistemas de la aeronave. Una parte de esta documentación está orientada al uso de la aeronave y destinada principalmente para pilotos, que vuelan la aeronave, e ingenieros que diseñan las operaciones de la aeronave. La otra gran parte de esta documentación está orientada al mantenimiento de la aeronave y destinada a los técnicos de mantenimiento, que manipulan las distintas partes estructurales y sistemas, y nuevamente para los ingenieros que diseñan los planes de mantenimiento que se deben cumplir. La parte de la documentación que se refiere al mantenimiento suele constar de cuatro documentos:

- *Aircraft Maintenance Manual* (AMM) o manual de mantenimiento, que recoge el funcionamiento de cada sistema, la ubicación en la aeronave y los pasos a seguir para su análisis, reparación y sustitución completa o parcial.
- *Structura Repair Manual* (SRM) o manual de reparaciones estructurales, este documento es el homólogo al AMM pero únicamente de partes estructurales como el fuselaje, costillas, largueros, etc.
- *Wiring manual* (WM) o manual de cableado, recoge toda la instalación eléctrica y aviónica y las tareas de mantenimiento que se le aplican.
- *Illustrated Parts Catalog* (IPC) o catalogo ilustrado de piezas, es un documento que detalla mediante imágenes esquemáticas todas las piezas que componen los diferentes sistemas e indica los números de serie, llamados *part numbers*, de cada una de esas piezas.

Toda la documentación aeronáutica anteriormente descrita se divide en capítulos, comúnmente llamados "ATAS". Este sistema de organización es el ATA 100 y separa la información de la aeronave en función de las distintas partes, reparaciones o tipos de sistemas de la aeronave a la que hace referencia. Toda la información referente al sistema de mandos de vuelo está recogido en el ATA 27 y en los cuatro documentos anteriores hay un capítulo o ATA 27 con la información de mantenimiento, estructural, eléctrica o esquemática de los mandos de vuelo, según el documento que se consulte.

En el centro docente no se dispone de toda la documentación original completa de la aeronave, pero en formato digital se dispone de la documentación de la aeronave MD-80. Este modelo de aeronave es posterior al modelo de estudio DC-9, pero comparten el mismo diseño aerodinámico y estructural, tan solo diferenciándose por algunos parámetros dimensionales, tecnología aviónica de a bordo y sistema motor; lo cual no impide que se pueda usar la documentación disponible. Con ayuda del manual de mantenimiento de la aeronave MD-80 y siguiendo el recorrido de los mandos desde la cabina, se

ubican y evalúa el estado en el que se encuentran los tres sistemas de mandos principales de vuelo. Su actual estado será determinante para el nuevo sistema que se debe diseñar, ya que uno de los requisitos propuestos es el de utilizar la mayor parte de la estructura original de la aeronave, por lo tanto, tras realizar esta evaluación se conocerán las limitaciones y posibilidades del nuevo diseño.

Como se ha visto anteriormente, los sistemas de mandos de vuelo consisten en recorridos cerrados de cables de mando, con los controles de cabina en un extremo y las superficies de vuelo en el otro. Al no disponer del sistema completo, los recorridos de los cables de mando deben haber sido seccionados en un punto de su recorrido. La evaluación de daños determinará en qué punto del recorrido finaliza el sistema actualmente, si es posible con la ayuda de la documentación averiguar cuál era el recorrido original de los cables de mando y poder así valorar si es mejor reconstruir o rediseñar el sistema.

1.4.1. Análisis sistema de alerones

En primera instancia se comprueba en cabina el movimiento de los mandos de alerones. Los volantes giran libremente pero no de forma simétrica ni sincronizada, además se oyen ruidos de rozaduras y choques de piezas que no son habituales. Siguiendo el recorrido del sistema, el siguiente punto que se analiza se encuentra bajo la cabina de vuelo. Se accede al compartimento aviónico inferior. En este compartimento se puede apreciar la barra de torque del sistema de alerones y el resto de cables de mando que salen de cabina, como muestra la figura 1.9.



Fig. 1.9 Barra de torque del sistema de alerones

En este compartimento se sigue el recorrido desde la parte inferior de la palanca de mandos del sistema de timón de profundidad. Como muestra la imagen 1.11 en su recuadro número uno. Las dos poleas que se observan corresponden a cada uno de los cables de mando que bajan dentro de cada columna de mando y redireccionan los cables de mando hacia la barra de torque. Lo siguiente que se observa es que la barra de torque no está bien sujeta a la estructura del avión. Falta tornillería de sujeción en sus dos

extremos, en el recuadro número 1 de la figura 1.10 se puede apreciar la ausencia de la tornillería, correspondiente al lado derecho en sentido de vuelo.

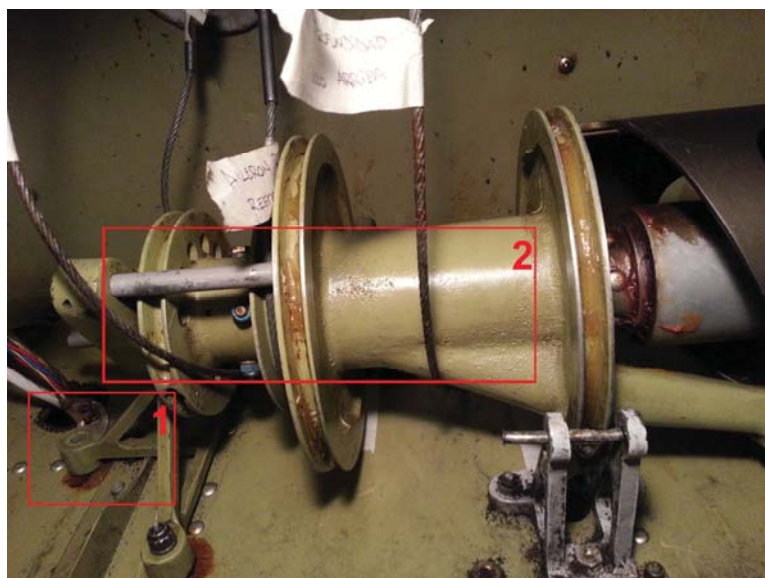


Fig. 1.10 Extremo izquierdo barra de torque

Como se vio al estudiar el sistema de alerones, de cada volante bajan dos cables de mando hasta la barra de torque. En el extremo derecho, como se aprecia en el segundo recuadro de la imagen 1.10, hay un cable mal instalado y que está doblado que corresponde al sistema de timón de profundidad. Debido a su mal estado, el barrilete de tensión de ese mismo cable también se ha deformado ya que debido a la “no simetría” de los mandos en el movimiento del sistema el barrilete ha estado rozando con la estructura del avión hasta deformarse.

En la barra de torque finaliza el trazado del sistema de alerones ya que no hay continuación hacia la bodega de la aeronave, por lo tanto, no disponemos del trazado original del sistema y tenemos la ausencia del resto del cableado de acero.

1.4.2. Análisis sistema de timón de profundidad

Se empieza en cabina nuevamente comprobando la funcionalidad del sistema accionando la palanca o columna de mando. Lo primero que se aprecia es que la palanca no está en su posición neutra, que sería totalmente vertical y perpendicular al suelo de cabina, sino que está inclinada hacia el asiento del piloto, en la posición de morro arriba. Una vez se acciona hacia delante y detrás se observa que ambas columnas se mueven simétricamente pero de forma muy pesada, ya que hay que realizar mucha fuerza para tirar y empujar

de ellas. Si se sueltan los mandos en cualquiera de los dos extremos de su recorrido, vuelven de forma brusca pero simétrica a su posición neutra actual.

En el compartimento aviónico inferior se puede observar la parte del sistema que queda por debajo del suelo de cabina. Como se vio anteriormente en la figura 1.5, en el extremo inferior de cada columna de control hay anclados dos cables de mando, uno de ellos se dirige hacia el morro del avión, realiza un giro de 180° en una polea y se redirecciona hacia la bodega trasera. El otro cable se dirige directamente hacia bodega. La polea de morro no es accesible y por lo tanto no se puede apreciar su estado, pero al accionar el sistema no se detecta desperfecto funcional alguno. Ambas columnas de mando tienen los cables anclados. En el caso de la columna derecha, en su extremo inferior se observa óxido en el anclaje del cable de mando que se dirige hacia la bodega del avión, como se puede apreciar con más detalle en la figura 1.11 en el recuadro número tres. El anclaje de los cables a las estructuras de los mandos se hace mediante rótulas a través de las cuales pasa un perno que se atornilla al mando. La mayoría de estas rótulas presentan poca movilidad, debido a su desuso y ausencia de mantenimiento, pero no afecta al buen funcionamiento del sistema. En el recuadro número dos de la misma imagen, se observa el cable de mando que se dirige hacia el morro del avión, está en aparente buen estado y presenta una buena tensión, lo cual es indicativo que el cable de se encuentra bien instalado en la polea delantera a la que no se tiene acceso.

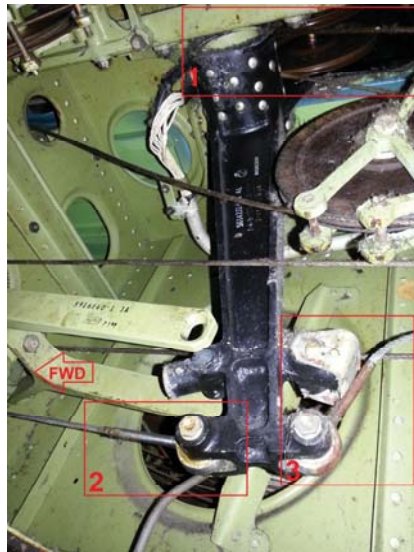


Fig. 1.11 Extremo inferior de la palanca de mando del timón de profundidad del copiloto

Como muestra el recuadro dos de la figura 1.10, uno de los cables de la columna izquierda está mal instalado, ya que está pasado por debajo de la barra de torque de alerones, y al estar ésta mal sujeta, es el cable quien está soportando el peso de la barra. Este parece ser el motivo por el cual las columnas de mando no se encuentran en su posición neutra correcta y por lo que requiere tanta fuerza accionarlas.

En la columna de mando del lado derecho del sistema está instalado el *match trim actuator*. Al estar instalado este dispositivo mediante su actuador hidráulico a la columna de mando del piloto y ambas columnas conectadas entre sí por una barra de interconexión, las columnas vuelven a su posición neutra ya que son empujadas por el actuador hidráulico.

De los cuatro cables de mando del sistema de profundidad, dos por cada una de las columnas, solo los dos del lado derecho, en sentido de vuelo y correspondientes a los mandos del copiloto, son lo suficientemente largos como para llegar hasta la bodega trasera de la aeronave. Uno de ellos tiene el cabo suelto y el otro finaliza en un barrilete.

1.4.3. Análisis sistema de timón de dirección

En cabina los pedales se mueven libremente en ambos extremos. Los pedales se mantienen en posición próxima al punto neutro y vuelven a este punto desde ambos extremos de su movimiento. Se observa que hay un muelle atado desde uno de los pedales hasta la estructura de la aeronave, lo cual produce ese movimiento de retorno, pero no se trata de un mecanismo original del sistema, sino que parece ser una instalación provisional efectuada únicamente para lograr el movimiento de retorno. Los pedales de ambos lados se mueven de forma simétrica por la barra de interconexión que los une. Se observa, al accionarlos, que el volante del sistema de *steering*, a la izquierda del piloto, también gira con el movimiento de los pedales, como se observa en la anterior figura 1.6, eso es porque ambos controles están interconectados.

A través del compartimento aviónico delantero se accede a la parte trasera del pedestal de cabina, como muestra la figura 1.12.



Fig. 1.12 Vista trasera del pedestal de cabina y del sistema de pedales

Desde esta posición se tiene visión del montaje completo del sistema de mando. En la figura 1.6, extraída del manual de mantenimiento, se ve como este sistema consta de dos cables de mando que parten del extremo izquierdo, en sentido de vuelo, de la barra de interconexión. Desde esta posición se pueden ver los anclajes de esos dos cables de mando. Hay restos de óxido y las rótulas están algo agarrotadas pero ambos desperfectos no afectan a su funcionamiento. También se observa un sistema repleto de poleas y cables secundarios de mando, que también se accionan con el movimiento de los pedales, pero que se encargan de transmitir el movimiento hasta el volante de *steering* ubicado en el lado izquierdo del piloto. Esta parte del sistema no requiere de análisis dado que no influye en el funcionamiento del sistema de pedales.

Los cables de mando se dirigen hacia la bodega trasera, sobrepasan la mampara que delimita el compartimento aviónico inferior realizando el recorrido original pero no llegan hasta el final de la bodega de carga trasera, por lo tanto faltan tramos de cable. Los extremos de ambos cables están cortados y los cabos están sueltos.

CAPÍTULO 2. ESTUDIO DEL NUEVO DISEÑO

2.1. Parámetros del diseño

El estudio previo permite contemplar las diferentes posibilidades de diseño que se pueden efectuar, teniendo en cuenta la evaluación inicial así como las limitaciones extraídas de la misma. Este estudio es necesario para definir las bases del diseño y posteriormente ejecutarlo, con el propósito de optimizar los recursos disponibles y conseguir los objetivos marcados. Este último análisis muestra los diferentes diseños que se plantean durante la ejecución del proyecto y los motivos por los que han sido descartados.

Los dos parámetros básicos que se tienen en cuenta para hallar el mejor diseño son el punto de adquisición de datos y el sensor que se utiliza para tomarlos. Son dos parámetros dependientes entre sí, ya que según donde se haga la adquisición de datos se necesitará un sensor u otro y viceversa. Entre ambos parámetros el que tiene mayor peso es el punto de adquisición de datos, dado que afecta en otros muchos factores y además los sensores utilizados, dentro de todos los posibles tipos de sensores disponibles en el mercado, se pueden adaptar a las necesidades que plantea el diseño.

2.2. Puntos de adquisición de datos

La adquisición de datos es el punto de partida del nuevo diseño. En este punto se adquieren magnitudes físicas, en este caso el movimiento de los mandos, para después adaptar y transformar dicha señal física en una señal que nuestro sistema pueda interpretar digitalmente. Es, por lo tanto, muy importante la correcta elección de la ubicación de la toma de datos. Además, el resto del diseño dependerá de la ubicación y del modo cómo se haga dicha lectura.

En el estado inicial de la aeronave no son muchos los puntos hábiles para obtener lecturas correctas del movimiento, por este motivo también se plantean diseños basados en la restauración o reconstrucción de los sistemas de vuelo actuales.

El primer paso es discriminar qué datos se quieren adquirir. Como se ha visto anteriormente, se pretende simular el movimiento de la aeronave en sus tres ejes principales de vuelo, lo que implica la monitorización del movimiento de los tres sistemas de mando de vuelo principales ya descritos. En los tres sistemas el mando de control tiene un recorrido de extremo a extremo con un punto neutro. Se deben adquirir los datos de movimiento con la mayor sensibilidad posible y en todo el rango de movimiento de los mandos.

Inicialmente los mandos se encuentran en su posición neutra o cero absoluto. Al accionar los mandos se describe un recorrido hasta un extremo (+1) u otro

extremo (-1). Por lo tanto se disponen de tres puntos característicos del recorrido y que pueden servir como futuro punto de calibración del sistema. Cualquiera de ellos puede usarse como cero del sistema. Dependiendo del diseño final, se seleccionará el más adecuado. En la tabla 2.1 se toma como ejemplo la elección del punto neutro de los mandos como cero del sistema, para cada uno de los movimientos de los tres sistemas.

Con la lectura de los tres puntos no se dispone de toda la información necesaria para simular el vuelo de la aeronave. Es necesario poder obtener una lectura de cada variación de movimiento que hay entre cada uno de los tres puntos característicos del movimiento, ya que no siempre se realizan maniobras de extremo a extremo durante una simulación de vuelo.

Tabla 2.1 Movimientos mandos de vuelo principal

Mando de vuelo	+1	0	-1
Sistema de alerones	Alabeo derecha	Punto neutro	Alabeo izquierda
Sistema de timón de dirección	Rumbo de Norte a Este*	Punto neutro	Rumbo de Norte a Oeste*
Sistema de timón de profundidad	Ascenso	Punto neutro	Descenso

*Tomando como referencia y rumbo en el sentido de vuelo el Norte

Cuando se acciona cualquiera de los tres sistemas de mandos de vuelo interactúan diferentes mecanismos y partes de la aeronave. Todas esas partes móviles pueden ser susceptibles de lectura si se usa el sensor adecuado para leer su movimiento. Al tratarse de un sistema mecánico de transmisión de movimiento, todas las partes implicadas realizarán el mismo desplazamiento, es decir, la lectura del mismo movimiento en diferentes puntos del sistema debería traducirse en la misma indicación posteriormente en el simulador, lo que *a priori* hace válido cualquier punto del sistema para adquirir los datos. Sin embargo, el siguiente análisis de las diferentes opciones planteadas se focalizará en puntos como:

- Ubicación y espacio de trabajo
- Homogeneidad entre los tres sistemas
- Complejidad del diseño

2.2.1. Mandos de control

Realizar la adquisición de datos en las palancas de mandos es la opción más intuitiva, ya que es donde se inicia el movimiento y desde donde se acciona el resto del sistema. Sin embargo cada uno de los tres sistemas tiene un tipo diferente de control (volante, pedal y palanca) lo cual puede suponer el uso de diferentes tipos de sensores para cada sistema y por lo tanto añadir

complejidad, tanto en su diseño como en su posterior montaje y funcionamiento. Por otro lado, en la cabina los tres sistemas conservan toda la instalación original del sistema y es el punto que menos desperfectos presenta. Aunque en este diseño la instalación de la estructura se centraría en la cabina de vuelo, dónde están los mandos de control, la estructura de montaje de los sensores sería compleja por el poco espacio de trabajo que hay en cabina. Los pedales del sistema de timón de dirección tienen una ubicación poco accesible y puede dificultar las tareas de montaje.

Antes de iniciarse el presente proyecto, en cabina ya se disponía de una instalación realizada por el anterior proyectista. Esta instalación utilizaba potenciómetros monovuelta. En el sistema de timón de dirección y en el sistema de alerones, los sensores estaban conectados de forma solidaria a los mandos. En el caso del sistema de alerones, en el volante de los mandos del piloto y para el timón de dirección en el volante del *steering*, que como se aprecia en la figura 1.6, está interconectado con el movimiento de los pedales. El sistema de timón de profundidad se monitorizaba a través de una polea situada en el compartimento de aviónica inferior, en cuyo eje estaba el potenciómetro, que giraba usando un cabo suelto de uno de los mandos de acero del sistema. Con esta instalación se conseguía manipular una aeronave en el simulador, usando los mandos de vuelo originales de la aeronave.

Gracias a disponer de este montaje previo se han podido sacar varias conclusiones que han permitido valorar el diseño en mandos de vuelo desde una visión práctica y no solo teórica. La principal desventaja que ofrece un diseño en cabina es la proximidad al usuario, el cual puede golpear los sensores, manipularlos o desajustar el sistema. Del mismo modo el cableado eléctrico del sistema también sería vulnerable y podría verse afectado durante el uso del simulador.

2.2.2. Barras de interconexión

Siguiendo el recorrido lógico del movimiento de los sistemas, el siguiente punto del que se puede optar por hacer la adquisición de datos es en las barras de interconexión de mandos. Como se ha visto anteriormente, los mandos del lado del piloto y los del lado del copiloto están interconectados entre sí mecánicamente. En el sistema de timones, tanto de dirección como profundidad, la interconexión se realiza mediante una barra estructural solidaria a los dos pedales y a las dos columnas de control, respectivamente. En el caso del sistema de alerones, la interconexión entre ambos mandos se realiza en la barra de torque, dado que los volantes no pueden estar físicamente unidos por una barra. Al igual que el diseño anterior, ofrece la ventaja de controlar el simulador desde cualquiera de las dos posiciones de vuelo tan solo adquiriendo los datos desde un punto de cada sistema de vuelo.

El principal inconveniente que se plantea es el acceso a la barra de interconexión de las columnas de mando, que es totalmente inaccesible y la barra de interconexión de pedales solo es accesible desde el compartimento

aviónico de morro. En este diseño el montaje estaría descentralizado por la distinta ubicación de los puntos de adquisición de datos. Al contrario que en el diseño anterior, en este caso el montaje se realizaría en los compartimentos aviónicos, que son espacios más reducidos y el montaje sería menos vulnerable en este punto.

Las barras de interconexión, exceptuando la barra de torque en el caso de los alerones, realizan un movimiento oscilante; este movimiento es difícil de sensorizar y para ello requeriría un diseño complejo y posiblemente sensores de mayores prestaciones que se traduce en un diseño más costoso.

2.2.3. Cables de mando

Los cables de mando son un denominador común en los tres sistemas, por lo tanto se consigue una homogeneidad en el diseño. Los cables de mando son elementos que permiten una mayor flexibilidad, en cuanto al diseño de la nueva estructura se refiere, lo cual ofrece un mayor margen de diseño paralelo a las tareas de reparación.

Los cables de mando parten de cada uno de los tres controles de cabina y se dirigen hasta el compartimento trasero de carga, al menos en su diseño original. Como se ha visto, actualmente no todos los cables de mando llegan hasta ese punto y algunos están seccionados o instalados erróneamente. La flexibilidad de trabajar con los cables de mando permite extender su trazado hasta un lugar óptimo de trabajo, como es el caso de la bodega trasera de carga, donde el acceso es fácil y el espacio de trabajo amplio. De esta forma no se podría manipular el sistema de forma involuntaria y además se dispone de una mayor superficie para un montaje modular para futuros proyectos con el resto de cables de mando secundarios, que también seguían originalmente el mismo recorrido hasta la bodega de carga como los mandos principales.

Sin embargo, este diseño implica mayores labores de reparación que los anteriores ya que es la parte del sistema más deteriorada. Además este diseño se extiende a lo largo de toda la longitud de la aeronave, esto implica mayor recorrido en la transmisión del movimiento mecánico, por lo tanto su extensión puede acarrear una mayor probabilidad de interferencias en la lectura real del movimiento.

2.2.4. Selección arquitectura del diseño

Tras analizar los tres posibles puntos de adquisición la mejor opción es la de cables de mando. Trabajar con los cables de mando permite una mayor flexibilidad del diseño, en parte porque necesitan mayores tareas de reparación y porque es un mecanismo de transmisión que se puede conducir hasta cualquier punto de la aeronave. A diferencia de las dos anteriores opciones,

que al tratarse de sistemas mecánicos fijos en la estructura de la aeronave, el espacio de trabajo y el margen de diseño que permiten es muy reducido.

Con los cables de mando se cumple además uno de los objetivos iniciales, que es la posibilidad de ampliar el sistema diseñado para futuros controles de mandos, así como la posibilidad de utilizar diferentes sensores para obtener una lectura de su movimiento.

2.3. Sensores

Un sensor es un instrumento que permite medir un fenómeno físico y convertirlo en una señal eléctrica. Para el presente proyecto, se necesita un sensor capaz de medir el movimiento del sistema mecánico de mandos de vuelo, tomando como punto de medición los cables de mando, para convertirlo en una señal eléctrica. Posteriormente esta señal será transformada y adaptada para ser representada por un simulador de vuelo.

Los sensores se pueden clasificar de muchas maneras y se disponen de infinidad de modelos de sensores diferentes. Al no disponer todavía de un diseño definido no se tiene un listado de requisitos técnicos que deba cumplir el sensor que se busca. Por este motivo, se contemplan los principales tipos de sensores que se pueden adaptar a las necesidades que plantea el sistema desde su borrador.

Hasta el momento se dispone de un sistema mecánico accionable manualmente desde los controles de cabina, que transmiten el movimiento a través de la estructura de la aeronave desde un extremo al otro. Esta transmisión se realizará mediante cables de mando de acero con tensión y soportados por poleas.

Se disponen de tantos sensores como magnitudes físicas medibles puedan haber en un sistema. En el caso planteado, la magnitud que se quiere medir es la posición o desplazamiento de los cables de mando. También se puede medir mediante otras magnitudes físicas, como por ejemplo la tensión o la fuerza de tracción que ejercen los cables, pero los tipos de sensores más habituales y a su vez sencillos para este tipo de sistema son los sensores de desplazamiento. Se puede decir que los sensores de desplazamiento más usados son los LVDT (*linear variable differential transformer*) o RVDT (*rotatory variable differential transformer*) y los potenciométricos.

2.3.1. Sensores inductivos. LVDT y RVDT

Los primeros sensores que se contemplaron fueron los sensores inductivos. Estos sensores son instrumentos electromecánicos cuyo principio de medida radica en la variación del campo magnético que produce el cambio de posición de un núcleo de acero inoxidable magnético dentro de una espiral de material

conductor. Con este movimiento se genera una respuesta electromotriz o se genera una tensión. La mayoría de sensores inductivos ofrecen una salida absoluta, a diferencia de un dispositivo de salida incremental. Esto ofrece la ventaja que, en caso de pérdida de alimentación, los datos de posición que envía el sensor no se pierden y cuando el sistema de medición se reinicia el valor de salida del sensor es el mismo que antes del fallo de alimentación.

La principal ventaja de estos sensores es su resistencia, fiabilidad y versatilidad. Al obtener la señal mediante campos magnéticos, las partes internas no sufren rozaduras y por lo tanto se desgastan muy poco con el tiempo y funcionamiento. Además son sensores con una amplia resolución, capaces por lo tanto de detectar pequeñas variaciones en los mandos de vuelo. La amplia gama de modelos disponibles permite encontrar varios sensores, que realizan la lectura de forma diferente, que se pueden adaptar de varias formas a las necesidades que presenta el diseño. Otra ventaja es su rápida respuesta dinámica, debido a la ausencia de fricción de sus componentes internos.

La mayor desventaja que presentan estos sensores, para su uso en el presente proyecto, es su precio. Tras realizar una búsqueda en varios proveedores y solicitar varios presupuestos, su elevado precio hace que no sean una opción viable. Uno de los requisitos de este proyecto era realizar un sistema con un bajo presupuesto. En el punto 6.1 del anexo I se presenta un presupuesto de sensores RVDT al proveedor Sensing, en él se puede comprobar el elevado precio de estos dispositivos. Además muchos sensores ofrecen una salida AC, por lo que necesitan un acondicionador externo que dificulta el diseño y eleva aún más los costes.

2.3.2. Sensores potenciométricos

Son sensores más sencillos que los inductivos y de uso más común. Estos sensores son resistivos, es decir, en su interior disponen de una resistencia de valor conocido y un cursor que se desplaza sobre ella. La resistencia es alimentada con un voltaje regulado y con el cursor conectado a tierra se obtiene un voltaje proporcional al desplazamiento del cursor. Son sensores de dimensiones reducidas y costes muy bajos.

Con respecto a los sensores inductivos, los potenciométricos presentan una menor resolución y durabilidad. Son capaces de soportar muchos menos ciclos, debido principalmente a que estos sensores sí que funcionan con contacto entre sus piezas internas. Sin embargo, las prestaciones de linealidad y respuesta dinámica que ofrecen la mayoría de potenciómetros son suficientes para las necesidades del diseño.

Los sensores potenciométricos más habituales son los rotatorios, que se controlan con el giro de su eje. Dentro de este tipo de sensor se encuentran los potenciómetros multivuelta, de mayor precisión y que ofrecen un ángulo eléctrico efectivo de giro mayor que los monovuelta. La mayor ventaja que

presentan es su precio, muy inferior que en el caso de los sensores inductivos y que permite ajustarse a un bajo presupuesto e incluso a la posibilidad de probar varios modelos diferentes de sensores para elegir el que mejores prestaciones ofrezca para el diseño final.

La elección del sensor que se implementa en el diseño final se mostrará en el siguiente punto, ya que para poder concretar el modelo de sensor que se necesita, primero se deben conocer las magnitudes físicas y rangos de las mismas que se desean sensorizar. Debido a ello, en la descripción del diseño final se presentan las mediciones tomadas y los requisitos más concretos que debe tener el sensor utilizado.

2.4. Diseño final

Después de analizar y estudiar todos los *inputs* que conforman el diseño final, se lleva a cabo su elaboración para su posterior ejecución. Recapitulando de forma resumida la información presentada hasta el momento; se dispone de una parte del fuselaje de una aeronave real, con el objetivo de transformarla en un simulador de vuelo operativo usando sus mandos de vuelo reales para el control del simulador. Se han analizado los mandos de vuelo principal y su funcionamiento original. Se ha evaluado su estado actual y se han marcado los defectos que presenta y las tareas de reparación que deben llevarse a cabo para disponer de la mayor parte operativa de la aeronave. Por último, se han elegido las bases del diseño del nuevo sistema tomando los cables de mando como punto de adquisición de datos de los movimientos de los mandos de vuelo, usando sensores potenciométricos para obtener la lectura de sus movimientos.

Establecidas las bases del nuevo diseño, se procede a su descripción como hoja de ruta para su posterior montaje y puesta en funcionamiento. El diseño se divide en dos partes diferenciadas:

1. Mecánica, correspondiente al movimiento y a la transmisión del mismo desde los mandos y mediante los cables de mando.
2. Electrónica, correspondiente a los sensores y al método para obtener la lectura del movimiento de la parte mecánica.

Esta segunda parte del diseño se define con exactitud una vez ejecutada la primera parte, ya que es necesaria para obtener mediciones que determinen las características de los sensores que se emplean. En la versión previa del diseño final se dispone de la idea general para realizar las lecturas pero necesita del funcionamiento de la parte mecánica para definirse por completo.

El primer paso es la reparación de las averías encontradas durante la evaluación de daños de los sistemas. Posteriormente se traza un recorrido de cables de mando para transmitir el movimiento de los mandos de control desde la cabina de vuelo hasta la bodega inferior de carga, que es el espacio más amplio y cómodo para implementar el diseño. De cada sistema de mando se

desprenden dos cables de mando de sus controles; se conectan entre sí para crear un circuito cerrado para cada uno de los tres mandos de vuelo.

Los sistemas de cables de mando deben disponer de tensión suficiente para ejecutar desde cabina los controles y percibir una cierta resistencia al movimiento, este efecto ayuda a crear una sensación más real de vuelo. En cada uno de los tres sistemas se dispone de un barrilete para ajustar la tensión del cableado y para calibrar el sistema. Los controles de mando deben reposar en una posición neutra cuando no se están actuando desde cabina y deben moverse libremente de extremo a extremo sin perturbaciones ni obstrucciones. Además debe haber simetría entre las dos posiciones de mando para que ambos controles realicen el mismo recorrido y se pueda pilotar la simulación desde ambas posiciones.

Como muestra la imagen 2.4, el circuito de cables de mando parte de cabina y aprovechando parte de la instalación y el recorrido original de los cables de mando, se transmite el movimiento hasta la bodega trasera de carga. Los tres sistemas de mando llegan hasta ese punto para centralizar el diseño en un espacio amplio donde poder trabajar con mayor comodidad, poder homogeneizar los tres sistemas y no dejar expuesto el mecanismo interno del montaje. Además es una zona de la aeronave con suficiente espacio para futuras ampliaciones del sistema de mandos de vuelo.

Definida la parte mecánica del diseño, se procede a diseñar la parte electrónica. Lo primero es analizar el tipo de movimiento que realiza el sistema para usar el sensor más apropiado, dentro de la amplia gama de sensores potenciométricos que hay en el mercado. Para la elección del sensor es necesario disponer de los rangos de magnitudes físicas que se quieren monitorizar. Por este motivo la elección final del sensor utilizado se definió posteriormente al montaje de la parte mecánica. Pese a ello, el diseño ya establecía el uso de un sensor potenciométrico, pero la elección del tipo de sensor y el modelo concreto no se tomó hasta disponer de mediciones físicas de las magnitudes que se necesitaban obtener su lectura. Dichas magnitudes se obtuvieron al medir el recorrido que realizan los cables de mando y las poleas del circuito, cuando se accionaban los mandos desde cabina.

Los cables realizan un recorrido constante a lo largo del sistema e independientemente del punto donde se realice la medición, sin embargo las poleas realizan un mayor o menor giro dependiendo del diámetro que tienen, además cada sistema incluye diferentes poleas de diferentes tamaños. Para cada sistema obtenemos los siguientes resultados que se pueden ver en la tabla 2.2.

Tabla 2.2 Mediciones del recorrido de los cables de mando

	Cable de mando		Polea	
	Neutro a Extremo	Extremo a Extremo	Neutro a Extremo *	Extremo a Extremo *
Alerones	120 mm	240 mm	0,4 - 0,6 vueltas	0,8 - 1,3 vueltas
Timón de Dirección	160 mm	320 mm	0,5 – 0,8 vueltas	1 – 1,6 vueltas
Timón de Profundidad	100 mm	200 mm	0,3 – 0,5 vueltas	0,6 – 1 vuelta

*Se muestran rangos dependiendo de los tamaños de las poleas, siendo de mayor valor las mediciones tomadas en las poleas pequeñas y los de menor valor de las poleas de mayor diámetro.

Conociendo estos datos, se necesita un sensor para cubrir las siguientes necesidades:

- Bajo coste, por la necesidad de utilizar tres unidades.
- Rango superior a 320 mm o más de 2 vueltas.
- Buena resolución, para detectar el mínimo movimiento en los mandos.
- Rapidez de respuesta.
- Buena repetitividad, dado que durante la operación normal del sistema deberá realizar la misma operación repetidas veces y debe dar siempre la misma respuesta.
- Robustez para soportar los esfuerzos de tensión y tracción que tiene el sistema.
- Preferiblemente con salida DC para abaratar costes y añadir menor complejidad al diseño.

Partiendo de la base que el tipo de sensor es potenciométrico y que su variedad, en cuanto a formas de obtener lecturas, es más escasa que en el caso de los RVDT y LVDT, la mejor opción es crear un diseño propio del conjunto sensor, de esta forma se adapta mejor a las peculiaridades del sistema mecánico.

Para tomar la lectura del desplazamiento que realizan los cables de mando al accionar los controles desde cabina se usan tres sensores potenciométricos, uno por cada sistema de mandos de vuelo. Tras comprobar las especificaciones de distintos modelos, el sensor seleccionado es un potenciómetro multivuelta de 10KΩ y 2W del fabricante Bourns con referencia 3590S-2-103L, con cuerpo de plástico, eje metálico y 3 bornes como se puede ver en la imagen 2.1. El datasheet del potenciómetro se adjunta en el punto 6.2 del anexo I. El sensor seleccionado cumple con los requisitos de resolución, de 0,02%, linealidad, $\pm 0.25\%$ y precio, que se habían planteado anteriormente. Con un ángulo eléctrico efectivo de $3600^\circ +10^\circ, -0^\circ$ (10 vueltas de su eje) cubre todo el rango del movimiento del recorrido de los cables.



Fig. 2.1 Sensor potenciométrico 3590S-2-103L

Para obtener la lectura del desplazamiento de los mando, el sensor se monta en paralelo al recorrido de los cables y se conecta al sistema mecánico por una conexión en *by pass*. Al disponer los sensores de esta forma se consigue que la parte electrónica sea “independiente” de la parte mecánica. Así mismo, el diseño está preparado para poder adoptar futuras modificaciones en el método para realizar las lecturas sin ser necesario alterar la parte mecánica del diseño.

Para conseguir que el sensor no esté integrado en la parte mecánica del sistema, el eje del sensor se conecta solidariamente a un tambor roscado que actúa como un tornillo sin fin. La unión entre el tambor del sensor y lo cables de mando se consigue mediante cables de acero de menor calibre que se unen a los mandos de vuelo y realizan el mismo recorrido que los mandos, como se aprecia en las figuras 2.2 y 2.3, diseñadas con el software de diseño 3D SolidWorks.

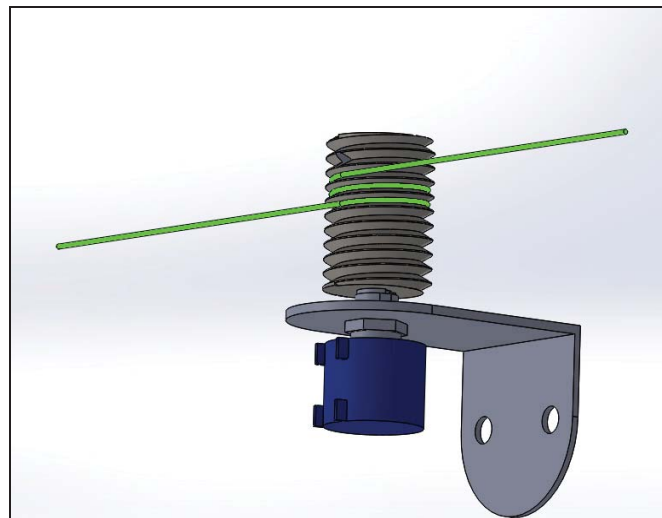


Fig. 2.2 Simulación en 3D del conjunto sensor

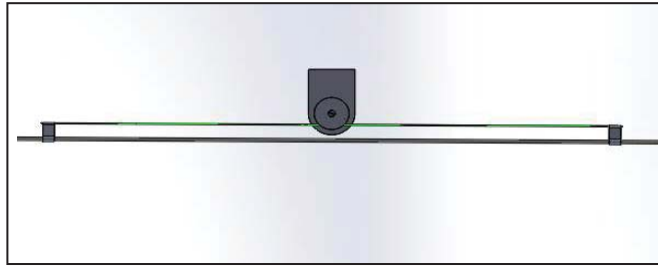


Fig. 2.3 Simulación en 3D del conjunto sensor conectado a un cable de mando

Por último, el diseño incluye la instalación de los conectores eléctricos, en este caso conectores micro de tres polos con referencia 10230/3F/BT, para el conector hembra y 10230/3M/BT para el macho, ambos del fabricante ELCTRO DH. Estos conectores rápidos serán de utilidad para posteriores proyectos que se encarguen de trabajar la señal de salida que ofrecen los sensores.

A continuación se muestra en la imagen 2.4 el esquema del diseño final que se ha descrito. Este esquema, que muestra el montaje en la aeronave, es un boceto realizado con el software Solid Works tomando las mediciones reales del diseño final. Se aprecian los tres sistemas de mandos de vuelo principal en su recorrido por la aeronave y de todos los componentes que lo forman, a excepción de la instalación eléctrica.

Se debe destacar que este boceto representa el diseño final que se ha llevado a cabo en la aeronave. Por lo tanto se ha realizado posteriormente a su instalación. Previo al montaje se disponía de un análisis del estado de la aeronave y de las bases que conformarían el nuevo diseño, pero no se disponía del trazado exacto que iban a realizar los cables de mando ni de la ubicación de todos sus componentes. A medida que se ha avanzado en el montaje de la nueva estructura se ha definido su diseño final.



Fig. 2.4 Boceto del diseño final de los mandos de vuelo principal

CAPÍTULO 3. IMPLEMENTACIÓN DISEÑO

3.1. Acondicionamiento aeronave

Cabe recordar que la sección de fuselaje disponible lleva más de nueve años en el centro docente con fines educativos. La aeronave fue entregada en perfectas condiciones y con gran parte de sus sistemas operativos. Desde entonces la aeronave ha sido utilizada como entorno de prácticas para estudiantes de aeromecánica. Por este motivo, actualmente se encuentra en un estado muy deteriorado, hay gran cantidad de sistemas inoperativos, sistemas desmontados parcial o completamente y se han perdido un gran número de componentes originales tras su desmontaje, además acumula mucha suciedad y óxido en la estructura interna. Todo ello implica que el estado actual de la aeronave no sea el más apropiado para trabajar en ella. Por lo tanto, la implementación del diseño empieza por acondicionar la aeronave para poder trabajar de forma más apropiada. El acondicionamiento se centra en los espacios que afectan al presente proyecto.

3.1.1 Tareas de reparación

Como se vio en el apartado 1.3 de evaluación de daños, los sistemas de vuelo principal presentaban ciertos desperfectos que requerían una reparación. La primera acción efectuada es el desmontaje de la barra de torque, por tal de liberar el cable de mando del sistema de timón de profundidad, que estaba sujetando el peso de la barra de torque. Al montar de nuevo la barra de torque de alerones se fija a la estructura del avión y se le añade la tornillería ausente inicialmente. Con esta acción también se soluciona el problema que presentaban las palancas de profundidad, que no se mantenían en posición neutra.

El cable de mando liberado presenta una torsión, debido al largo periodo de tiempo que se ha mantenido con una posición incorrecta. Los cables de mando no pueden presentar malformaciones en su recorrido porque afectan directamente a los mandos de control, además, si la deformación coincide con un paso por polea puede hacer que éste se salga del riel de la polea.

Los metros de cable ausentes en los sistemas y que se requieren para el nuevo diseño se extraen de la propia aeronave. Algunos ya desmontados previamente y que estaban almacenados y otros se extraen de sistemas obsoletos. A los cables que presentan desperfectos de forma y todos aquellos que estaban en des uso se les aplica una medida de rehabilitación como especifica el manual de mantenimiento de la aeronave. Consiste en anclarles un gran peso en un extremo, pero que pueda soportar el cable sin producirle rotura, colgarlo en altura y dejarlos en reposo varios días. De esta forma se simula una tensión que acaba corrigiendo los desperfectos en la curvatura y redirigiendo el cable a su posición rectilínea original. Pese a la medida llevada a cabo, no recuperan

completamente su posición original, pero ofrecen una formación suficientemente rectilínea para no afectar la medición.

En el sistema de alerones también se detectó que entre ambos mandos de control no había simetría en el movimiento. Este problema se produjo por el uso de los volantes durante la instalación incorrecta de barra de torque que ya se corrigió anteriormente. La causa era que al accionar el volante, el barrilete de uno de los dos cables del lado del copiloto rozaba con la estructura de la aeronave hasta deformar el barrilete. Para solucionarlo se procede al desmontaje de tramo de cable de mando afectado y se reemplaza el barrilete por otro en mejor estado.

La última reparación que se lleva a cabo es la calibración del propio sistema de alerones. Se pretende corregir su movimiento para obtener la simetría en el movimiento de ambos mandos. Con las reparaciones llevadas a cabo hasta el momento, se dispone de un sistema de alerones cerrado, es decir, los dos pares de cables que se desprenden de cada mando están anclados a la barra de torque correctamente y ésta a su vez también está correctamente anclada y montada en la aeronave. Para corregir la simetría se trabaja sobre los barriletes de los dos cables de mando de cada uno de los dos volantes. Al tratarse de un circuito cerrado, regulando la tensión se consigue que en posición neutra ambos mandos tengan la misma posición y accionándolos de extremo a extremo su recorrido también sea simétrico. Los otros dos sistemas no requieren de calibración para la simetría de sus mandos dado que esta ya está asegurada por la barra de interconexión que incorporan ambos sistemas en sus mecanismos.

3.1.2 Desmontaje componentes

Antes de empezar con las tareas de montaje de la nueva estructura, es necesario el desmontaje de paneles de suelo para disponer de acceso visual a todo el recorrido de los cables de mando y conseguir un mayor espacio de trabajo. Para ello es necesario efectuar el desmontaje de suelo de cabina, desde la propia cabina de mandos hasta la última hilera de asientos. Debido al óxido y falta de mantenimiento, gran parte de los tornillos que anclan los tabloneros de suelo a la estructura de la aeronave están en mal estado e imposibilita el desmontaje de los paneles de la cabina de mando. En el caso del suelo de cabina de pasaje, se realiza la retirada del moquetado y se procede al desmontaje completo del suelo de pasillo central. De esta forma se logra tener al descubierto gran parte del recorrido del sistema de cables de mando.

Los suelos de entrada y cocina, a la izquierda de la imagen 3.1, ubicados entre la cabina de mando y la cabina de pasaje, no se desmontan por el mal estado de la tornillería y porque bajo esa sección de suelo se encuentra la caja que almacena la escalera de pasaje. El nuevo trazado de cables de mando pasa por el espacio que hay entre la caja de la escalera y el suelo de cabina. En ese punto no hay poleas y por lo tanto su acceso no es indispensable.



Fig. 3.1 Paneles de suelo de entrada (izquierda) y pasillo central de cabina de pasaje (derecha)

Una vez que el espacio de trabajo es más cómodo y accesible la fase de desmontaje se centra en la obtención de componentes de la propia aeronave que están en des uso y que se pueden reutilizar en el montaje final. Lo que se necesita obtener son poleas que estén montadas en sus propias estructuras, por tal que su posterior instalación no requiera la fabricación de una nueva estructura. Uno de los requisitos del nuevo sistema es que sea de bajo coste, por este motivo reutilizar las partes originales de la aeronave es la primera opción. Como el nuevo sistema está formado de un total de seis cables de mando se necesitan al menos tres poleas, una para cada sistema. Se obtienen dos estructuras con poleas como se aprecia en la imagen 3.2 y con un total de seis poleas.



Fig. 3.2 Estructuras con poleas reutilizadas

3.2 Montaje nueva estructura

El montaje se efectúa siguiendo el mismo orden de transmisión del movimiento. Los mandos de control ya están operativos mecánicamente y disponen de tramos iniciales de cables de mando, se procede al montaje de los tres sistemas simultáneamente pero en tres fases, empezando por los cables de mando, las poleas y finalmente los sensores.

3.2.1 Cables de mando

El primer paso es lograr que los tres sistemas tengan cableado suficiente para llegar hasta la bodega de carga posterior. Para lograrlo se utilizan los cables de mando reciclados de la propia aeronave y se realizan varias combinaciones de empalmes con los cables de mando que ya disponen los sistemas. Al reutilizar distintos cables de mando de la propia aeronave, algunos ya pertenecientes al sistema de mandos principales de vuelo y otros no, se dispone de varios tipos diferentes de terminales en los extremos de los tramos de cable usados como recoge la tabla 3.1. Por este motivo también son varias las formas utilizadas para unir los diferentes tramos de cable utilizados. En la siguiente tabla 3.1 se recogen los cuatro tipos de terminales hallados en los extremos de los cables que se han usado para el montaje.

Tabla 3.1 Tipos de terminales en los extremos de los cables de mando

	Terminal roscado para barrilete
	Terminal / anclaje de bola
	Terminal en ancla
	Cabo suelto

Se utilizan dos métodos para empalmar o unir los cables de mando:

- **Barrilete:** son los mecanismos usados para ajustar la tensión de los cables de acero. En inglés se denominan *turnbuckle*. Consisten en dos pernos roscados, en cuyos extremos de cada uno está anclado el cable de acero, además uno tiene rosca a izquierdas y el otro a derechas. Ambos se enroscan en un cuerpo central cilíndrico roscado en su interior. Al girar el cuerpo central, los pernos se enroscan simultáneamente, evitando así que tanto los pernos como los cables sufran torceduras que puedan afectar a la linealidad del sistema. En definitiva, estos dispositivos permiten ajustar la longitud del cable, es decir la tensión del sistema, variando los hilos de rosca que se enroscan en el cuerpo central del barrilete. Una vez ajustados se fija su posición realizando con un frenado mediante hilos de acero inoxidable que evitan que el cuerpo central gire. En la imagen 3.3 se puede ver un barrilete desenroscado de los cables.



Fig. 3.3 Terminales roscados y barrilete

- **Unión de cobre:** En las situaciones que el cable de mando ha sido cortado y tiene el cabo suelto, y/o en aquellos cables reciclados cuyo extremo no es un terminal roscado, se corta su extremo dejando también el cabo suelto y se unen ambos mediante una unión de cobre. Para realizarla se usa una tubería de cobre de 7mm de diámetro, como las usadas en algunos sistemas de refrigeración, se introducen los dos cabos sueltos y posteriormente se sella con una crimpadora. De esta forma ambos tramos de cable quedan unidos y se consigue una unión resistente a la tensión que cargará el cable como se aprecia en la siguiente imagen 3.4.



Fig. 3.4 Unión de cobre entre dos cables de mando

En el sistema de alerones se reconstruye la totalidad del cableado de mando, dado que los mandos finalizan su recorrido en la barra de torque y este se considera ahora su punto inicial, en lugar los volantes de control. Para la barra de torque se usan los cables de mando que en sus extremos tienen una bola o anclaje. En la barra de torque las poleas disponen de una ranura en su riel del diámetro exacto del cable de mando, por el que no pasa la bola de su extremo, haciendo de tope y sistema de anclaje. Para el montaje de los cables de mando del sistema de alerones se usan:

- Tramos de cable añadidos: 4
- Recorrido total: 11 metros
- Empalmes: Dos barriletes y dos uniones de cobre

Los dos cables del sistema de timón de profundidad alcanzan la bodega trasera de carga y tan solo se requiere un tramo adicional de cable de mando para finalizar el circuito cerrado. Ambos cables son los que se inician en la barra del control de mando. Al haber uno de ellos que tiene un cabo suelto y el otro un barrilete, para poder cerrar el circuito se usa un tramo de cable de mando reciclado, que en uno de sus extremos dispone de terminal roscado y en el otro un cabo suelto. Para el montaje de los cables de mando del sistema de timón de profundidad se usan:

- Tramos de cable añadidos: 1
- Recorrido total: 9 metros
- Empalmes: Un barrilete y una unión de cobre

Al igual que en caso anterior, en los cables de mando del sistema de timón de dirección, ambos cables de mando alcanzan la bodega trasera de carga con los cables originales que se inician en los pedales de control. Pero en este caso no son lo suficientemente largos para llegar hasta el final y poder cerrar el circuito. Se utilizan tres tramos adicionales de cable de mando. Finalmente se usan:

- Tramos de cable añadidos: 3
- Recorrido total: 9,5 metros
- Empalmes: Un barrilete y tres uniones de cobre

Cabe indicar que las uniones de cobre se realizan después del montaje de las poleas y no en este punto, pero se citan como parte del proceso de montaje de los cables de mando.

3.2.2 Poleas

Con los cables de mando ya montados y con longitud suficiente para poder definir un recorrido de circuito cerrado en el que instalar después los sensores; es el momento de instalar las poleas, que redirigen los cables de mando y marcan el final del recorrido. Según el sentido de vuelo, por el lado izquierdo de la bodega de carga de la aeronave entran tres cables mando. Uno de alerones y los otros dos de timón de dirección. Por el lado derecho entran los dos cables

de mando del control de timón de profundidad y el otro cable de alerones. En el caso ideal se había planteado la necesidad de tres poleas, una por cada par de cables de mando. Al tener los cables de mando del sistema de alerones en cada lado, surge la necesidad de una polea adicional.

Con las dos estructuras de poleas que se desmontaron anteriormente de la aeronave se disponen de seis poleas, cuatro en una estructura y dos en la otra. *A priori* en cada lado de la bodega entran tres cables de mando, pero en el lado derecho los cables de mando del timón de profundidad están a diferente altura que el cable de alerones. La estructura con dos poleas las dispone en diferente altura, mientras que la otra estructura tiene las cuatro poleas a misma altura. Por lo tanto, la propia disposición de los cables hace que la elección de la posición de las poleas sea inequívoca.

Ambas piezas tienen un soporte con cuatro orificios para su anclaje en la estructura de la aeronave. Como han sido desmontadas se dispone de la tornillería original y se reutiliza en el montaje. La estructura triangular de cuatro poleas se monta en la cuarta costilla de la bodega de carga y la otra pieza en la quinta costilla, ya que la longitud de los cables de mando del timón de profundidad es más larga y con ello se pretende evitar cortar los cables de mando, así además se evita realizar más uniones de cobre.

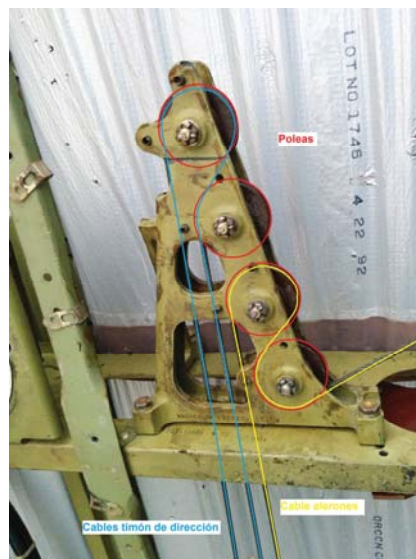


Fig. 3.5 Recorrido cables de mando en estructura de poleas

Con las estructuras de poleas montadas, se hacen pasar los cables por ellas para definir el circuito final, como muestra la figura 3.5 para el caso de la polea montada en el lado izquierdo de la bodega de carga. Esta polea acoge los cables de mando de los pedales y uno de alerones, que sale en dirección a la otra polea montada en la siguiente costilla y en el lado derecho. Se conectan los dos cables de mando de cada sistema para cerrar el circuito. Es en este punto cuando se realizan las uniones de cobre intentando aplicar la máxima tensión posible al sistema de cables.

Por último se acaba de ajustar la tensión con el barrilete que tiene cada uno de los tres sistemas. La tensión aplicada es la suficiente para que los cables de mando no tengan holgura y no puedan salirse de las poleas ni rozar con partes estructurales de la aeronave. Un sistema con poca tensión de cables hace que el peso de los barriletes acentúe la holgura y los cables puedan caer tocando la estructura de la aeronave. Esto se puede traducir en rozaduras, que puede conllevar a una rotura del cable, o también al bloqueo de los mandos si un barrilete se atasca con alguna parte estructural. En el caso del cable de mando del sistema de alerones que pasa de la polea en la cuarta costilla a la polea de la quinta costilla, después de aplicar la tensión máxima se observa rozadura entre el barrilete y el larguerillo central que sigue el eje medio de la bodega de carga. Dado que el cable tiene la máxima tensión, se realiza una corte en la estructura del larguerillo para evitar la rozadura, como se puede apreciar en la figura 3.6.



Fig. 3.6 Larguerillo central de bodega modificado

La tensión aplicada se debe revisar con el tiempo ya que los cambios de temperatura afectan a la carga que tiene el cable. Como se aprecia en la tabla de la imagen 3.7, la tensión y la temperatura ambiental, en el momento de realizar el ajuste en los cables de mando, son proporcionales. Por lo tanto, si aumenta la temperatura desde el momento en el que se aplicó la tensión al sistema, es posible que la tensión sea insuficiente y los cables de mando tengan mayor holgura, por ello requerirá tareas de mantenimiento periódico.

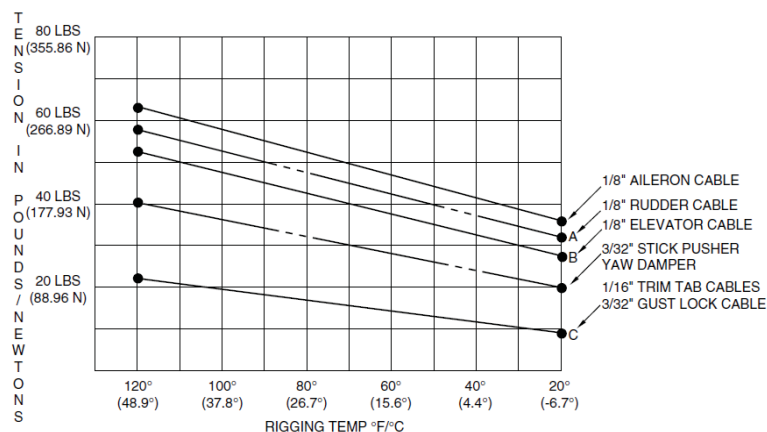


Fig. 3.7 Tabla tensión/temperatura de cables de mando del manual de mantenimiento de la aeronave Fairchild Metroliner SA227

3.2.3 Conjunto sensor

En este punto se dispone de un sistema mecánico de mandos de vuelo principales, operativo desde cabina. Se puede accionar tanto los pedales, como los volantes y las columnas de control y se tiene sensación de vuelo, debido a la tensión aplicada a los cables de mando y que hace que los controles presenten una leve resistencia al movimiento. Además los controles funcionan simétricamente y son operativos desde cualquiera de las dos posiciones de vuelo.

Los sensores deben tomar la lectura del movimiento de los cables de mando. Para poder hacer esta lectura debe haber una unión entre el cable y el sensor. El cable realiza un movimiento rectilíneo y el sensor dispone de un eje de rotación, la opción más intuitiva era unir el sensor al eje de cualquier polea y de esta forma el movimiento rectilíneo del cable se traduce al movimiento angular de la propia polea. Sin embargo las poleas ya están montadas en sus propias estructuras y por sus ejes pasan los tornillos que las fijan a la estructura. Además las poleas incorporan un cojinete de bolas que evita rozamiento y deja girar libremente la polea sin incluir el eje en su giro. Por otro lado, tomar la lectura de una polea puede introducir errores en la simulación, ya que si el cable se desliza por dentro de la polea, sin hacer que esta gire, ya sea por una baja tensión de carga en el sistema o por un bloqueo de la polea, falsearía el movimiento real con el simulado.

Por todo esto, el diseño establece la elaboración de un conjunto sensor propio. Este conjunto está dispuesto por un tambor roscado y collado al eje del sensor que actúa como un tornillo sin fin. Alrededor del tambor se pasan dos vueltas de cable de acero, de 1 mm de diámetro y más flexible que el cable de acero aeronáutico; los dos cabos del cable se conectan al cable de mando que se desea sensorizar. Realmente la lectura no se realiza directamente sobre el cable de mando, sino que se realiza en el *by pass* conectado al cable de mando. De este modo se evitan los inconvenientes anteriores y se logra que sean dos sistemas independientes, el sistema mecánico y el sistema electrónico de medición.

Para el montaje mecánico del conjunto sensor se utiliza:

- Varilla roscada M24
- Cable acero trenzado de 1mm (sistema transmisión bicicleta)
- Potenciómetro multivuelta de 10K Ω y 2W
- Borna de paso Legrand 2x16mm²
- Borna de paso Legrand 2x6mm²
- Tornillería M3
- Arandela autoblocante \varnothing 3mm
- Estructuras de aluminio

El proceso de montaje del conjunto empieza por seccionar tres tramos de 3,5 centímetros de la varilla roscada, que hará las funciones de tambor del tornillo sin fin. A cada tambor se le realiza una perforación del diámetro del eje del sensor. Es importante que el agujero esté totalmente centrado en el eje de

rotación de la pieza, ya que al tener el cable de acero de medición en su alrededor, si no está centrado su giro no será igual en todo el recorrido y afectaría a la medición del movimiento. Para realizar los agujeros se utiliza un torno mecánico, con ello se garantiza una perforación centrada.

Los tambores ya perforados, se introducen en los ejes de los sensores. Aunque el ajuste al realizar los agujeros hace que giren solidariamente el tambor y el eje del sensor, se realiza un nuevo agujero, esta vez perpendicular al eje longitudinal del tambor para posteriormente introducir un tornillo de fijación. Este tornillo presiona contra el eje del sensor y evita que el eje deslice dentro del tambor asegurando así un movimiento siempre solidario de ambas partes. En la imagen derecha de la figura 3.8 se puede apreciar con mayor detalle.

Con escuadras de aluminio en forma de “U” se crean las estructuras que soportan el sensor y lo fijan a la estructura de la aeronave. Estas estructuras se posicionan próximas al cable de mando y se fijan a la estructura con remaches. Cuando el sensor está fijado en su posición operativa, se montan los cables de acero de medición. Se dan dos vueltas de cable alrededor del tambor. Al ser un cable de 1mm de grosor las hendiduras del roscado del tambor actúan como una polea con el cable. Lo aloja entre su paso de rosca y evita que al girar se desplace de su posición. En la imagen izquierda de la figura 3.8 se puede ver el montaje completo del conjunto sensor.

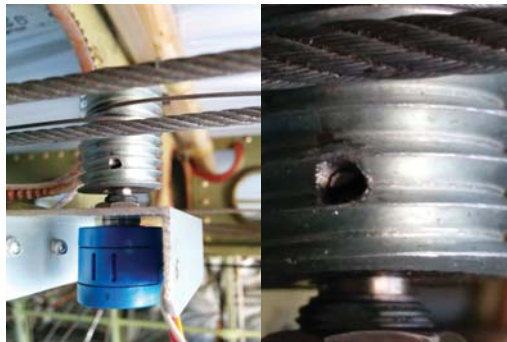


Fig. 3.8 Conjunto sensor (izquierda) y tornillo fijación tambor-sensor (derecha)

Por último, los cabos sueltos se fijan al cable de mando del que se desea medir su desplazamiento. Para realizar la unión entre ambos cables se utilizan las fijaciones metálicas que llevan en su interior los bornes eléctricos. En la imagen 3.9 se pueden ver las fijaciones montadas en los bornes eléctricos y posteriormente su montaje final en los cables de mando. Del mismo modo que si fueran cables eléctricos, los cables de mando se pasan por los bornes y se fijan con el tornillo del borne. Este tornillo no dispone de sistema de bloqueo, por lo tanto también deberá incluirse en las tareas de mantenimiento su revisión periódica, por tal de asegurar que sujeta firmemente el cable sin permitir que éste se deslice. Una vez que los cables de mando están fijados a los bornes, se unen ambos bornes con tornillería y se utilizan arandelas autoblocantes para evitar que se pueda aflojarse la unión. Con este sistema de

fijación se consigue que el cable de medición se pueda tensar independientemente al cable de mando y viceversa.

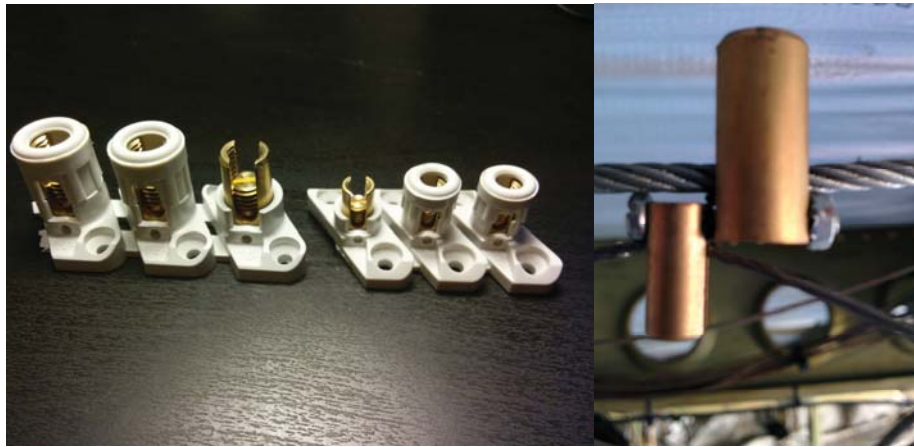


Fig. 3.9 Bornes eléctricos (izquierda). Instalación sujeciones de cobre de los bornes eléctricos (derecha)

Ahora el movimiento de los cables de mando se transmite a los cables de medición y éstos al giro del sensor. Se dispone del sistema mecánico completo y la transmisión del movimiento desde los mandos de cabina llega hasta el sensor. Para finalizar se realizan pruebas funcionales en busca de posibles rozaduras durante el movimiento de los cables de mando. Se comprueba la sensibilidad del sensor al movimiento de los mandos, para ello se realizan leves accionamientos de los mandos de control y se observa si el sensor también efectúa movimiento. Con esta comprobación se confirma que la tensión del sistema es la correcta. Una tensión inferior de la óptima no haría girar el sensor hasta realizar movimientos más acentuados de los controles ya que requeriría un mayor desplazamiento de los cables para empezar a detectar movimiento.

3.2.4 Conexiones eléctricas

Como conclusión del montaje y para dejar el sistema listo para el siguiente proyectista, que deberá hacerse cargo del tratamiento de los datos que extraiga el sensor, se realizan las conexiones eléctricas de cada sensor y se habilitan unos conectores eléctricos de tres contactos. El cableado eléctrico se suelda a los bornes y se protege con fundas termo retráctil, tanto en el sensor como en el conector. Como se puede ver en la imagen 3.10, se sigue un código de colores común en los tres sensores:

- Blanco: Terminal número 1 correspondiente al extremo en sentido anti horario (CCW o *counterclockwise*).
- Rojo: Terminal número 2 correspondiente al cursor variable del potenciómetro.

- Amarillo: Terminal número 3 correspondiente al extremo en sentido horario (CW o *clockwise*).

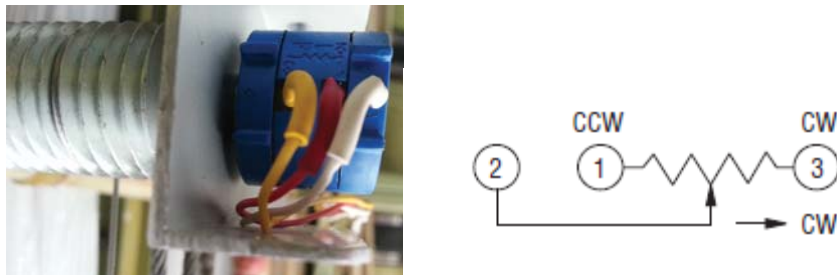


Fig. 3.10 Conexiones eléctricas del sensor (izquierda) y esquema eléctrico (derecha)

El cableado finaliza en un conector base micro a chasis macho de 3 contactos con *part number* 10230/3M/BT, que al igual que el sensor también se ha fijado a una estructura de aluminio y remachado en la costilla de la aeronave. Los conectores se instalan en espacios más liberados y de fácil acceso pero próximos al sensor para evitar el uso de largas distancias de conexión eléctrica, que pueden llegar a contaminar la señal del sensor. El resultado final del montaje eléctrico completo se muestra en la figura 3.11.



Fig. 3.11 Montaje completo sensor-conector

3.3 Presupuesto

A continuación se muestra el presupuesto final del proyecto llevado a cabo. La tabla 3.2 recoge todos los materiales adquiridos para la fabricación de la nueva estructura de mandos de vuelo y sistema de sensores. Algunos componentes no se recogen en el presupuesto final ya que han sido cedido por el centro docente, como es el caso de las láminas de aluminio, remaches, tornillería, etc.

Tabla 3.2 Presupuesto final nuevo sistema de mandos de vuelo

COMPONENTE	REFERENCIA	FABRICANTE	PROVEEDOR	PRECIO	UNIDADES	PRECIO TOTAL
Varilla roscada zin d-975-4.8 m-24 (1m)	9633570	-	Cofac	6,13 €	1	6,13 €
Potenciómetro multivuelta 10K 2W	3590S-2-103L	Bourns	Diatronic	8,71 €	3	26,13 €
Cable acero transmision BTT (1m)	8043618	Shimano	Decathlon	3,99 €	1	3,99 €
Conector micro hembra 3 polos aereo	10230/3F/BT	ELECTRO DH	Diatronic	1,71 €	3	5,13 €
Base micro chasis macho 3 ctos	10230/3M/BT	ELECTRO DH	Diatronic	1,60 €	3	4,80 €
Regleta de paso de 10 bornas separables 2x16mm	34000	Legrand	Leroy Merlin	8,26 €	1	8,26 €
Regleta de paso de 10 bornas separables 2x6mm	34002	Legrand	Leroy merlin	10,49 €	1	10,49 €
Pack 30xTornillo/tuerca acero zincado 20x3mm	15690465	Standers	Leroy Merlin	1,59 €	1	1,59 €
Pack 100xArandela acero pavonado autoblocante Ø3mm	15659924	Standers	Leroy Merlin	2,50 €	1	2,50 €
					TOTAL	69,02 €

El presupuesto final de sesenta y nueve euros con dos céntimos se ajusta al objetivo inicial de elaborar una estructura operativa de bajo coste. Pese que no se tienen en cuenta algunos materiales aportados por el centro y las horas hombre invertidas, el coste de material es relativamente bajo. Además gran parte de los componentes adquiridos no se han consumido por completo en el proyecto y pueden servir para futuros proyectos.

CAPÍTULO 4. CONCLUSIONES

Se ha desarrollado una estructura de mandos de vuelo para la simulación de un vuelo desde una cabina real, utilizando como controles los mandos reales de la aeronave. Esto ha llevado al diseño de un nuevo sistema mecánico de mandos de vuelo, capaz de transmitir el movimiento de los controles desde cabina mediante un circuito cerrado de cables de mando y así, ofrecer al usuario del simulador la sensación real de estar pilotando la aeronave. A la parte mecánica le sigue la parte de obtención de datos, llevada a cabo por un sistema de sensores. Usando un potenciómetro como sensor base se ha diseñado y ejecutado un montaje alrededor del sensor que se adapta a las necesidades y limitaciones del sistema mecánico, para tomar una lectura de los movimientos de los nuevos mandos de vuelo. El sistema mecánico de mandos de vuelo y el sistema de obtención de datos trabajan en conjunto para alcanzar el objetivo principal del proyecto, pero a su vez son independientes entre sí para ofrecer flexibilidad al sistema y la posibilidad de ampliarlo o modificarlo en un futuro.

Se han alcanzado todos los objetivos propuestos en el proyecto previo del cual nace el presente proyecto. Se ha implementado un diseño modular, que puede servir punto de partida para la simulación de otros sistemas de vuelo de la aeronave. Da respuesta a las actuaciones de los controles principales de vuelo y es un sistema preparado para entregar datos que puedan ser transformados y traducidos a un software de simulación.

Los requisitos que se establecieron al principio del proyecto también se han logrado al utilizar gran parte de componentes originales de la aeronave, lo cual ha permitido presentar un presupuesto final reducido. El sistema ofrece la flexibilidad para ser ampliado y es resistente para el uso y el entorno de trabajo al que está destinado, tanto para la simulación de vuelo como en labores de aprendizaje para alumnos del centro docente ya que requiere de mantenimiento y se le pueden aplicar tareas de reparación.

Con las comprobaciones funcionales ejecutadas se ha obtenido la respuesta esperada de resolución y robustez. El sistema está operativo y listo para futuros proyectos que se centren en trabajar los datos que los sensores obtienen del movimiento de los mandos de vuelo. Al inicio de este TFC también se planteaba el objetivo de conseguir realizar un vuelo simulado de prueba con el nuevo sistema de mandos de vuelo, pero finalmente no ha sido posible realizarlo y queda pendiente para el siguiente proyectista realizar las pruebas funcionales como simulador.

La ejecución del presente proyecto hace evidente que la aeronave alberga un gran abanico de oportunidades y que el objetivo final de transformar una cabina antigua y desaprovechada en un simulador, se puede llevar a cabo si se completan paso a paso las fases establecidas en el proyecto de diseño y planificación de aviónica para la cabina de DC-9. Se dispone de una materia prima que puede transformarse en una buena herramienta de trabajo y aprendizaje.

CAPITULO 5. BIBLIOGRAFÍA

- [1] McDonnell Douglas Corporation, "ATA 27 - Flight Controls", *MD-80 Aircraft Maintenance Manual*, pág.27-00-00 a 27-30-00-6, McDonnell Douglas Corporation, USA, 1998
- [2] McDonnell Douglas Corporation, "ATA 27 - Flight Controls", *DC-9 Series 30 Wiring Manual*, pág.27-41-0, McDonnell Douglas Corporation, USA, 1979
- [3] McDonnell Douglas Corporation, "ATA 27 - Flight Controls", *MD-80 Illustrated Parts Catalog*, pág.27-10-00 a 27-30-00, McDonnell Douglas Corporation, USA, 1998
- [4] Fairchild Aircraft Corporation, "ATA 27 - Flight Controls", *Metroliner SA227 SERIES Aircraft Maintenance Manual*, pág.27-00-00 a 27-30-00, M7 Aerospace LP, USA, 1981
- [5] Crane, D., "Basic Aerodynamics" Cap. 1 en *Airframe Volume 1: Structure*, pág. 5-9, Aviation Supplies & Academics, Inc., Washington, 1994-1999
- [6] Esteban Oñate, A., "Sistemas de control de vuelo" Cap. 35 en *Conocimientos del avión*, pág. 689-748, Paraninfo, Madrid, 2007
- [7] Palau Sanz, S., TFC: *Diseño y planificación de un simulador de aviónica para una cabina de DC-9*, UPC, Castelldefels, 2012
- [8] Link "Sensing". Distribuidor de sensores RVDT, LVDT y potenciómetros.
http://www.sensores-de-medida.es/sensing_sl/SENSORES-Y-TRANSDUCTORES_35/Sensores-de-distancia_36/
Última visita realizada el 10/03/2013
- [9] Link "DirectIndustry" Distribuidor de sensores RVDT, LVDT y potenciómetros.
<http://www.directindustry.es/cat/medicion-posicion-AG.html>
Última visita realizada el 10/03/2013
- [10] Link "Sensores: Fundamentos de mecatrónica" Documento teórico sobre sensores, descripción y tipos.
http://www.academia.edu/10424390/FUNDAMENTOS_DE_MECATRONICA
Última visita realizada el 16/02/2013

CAPÍTULO 6. ANEXO I

6.1 Presupuesto sensores RVDT

A continuación se presenta el presupuesto, enviado por SENSING, S.L. el pasado 27 de Mayo de 2014, en solicitud de precio de una unidad de diferentes modelos válidos para el diseño planteado. Como se puede apreciar en la imagen 6.1, el sensor de menor precio es de 151 €. Teniendo en cuenta que se necesitarían tres unidades y que los precios mostrados son sin IVA, la compra del material necesario para diseño ascendería a aproximadamente 550 €. Este precio dista mucho de los 26,13 € que se invirtieron en los sensores potenciométricos.



SENSING, S.L.

OFERTA nº 14: 587

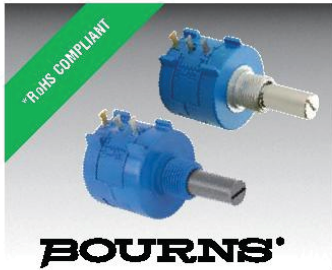
27/5/2014

U	Referencia	Descripción	Precio Ud.	Dto	Importe
1	A-WS31-500-R1K-L35-1	Sensor de cable OEM, rango 500 mm. Salida resistiva R1K.	151,00	0	151,00
1	A-WS42C-1000-R1K-L35-1	Sensor de cable de 1000 mm. Salida potenciómetro 1k. Linealidad 0.35%.	192,00	0	192,00
1	A-WS12-1250-R1K-L10	Transductor de cable de rango 1250 mm. Salida R1K. Linealidad 0,1%. Protección IP67.	434,00	0	434,00
1	A-WS12-1250-420A-L10	Transductor de cable de rango 1250 mm. Salida 420A. Linealidad 0,1%. Protección IP67.	550,00	0	550,00
1	ASMO-1	CONN-DIN-8F-W. Conector hembra acodado para transductores ASM. IP67.	21,00	0	21,00
		Subtotales:	1.348,00		1.348,00

Fig. 6.1 Presupuesto sensores RVDT

Cabe decir que estos sensores son de prestaciones muy superiores a las requeridas. Se solicitaron más presupuestos a otros proveedores y de otros modelos de sensor, pero solo se muestra el anterior presupuesto ya que es el más económico de todos los obtenidos.

6.2 Datasheet potenciómetro



Features

- Bushing mount
- Optional AR pin feature
- Plastic or metal shaft and bushings
- Wirewound
- Solder lugs or PC pins
- Sealable (Full body seal)
- Designed for use in HMI applications

■ RoHS compliant*

3590 - Precision Potentiometer

Electrical Characteristics¹

Standard Resistance Range.....	200 to 100 K ohms
Total Resistance Tolerance.....	±5 %
Independent Linearity.....	±0.25 %
Effective Electrical Angle.....	3600 ° +10 °, -0 °
Absolute Minimum Resistance.....	1 ohm or 0.1 % maximum (whichever is greater)
Noise.....	100 ohms ENR maximum
Dielectric Withstanding Voltage (MIL-STD-202, Method 301) Sea Level.....	1,500 VAC minimum
Power Rating (Voltage Limited By Power Dissipation or 450 VAC, Whichever is Less) +40 °C.....	2 watts
+125 °C.....	0 watt
Insulation Resistance (500 VDC).....	1,000 megohms minimum
Resolution.....	See recommended part numbers

Environmental Characteristics¹

Operating Temperature Range.....	-40 °C to +125 °C
Storage Temperature Range.....	-55 °C to +125 °C
Temperature Coefficient Over Storage Temperature Range ²	±50 ppm/°C maximum/unit
Vibration.....	15 G
Wiper Bounce.....	0.1 millisecond maximum
Shock.....	50 G
Wiper Bounce.....	0.1 millisecond maximum
Load Life.....	1,000 hours, 2 watts
Total Resistance Shift.....	±2 % maximum
Rotational Life (No Load).....	1,000,000 shaft revolutions
Total Resistance Shift.....	±5 % maximum
Moisture Resistance (MIL-STD-202, Method 103, Condition B) Total Resistance Shift.....	±2 % maximum
IP Rating	
Sealed Versions (-3, -4, -7, and -8).....	IP 65
Unsealed Versions (-1 -2, -5, and -6).....	IP 40

Mechanical Characteristics¹

Stop Strength.....	45 N-cm (64 oz.-in.) minimum
Mechanical Angle.....	3600 ° +10 °, -0 °
Torque (Starting & Running).....	0.35 N-cm (0.5 oz.-in.) maximum (unsealed) 1.1 N-cm (1.5 oz.-in.) maximum (sealed)
Mounting.....	55-80 N-cm (5-7 lb.-in.) (plastic) 90-113 N-cm (8-10 lb.-in.) (metal)
Shaft Runout.....	0.13 mm (0.005 in.) T.I.R.
Lateral Runout.....	0.20 mm (0.008 in.) T.I.R.
Shaft End Play.....	0.25 mm (0.010 in.) T.I.R.
Shaft Radial Play.....	0.13 mm (0.005 in.) T.I.R.
Pilot Diameter Runout.....	0.08 mm (0.003 in.) T.I.R.
Backlash.....	1.0 ° maximum
Weight.....	Approximately 19 G
Terminals.....	Solder lugs or PC pins
Soldering Condition	
Manual Soldering.....	96.5Sn/3.0Ag/0.5Cu solid wire or no-clean rosin cored wire; 370 °C (700 °F) max. for 3 seconds
Wave Soldering.....	96.5Sn/3.0Ag/0.5Cu solder with no-clean flux; 260 °C (500 °F) max. for 5 seconds
Wash processes.....	Not recommended
Marking.....	Manufacturer's name and part number, resistance value and tolerance, linearity tolerance, wiring diagram, and date code.
Ganging (Multiple Section Potentiometers).....	1 cup maximum
Hardware.....	One lockwasher and one mounting nut is shipped with each potentiometer.

NOTE: For Anti-rotation pin add 91 after configuration dash number. Example: -2 becomes -291 to add AR pin.

¹At room ambient: +25 °C nominal and 50 % relative humidity nominal, except as noted.

²Consult manufacturer for complete specification details for resistances below 1k ohms.

Recommended Part Numbers

(Printed Circuit)	(Solder Lug)	(Solder Lug)	Resistance (Ω)	Resolution (%)
3590P-2-102L	3590S-2-102L	3590S-1-102L	1,000	.025
3590P-2-202L	3590S-2-202L	3590S-1-202L	2,000	.025
3590P-2-502L	3590S-2-502L	3590S-1-502L	5,000	.025
3590P-2-103L	3590S-2-103L	3590S-1-103L	10,000	.020
3590P-2-203L	3590S-2-203L	3590S-1-203L	20,000	.019
3590P-2-503L	3590S-2-503L	3590S-1-503L	50,000	.013
3590P-2-104L	3590S-2-104L	3590S-1-104L	100,000	.009

BOLDFACE LISTINGS ARE IN STOCK AND READILY AVAILABLE THROUGH DISTRIBUTION. FOR OTHER OPTIONS CONSULT FACTORY.
RoHS IDENTIFIER:
L = COMPLIANT

Specifications are subject to change without notice. Customers should verify actual device performance in their specific applications.

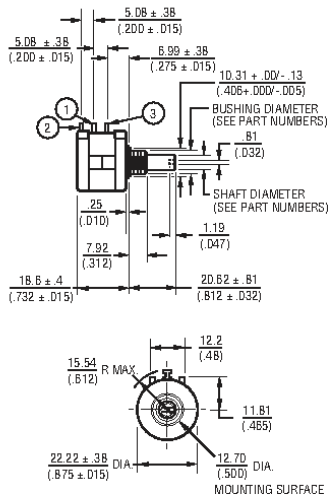
*RoHS Directive 2002/95/EC Jan. 27, 2003 including annex and RoHS Recast 2011/65/EU June 8, 2011.

3590 - Precision Potentiometer

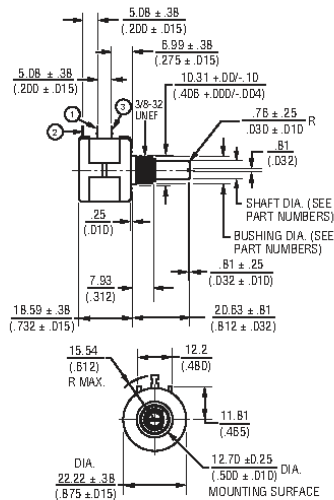


Product Dimensions

-1, -3, -5, -7 Configurations

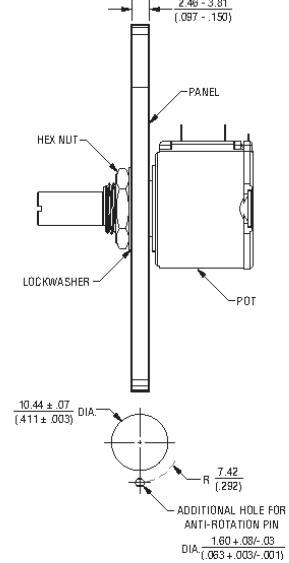


-2, -4, -6, -8 Configurations

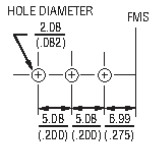


Panel Thickness Dimensions

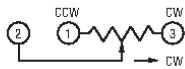
(For Bushing Mount Only)



Recommended PCB Layout



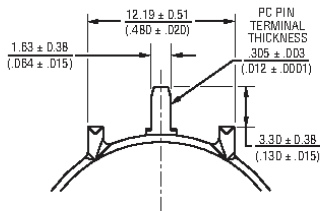
Schematic



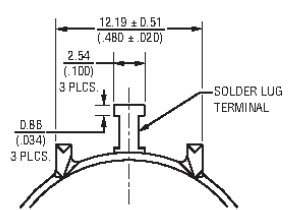
TOLERANCES: EXCEPT WHERE NOTED
 DECIMALS: .XX ± $\frac{.508}{(D2)}$, .XXX ± $\frac{.127}{(D5)}$
 FRACTIONS: ±1/64
 DIMENSIONS: $\frac{MM}{(IN.)}$

Terminal Styles

"P" Terminal Style



"S" Terminal Style



Anti-rotation pin hole is shown at six o'clock position for reference only. The actual location is determined by the customer's application. Refer to the front view of the potentiometer to see the location of the optional A/R pin.

Panel thickness and hole diameters are recommended for best fit. However, customers may adjust the dimensions to suit their specific application.

Shaft & Bushing Configurations

- (Bushing - DxL, Shaft - D):
- (-1) Plastic Bushing (3/8" x 5/16") and Shaft (.2480 + .001, -.002)
 - (-2) Metal Bushing (3/8" x 5/16") and Shaft (.2497 + .0000, -.0009)
 - (-3) Sealed, Plastic Bushing (3/8" x 5/16") and Shaft (.2480 + .001, -.002)
 - (-4) Sealed, Metal Bushing (3/8" x 5/16") and Shaft (.2497 + .0000, -.0009)
 - (-5) Metric, Plastic Bushing (9 mm x 7.94 mm) and Shaft (6 mm + 0, -.076 mm)
 - (-6) Metric, Metal Bushing (9 mm x 7.94 mm) and Shaft (6 mm + 0, -.023 mm)
 - (-7) Metric, Sealed, Plastic Bushing (9 mm x 7.94 mm) and Shaft (6 mm + 0, -.076 mm)
 - (-8) Metric, Sealed, Metal Bushing (9 mm x 7.94 mm) and Shaft (6 mm + 0, -.023 mm)

REV. 06/12

Specifications are subject to change without notice. Customers should verify actual device performance in their specific applications.

CAPÍTULO 7. ANEXO II

7.1 Manual de mantenimiento de mandos de vuelo simulador

CAPÍTULO

27

MANDOS DE VUELO SIMULADOR

ILLA DELS BANYOLS
DC-9
MANUAL DE MANTENIMIENTO

CAPÍTULO 27 – MANDOS DE VUELO SIMULADOR

TABLA DE CONTENIDOS

TÍTULO	CAPÍTULO–SECCIÓN- UNIDAD	PÁG.
MANDOS DE VUELO – DESCRIPCIÓN Y OPERACIÓN	27-00-01	1
MANDOS DE VUELO – PRACTICAS DE MANTENIMIENTO	27-00-02	6
MANDOS DE VUELO – AJUSTE	27-00-03	12
MANDOS DE VUEO – TROUBLE SHOOTING	27-10-04	17

MANDOS DE VUELO – DESCRIPCIÓN Y OPERACIÓN / 27-00-01

1. Descripción

A. El sistema de mandos de vuelo consiste en el control mecánico de los mandos de alerones, timón de dirección y timón de profundidad desde las dos posiciones de vuelo de la cabina de mandos.

[1] La lectura de los movimientos del sistema mecánico de los mandos de vuelo se obtienen con un sistema electrónico de sensores que traducen la señal para su posterior uso en el simulador.

[2] Cada uno de mandos de vuelo dispone de un circuito cerrado de cables de mando. Se inicia en cabina con el mando de control, se transmite el movimiento mecánicamente con los cables de mando hasta la bodega inferior de carga, donde están los sensores, y los cables de mando finalizan de nuevo en los controles de cabina.

B. Mandos de vuelo principales

[1] La siguiente tabla muestra para cada mando de vuelo que se acciona en cabina, el movimiento que se simula y la superficie de vuelo que lo efectuaría. El sistema de mandos de vuelo se divide en los tres subsistemas de mandos de vuelo principales.(Figura 1)

División sistemas de mandos de vuelo

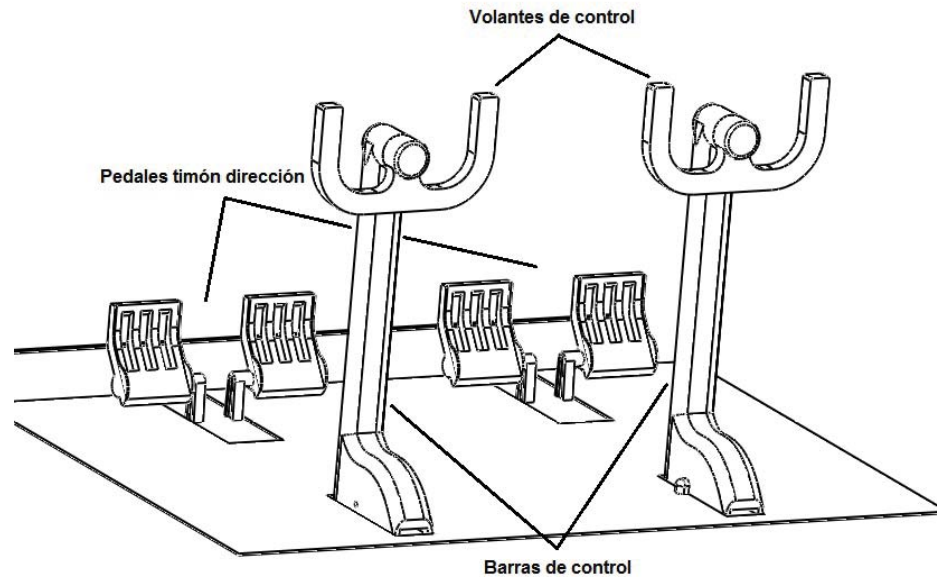
Tabla 1

Superficie de control simulada	Movimiento simulado	Mando de control accionado
Alerones	Alabeo	Volante
Timón de profundidad	Cabeceo	Barra o Columna
Timón de dirección	Guiñada	Pedales

[2] Los alerones proporcionan el control sobre el eje longitudinal de la aeronave mediante los volantes mecánicos de cabina. Ambos volantes están interconectados y su giro a un lado u otro equivale a la simulación del alabeo de la aeronave en vuelo en el mismo sentido de giro del volante.

[3] El timón de profundidad proporciona el control en el eje lateral o transversal de la aeronave mediante las barras de control de cabina. Ambas palancas están interconectadas, su movimiento en sentido de vuelo simula un cabeceo negativo (posición de morro abajo/descenso) y su movimiento contrario simula un cabeceo positivo (posición de morro arriba/ascenso).

- [4] El timón de dirección proporciona control en torno al eje vertical mediante los pedales de cabina. Ambos pares de pedales están interconectados y su movimiento simula el control de la dirección de vuelo o rumbo. En la simulación de actuación de la aeronave en tierra también simulan el control de dirección de la aeronave.



Mandos de control de mandos de vuelo principales en cabina de vuelo
Figura 1

C. Sistema mecánico de transmisión del movimiento

- [1] La transmisión del movimiento desde los mandos de control en cabina hasta los sensores, en la bodega de carga posterior, se realiza mediante cables de mando y poleas.
- [2] Los cables de mando son cables 7x19 de acero trenzados. Los cables están compuestos por 7 cables trenzados que a su vez son cables trenzados de 19 hilos. (Figura 2)



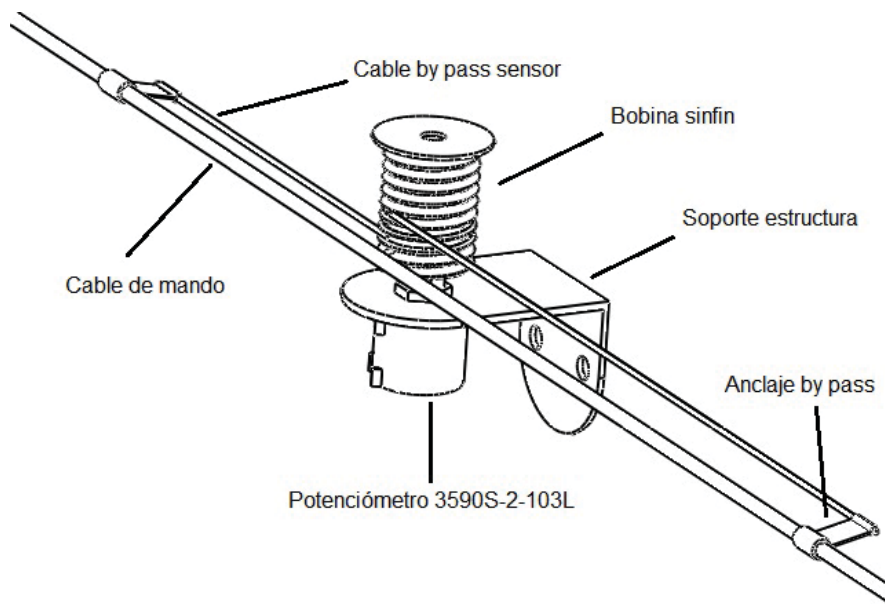
Cable trenzado mandos de vuelo 7x19
Figura 2

- [3] Todo el sistema de transmisión mecánica está formado por cables de 0,3175 cm de diámetro (1/8 de pulgadas).

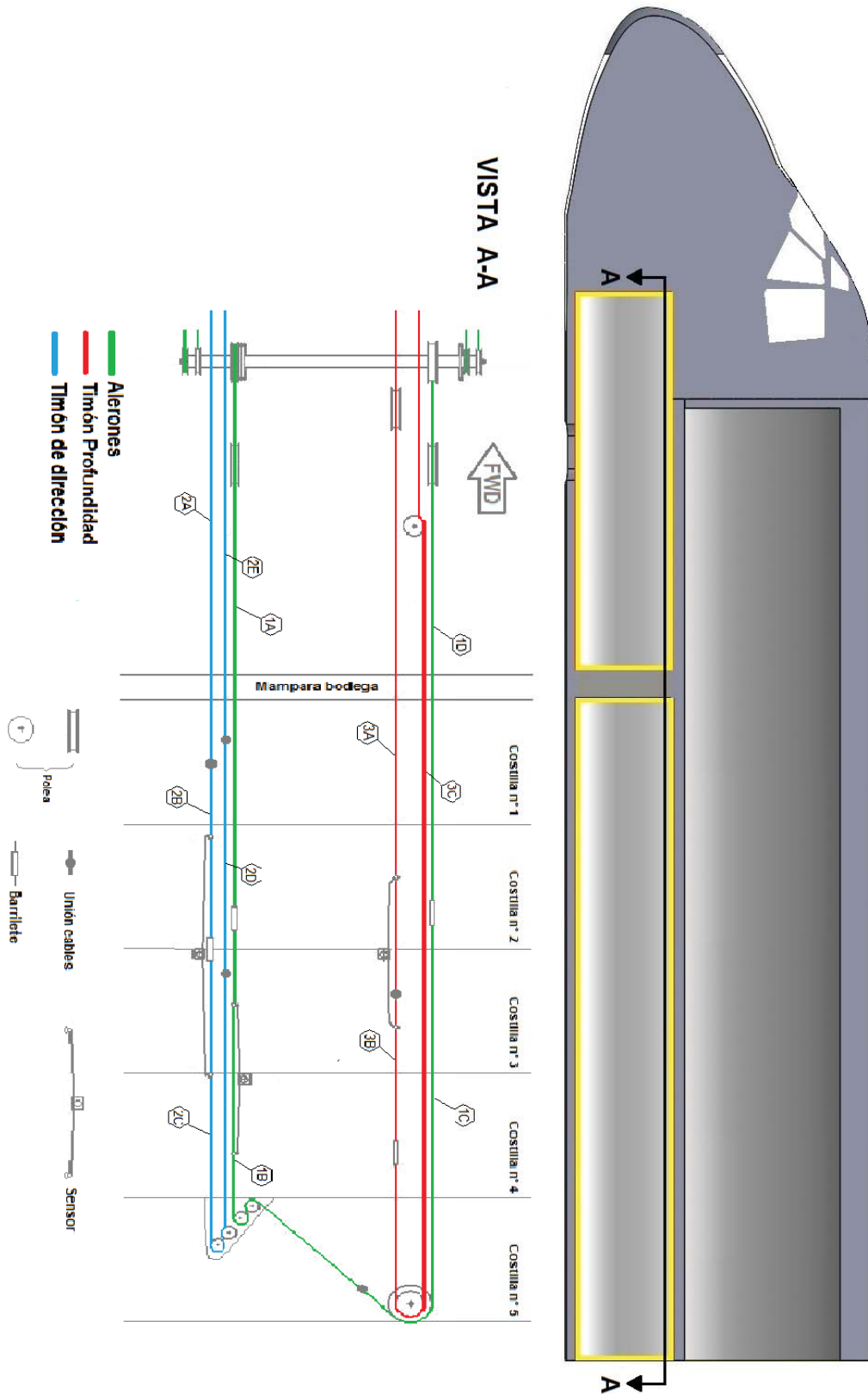
- [4] Cada uno de los tres sistemas de mando tiene al menos un barrilete en su circuito cerrado.

D. Sistema electrónico de sensores

- [1] Un sistema electrónico compuesto por tres sensores potenciométricos de $10K\Omega$ y 2W 3590S-2-103L cada uno conectado en by pass a los cables de mando de cada sistema de mandos de vuelo principal, obtiene la lectura del movimiento mecánico y la traduce a una señal eléctrica.(Figura 3)
- [2] El conjunto sensor es independiente al sistema mecánico y se puede desmontar sin afectar al funcionamiento mecánico de los mandos de vuelo.
- [3] Cada sensor está conectado a un conector eléctrico macho fijado a una estructura en la aeronave. Este conector permite la alimentación eléctrica del sensor y la obtención de sus datos.



Conjunto sensor
Figura 3



Sistema mecánico de cables de mando
Figura 4

E. El sistema mecánico completo de cables de mando está compuesto por 12 segmentos de cable con un recorrido total de 2958 cm.

[1] Los diferentes segmentos de cable están unidos entre sí mediante conexiones fijas o conexiones desmontables.

- i. Las conexiones fijas entre dos segmentos consisten en la unión de los dos cabos sueltos de los cables de mando. La unión está realizada en cobre y mediante una crimpadora.
- ii. Las conexiones desmontables son barriletes de tensión o bien los extremos estructurales de los cables de mando.

NOTA: El número de cable y tramo del siguiente listado están corresponden a las casillas hexagonales de la figura 4.

Enumeración sistema de cables de mando
Tabla 2

MANDO	NÚM. CABLE	TRAMO	LONGITUD (cm)
ALERONES	1	A	320
	1	B	200
	1	C	250
	1	D	320
TIMÓN DIRECCIÓN	2	A	265
	2	B	68
	2	C	250
	2	D	115
	2	E	260
TIMÓN PROFUNDIDAD	3	A	360
	3	B	50
	3	C	500

MANDOS DE VUELO – PRÁCTICAS DE MANTENIMIENTO / 27-00-02

1. General

- A. El mantenimiento de los mandos de vuelo implica la revisión, limpieza y cuidado de los cables de mando de los tres mandos de vuelo principales y de sus sistemas electrónicos de sensorización.
- B. El mantenimiento concreto de cada control en cabina de los mandos de vuelo se encuentra en su sección específica. Las prácticas de mantenimiento mostradas a continuación son efectivas para los tres sistemas mecánicos de cables de mando y sistemas electrónicos. Esta sección es común en los tres mandos de vuelo.

2. Inspecciones

- A. Se debe realizar una inspección visual del sistema antes de cada operación en la simulación para prevenir:
 - [1] Cables de mando fuera de polea.
 - [2] Cables de mando con mucha/poca tensión.
 - [3] Rozaduras entre cables de mando y estructura.
 - [4] Bloqueo de cables de mando.
 - [5] Desconexión eléctrica de algún sensor.
 - [6] Ausencia de algún componente del sistema por mantenimiento.
- B. Si se detecta cualquier de los puntos indicados anteriormente se deberá proceder a subsanar el desperfecto del sistema antes de su uso para evitar daños mayores.
- C. Se deben realizar las tareas de mantenimiento que se describen a continuación al menos una vez al año para asegurar la conservación y operatividad del sistema de mandos de vuelo y su correcta aportación a la simulación de operación de la aeronave.

3. Equipamiento y materiales

- A. Para el correcto mantenimiento de los sistemas mecánicos y eléctricos se necesitan los materiales listados a continuación.

NOTA: Se pueden utilizar productos sustitutivos equivalentes a los listados a continuación.

PRODUCTO	FABRICANTE
Grasa Lubrificante (MIL-G-81322)	Mobile Grease 28 Aeroshell Grease 22
Disolvente para limpieza, MIL-PRF-- 680, Tipo 1	Petroferm-AXAREL

4. Seguridad y precauciones operativas

- A. Antes de operar en el sistema mecánico o eléctrico de cables de mandos hay que asegurarse que nadie está manipulando el sistema en otro punto y que esté señalizado en la cabina de mandos, por tal de evitar que alguien pueda activar los controles durante su mantenimiento.
- B. Se deben bloquear los controles de mandos de vuelo en cabina. Se deben fijar en su posición neutra para evitar que sean accionados y/o, en caso de desmontaje de alguno de las partes del sistema mecánico que lo compone, que se pueda desplazar el control en cabina bruscamente.
- C. Antes de cualquier tarea de mantenimiento se debe desconectar el sistema eléctrico de la alimentación.

5. Limpieza cables

A. Limpiar cables

ATENCIÓN: EL DISOLVENTE ES UN AGENTE FLAMABLE, EXPLOSIVO, VENENOSO E IRRITANTE. ASEGURARSE QUE TODAS LAS PERSONAS SIGUEN LAS INDICACIONES AL UTILIZAR ESTE PRODUCTO.

- NO UTILIZAR EN ZONAS CON ALTA TEMPERATURA, BUJÍAS O LLAMAS
- UTILIZAR EN UN ESPACIO ABIERTO
- CIERRE EL RECIPIENTE CUANDO NO SE USE
- EVITAR EL CONTACTO CON EL DISOLVENTE EN OJOS, PIEL Y ROPA
- NO RESPIRAR LOS GASES

[1] Revisar la superficie del cable de controla para buscar evidencias de óxido, corrosión o rozaduras. Limpiar toda la superficie con un paño limpio con el disolvente (MIL-PRF--680, Tipo 1). No sature el paño ni el cable con disolvente ya que la

penetración del disolvente en el núcleo del cable elimina el lubricante y acelera su desgaste y la aparición de corrosión.

[2] Seque el cable con otro paño seco y limpio.

6. Revisión sistema mecánico

A. Revisar circuito cerrado de cables de mando

NOTA: Antes de revisar el cable debe limpiarse para que no pueda quedar oculta alguna imperfección bajo la suciedad, polvo o corrosión.

[1] Revise la seguridad y condición de todos los soportes de las poleas.

[2] Revise que todos los pasadores de tope de las poleas están en su sitio y bien fijados.

[3] Revise que no hayan poleas agrietadas o rotas y remplace cualquiera que esté dañada.

[4] Revise que los cojinetes de las poleas estén bien engrasados. De no ser así aplique con las manos una ligera capa de grasa (MIL-G-81322) encima del cojinete y presione con los dedos para que penetre en su interior.

[5] Examinar los protectores en los pasamuros en busca de posibles rozaduras. Asegúrese que los cables, con tensión, están bien alineados y no giran sobre su propio eje.

[6] Revise que todos los barriletes están fijados y correctamente frenados.

7. Tolerancias desgaste cables

A. Examinar los cables de mando en busca de cables rotos. Los cables que pasan por poleas se debilitarán por fatiga debido a la curvatura y la fricción interna que esta genera.

NOTA: Se debe pasar un trapo a lo largo de los cables de mando sospechosos de poder estar deshilachados; si el cable está deshilachado los hilos de la tela se enganchará en los tramos de cable.

- B. Revisar los cables en las proximidades de las poleas y puntos de mayor riesgo de rozaduras por posibles zonas de cable deshilachados. Examinar los cables con un paño en busca de cables rotos. El paño se usa para prevenir lesiones en las manos. La presencia de óxido, polvo o suciedad en el punto de operación del cable acorta su vida operativa. Antes de instalar un cable nuevo, con una presa hidráulica aplicarle tres veces una precarga del 60% de su fuerza nominal (18 Kg – 40 Lb) durante 15 segundos para evitar un estiramiento excesivo del cable y una carga de prueba para sus extremos.

[1] Cualquiera de los cables de mando, de 7x19, que presente 3 hilos rotos o menos por pulgada (2,54 cm) por hebra, siempre que no existan más de 6 hilos rotos en una pulgada, se considerará servicial.

[2] Toda la longitud del cable se considera una zona crítica por fatigas. Por ese motivo cuando aparece la rotura de hilos de un cable, este debe ser desmontado y revisado. Cualquier cable que no esté dentro de los límites anteriores se considerará inservicial y deberá ser reemplazado de inmediato.

[3] Reemplazar el cable que esté desgastado hasta el punto que la reducción de material en cualquiera de sus secciones transversales supere los 6 hilos por pulgada de cable (2,54 cm).

8. Desmontaje/Instalación - Cables de mando

- A. Desmontaje/instalación cables de mando

[1] Se debe tener acceso a todo el recorrido del tramo de cable que se desee desmontar y se le debe liberar de fijaciones o canalizadores, pasamuros, etc.

[2] Los cables de mando tienen tramos con uniones de cobre, estas uniones son fijas y no se pueden desinstalar. Los dos tramos unidos por una unión de cobre se consideran un único tramo.

[3] Los barriletes deben desfrenarse y serán el punto por el que se abrirá el sistema mecánico de cables de mando.

- [4] El desmontaje podrá hacerse entre tramos con barriletes y/o en los extremos de los circuitos cerrados que los cables estén conectados a los mandos de control.
- [5] Se puede atar un cable a uno de los extremos del cable que se está desmontando para tirar del cable y poder llevarlo hasta el lugar deseado mientras se desmonta el tramo de cable de mando deseado.
- [6] Si se desmontan tramos de cable que están fijados al cable del sensor; antes se debe des acoplar la fijación del sensor al cable de mando.
- a) Marcar en el cable de mando el punto donde estaba fijado el anclaje del sensor.
 - b) Medir la longitud del cable de by pass para tener en cuenta en su posterior montaje.

NOTA: Los cables de mando no instalados deben almacenarse en un bobinado de diámetro no inferior a 48,25 cm (19 pulgadas).

- [7] Si el cable extraído no se va a reemplazar al momento:
- a) Se puede sustituir el cable de mando por una cuerda hasta que se vuelva a instalar el cable de mando.
 - b) La cuerda ayudará para la correcta instalación del cable de sustitución.
- [8] Después de instalar nuevamente el cable de mando se debe comprobar:
- Que se desplace libremente.
 - Que no hayan fricciones con otros elementos.
 - Si es de sustitución al desmontado, que el cable tenga la misma longitud que el cable desmontado.
 - El sensor actúa correctamente y gira con el desplazamiento del cable de mando.

9. Desmontaje/Instalación sensor

A. Desmontaje sensor (Figura 3)

- [1] El procedimiento es el mismo para los 3 sensores disponibles.

NOTA: Asegurarse que los mandos están bloqueados y que el sistema eléctrico no está conectado.

- [2] Primero se debe desacoplar el sensor del sistema mecánico de cables de mando. Desatornillar las dos fijaciones del cable de mando y separar el conjunto sensor del resto del sistema mecánico. Marcar con cinta en el cable de mando el punto donde está fijado el sensor al cable de mando, para su posterior instalación.
- [3] Desenrollar el cable de by pass de la bobina sinfín y retirarlo del conjunto sensor con los anclajes fijados en su posición actual.
- [4] En la parte inferior del roscado de la bobina, por el orificio, aflojar el tornillo de fijación de la bobina al eje del sensor.
- [5] Desenroscar la tuerca de fijación del sensor a su estructura y retirar el sensor.
- [6] También se debe desmontar el conector eléctrico de su estructura, ya que está conectado por 3 cables eléctricos al sensor y es todo un conjunto, sensor más conector, que debe retirarse conjuntamente para no dañar el cableado eléctrico ni los bornes de conexión.

B. Instalación del sensor

- [1] Al instalar el sensor es muy importante que una vez fijado el cable de by pass del sensor al cable de mando, se aflojen los anclajes del cable del sensor y se tense el cable. De esta forma la señal obtenida es más precisa y se evita el riesgo que el cable del sensor pueda salirse de la bobina sinfín.

NOTA: Si se tensa en exceso puede bloquear el giro del sensor o incluso inclinar el eje creando mayor riesgo de fatigo e incluso rozaduras entre el cable de mando y el sensor. Se debe tensar hasta obtener una respuesta inmediata del sensor al movimiento de cable de mando y sin que haya holguras.

MANDOS DE VUELO – AJUSTE / 27-00-03

1. General

- A. Esta sección recoge toda la información de ajuste y configuración para la operatividad del sistema de mandos de vuelo así como las pruebas funcionales previas a su uso en el simulador.
- B. Los cables de mando requieren un ajuste periódico de su tensión nominal de trabajo ya que ésta varía con las condiciones atmosféricas. Se debe realizar un ajuste cada 300 ciclos de uso o cada 4 meses, lo que suceda antes.
- C. El sistema eléctrico de sensores se debe calibrar antes de cada uso en el simulador para que los mandos de cabina y los mandos del simulador estén sincronizados.

2. Equipo y material

- A. Para el correcto ajuste de los sistemas mecánicos y eléctricos se necesitan los materiales listados a continuación.

NOTA: Se pueden utilizar productos sustitutivos equivalentes a los listados a continuación.

PRODUCTO	FABRICANTE
Tensiómetro T5-8000	OPTI Manufacturing
Multímetro digital EX520	EXTECH INSTRUMENTS

3. Ajuste /Test

- A. Ajuste tensión cables de mando

NOTA: Las mediciones de tensión deben hacerse en tramos intermedios lo más alejados posible de poleas y barriletes.

NOTA: Los mandos deben estar bloqueados en cabina antes de realizar cualquier ajuste. Previo al bloqueo, accionarlos repetidas veces para comprobar que se mueven libremente.

NOTA: Antes de empezar, realizar una inspección visual de todo el circuito de cable de mandos para confirmar que los cables realizan el recorrido correcto por poleas y pasamuros.

[1] Antes de tomar la medición de tensión, utilizar el multímetro digital (EX520) en la función medición de temperatura y leer 3

veces la temperatura en un plazo de tiempo de 20 minutos y obtener la temperatura media entre las 3 mediciones.

- [2] Para la temperatura obtenida, buscar en la tabla 4 los valores de tensión equivalentes. En el caso que el valor de temperatura medido esté entre dos valores de la tabla, tomar siempre el valor superior.
- [3] Usar el tensiómetro (T5-8000) para medir la tensión del cable de mando.
- [4] Si la tensión está dentro del límite máximo y mínimo servicable no hace falta aplicar ningún ajuste.
- [5] Si el cable de mando requiere un ajuste de tensión:
 - a) Buscar el barrilete de tensión del circuito cerrado correspondiente al sistema de mandos de vuelo que se está ajustando

NOTA: El sistema de alerones dispone de cuatro barriletes en su circuito cerrado. Dos entre los mandos y la barra de torque y dos desde la barra de torque hasta el sensor. El ajuste debe realizarse usando los barriletes entre la barra de torque y el sensor.

- b) Retirar el frenado del barrilete
- c) Si la tensión del sistema es inferior a la tensión mínima servicable enroskar los extremos del barrilete, el mismo número de vueltas en cada extremo de barrilete, introduciendo más cable en el cuerpo del barrilete.
- d) Si la tensión del sistema es superior a la máxima tensión, desenroscar los extremos del barrilete, el mismo número de vueltas en cada extremo, extrayendo los cabos del cable de mando del cuerpo cilíndrico del barrilete.
- e) Frenar los barriletes.
- f) Accionar los mandos de vuelo para comprobar que los cables se desplazan correctamente sin bloqueos en su recorrido ni un tacto demasiado duro.

B. Calibración sensor

NOTA: La calibración de los sensores deberá realizarse cada vez que se realice cualquier tarea de ajuste o mantenimiento sobre los cables de mando y/o cuando los controles de cabina no se desplacen de forma sincronizada con la simulación.

NOTA: La calibración se debe efectuar por separado en cada sensor. Y con los sistemas, mecánico y electrónico, completos, operativo y conectados entre sí.

[1] De forma predeterminada, el punto neutro de los mandos de vuelo está conectado al punto medio del sensor potenciométrico.

[2] La calibración del sensor puede realizarse de dos formas diferentes:

a) Extremo-Extremo:

- Colocar y bloquear el control de mando en uno de sus extremos. Liberar el eje del sensor, aflojando el tornillo de fijación de la bobina sinfín, y por el orificio superior de la bobina y sujetándola para no variar su posición, girar el eje del sensor hasta su posición extremo. Asegurarse que sea la posición final del mismo extremo que el control de mando.
- Con el multímetro digital (EX520) medir el valor resistivo en Ohms de la salida del sensor. Realizar la medición en el conector macho, tomando como referencia el pin del cable rojo (correspondiente al cursor variable del potenciómetro) y el pin correspondiente al extremo en que se encuentre posicionado el sensor.
- Fijar nuevamente el eje del sensor a la bobina sinfín.
- Para cada sistema obtendremos un valor en Ohms correspondiente a uno de los extremos de su recorrido.
- Se puede ampliar la información para la calibración midiendo del mismo modo los valores resistivos de la posición neutra de mandos y del extremo contrario al fijado inicialmente.
- Introducir los datos obtenidos en el software de calibración de la simulación.

b) Neutro – Punto medio

- Colocar y bloquear el control de mando en su posición neutra. Liberar el eje del sensor, aflojando el tornillo de fijación de la bobina sinfín, y por el orificio superior de la bobina y sujetándola para no variar su posición, girar el eje del sensor hasta su posición de punto medio.
- Con el multímetro digital (EX520) medir el valor resistivo en Ohms en todo su rango y fijarlo en su valor medio. Realizar la medición en el conector asignado al sensor.
- Fijar nuevamente el eje del sensor a la bobina sinfín.
- Se puede ampliar la información para la calibración midiendo del mismo modo los valores resistivos de sus dos extremos.
- Introducir los datos obtenidos en el software de calibración de la simulación.

NOTA: Para cada uno de los tres sensores se obtendrán valores diferentes en cada caso, dado que cada sistema realiza recorridos de diferente longitud.

Recorrido longitudinal de cables de mando

Tabla 3

	Cable de mando	
	Neutro a Extremo	Extremo a Extremo
Alerones	12 cm	24 cm
Timón de Dirección	16 cm	32 cm
Timón de Profundidad	10 cm	20 cm

Tabla Tensión [N]/ Temperatura [°C] cables de mando

Tabla 4

TEMPERATURA [°C]	TENSIÓN MAX. [N]	TENSIÓN MIN. [N]	MIN. TEN. SERVICIABLE [N]
-5,6	66,72	40,03	31,14
-4,4	71,17	44,48	31,14
-2,2	71,17	44,48	31,14
-1,1	71,17	44,48	31,14
0	75,62	48,93	35,59
1,1	75,62	48,93	35,59
2,2	75,62	48,93	35,59
3,3	80,07	53,38	35,59
4,4	80,07	53,38	35,59
6,7	80,07	53,38	40,03
7,8	84,52	57,83	40,03
8,9	84,52	57,83	40,03
10	84,52	57,83	40,03
11,1	88,96	62,28	44,48
12,2	88,96	62,28	44,48
14,4	88,96	62,28	44,48
15,6	93,41	66,72	48,93
16,7	93,41	66,72	48,93
17,8	93,41	66,72	48,93
18,9	97,86	71,17	53,38
20	97,86	71,17	53,38
21,1	97,86	71,17	53,38
22,2	102,31	75,62	53,38
23,3	102,31	75,62	57,83
24,4	102,31	75,62	57,83
25,6	106,76	80,07	57,83
26,7	106,76	80,07	57,83
27,8	106,76	80,07	62,28
30	111,21	84,52	62,28
31,1	111,21	84,52	62,28
32,2	115,65	88,96	66,72
33,3	115,65	88,96	66,72
34,4	120,10	93,41	66,72
35,6	120,10	93,41	71,17
36,7	120,10	93,41	71,17
38,9	124,55	97,86	71,17
40	124,55	97,86	75,62

MANDOS DE VUELO – TROUBLE SHOOTING / 27-00-04

1. General

- A. El trouble shooting del sistema de mandos de vuelo recoge todas las anomalías del sistema, tanto de la parte mecánica (cables de mando y controles de cabina), como de la parte electrónica.

2. Trouble shooting

- A. Si se detecta cualquier anomalía en el sistema de mandos de vuelo, buscarla en la siguiente tabla y ejecutar

Tabla 5

	POSIBLE CAUSA	PROCEDIMIENTO DETECCIÓN	CORRECCIÓN
A	MANDO DE CONTROL BLOQUEADO		
(1)	Por tareas de mantenimiento en curso	Comprobar que no se están realizando tareas de mantenimiento	Si se ha finalizado la tarea de mantenimiento, desbloquear el mando
(2)	Cable de mando bloqueado	Revisar el recorrido de los cables de mando desde cabina hasta bodega de carga y revisar tensión cable de mando 27-00-00-03-3-A	Desbloquear elemento anclado y ajustar tensión cables de mando
(3)	Polea bloqueada	Revisar las poleas del circuito de cables de mando	Desmontar e inspeccionar polea. Engrasar cojinete polea. Reemplazar si es necesario.
(4)	Contacto unión cable de mando con polea	Revisar las poleas del circuito de cables de mando y comprobar que si alguna unión (cobre, barrilete, anclaje sensor) hace tope con la polea	Reajustar circuito de cables de mando, reubicar cables y alejar uniones de poleas
B	MOVIMIENTO ASIMÉTRICO VOLANTE ALERONES PILOTO/COPILOTO		
	NOTA: El sistema de alerones es el único que puede presentar asimetría en sus controles de cabina. Los controles de piloto y copiloto de pedales y columnas están interconectados por una barra asegurando su simetría en el movimiento.		
(1)	Mal ajuste barriletes cables de mando	Revisar los barriletes entre los volantes y la barra de torque	Ajustar la tensión de los barriletes comprobando la simetría en posición neutra de los volantes
C	MOVIMIENTO EXCESIVAMENTE DURO DE LOS MANDOS DE CONTROL		
(1)	Excesiva tensión en los cables de mando	Revisar la tensión del sistema de cables de mando	Incrementar la tensión del sistema sin exceder límites

(2)	Agarrotamiento poleas	Revisar las poleas del circuito de cables de mando	Desmontar y engrasar las poleas afectadas. Reemplazar si es necesario.
(3)	Cable de mando fuera de sitio	Revisar el recorrido de los cables de mando en busca de anomalías en su recorrido	Reubicar el cable de mando a su posición original. Si está dañado reemplazarlo. 27-00-00-02-7/8
(4)	Deslizamiento de cable de mando en poleas	Revisar el movimiento de los cables de mando en las poleas	Reducir la tensión del sistema y revisar movimiento poleas
D	MOVIMIENTO EXCESIVAMENTE SUAVE DE LOS MANDOS DE CONTROL		
(1)	Poca tensión en los cables de mando	Revisar la tensión del sistema de cables de mando	Reducir la tensión del sistema por encima del mínimo servicable
(2)	Circuito de cable de mandos abierto	Revisar todo el recorrido del circuito de cables de mando	Cerrar circuito de cables de mando y ajustar tensión
(3)	Cable de mando fuera de sitio	Revisar el recorrido de los cables de mando en busca de anomalías en su recorrido	Reubicar el cable de mando a su posición original. Si está dañado reemplazarlo. 27-00-00-02-7/8
E	RECORRIDO INCOMPLETO EXTREMO A EXTREMO EN MANDO DE CONTROL		
(1)	Cable de mando bloqueado	Revisar el recorrido de los cables de mando desde cabina hasta bodega de carga y revisar tensión cable de mando 27-00-00-03-3-A	Desbloquear elemento anclado y ajustar tensión cables de mando
(2)	Contacto unión cable de mando con polea	Revisar las poleas del circuito de cables de mando y comprobar que si alguna unión (cobre, barrilete, anclaje sensor) hace tope con la polea	Reajustar circuito de cables de mando, reubicar cables y alejar uniones de poleas
(3)	Tope del recorrido marcado por el sensor	Revisar el giro del sensor al accionar el mando de control	Ajustar el rango del sensor al recorrido del cable de mando 27-00-00-03-3-B
F	RESPUESTA NULA DEL SENSOR CON MANDOS EN MOVIMIENTO		
(1)	Conjunto sensor no anclado a cables de mando	Revisar los anclajes del sensor al cable de mando	Anclar cable sensor a cable de mando
(2)	Deslizamiento cable de mando en el anclaje sensor	Revisar los anclajes del sensor al cable de mando	Apretar el tornillo de anclaje del cable de mando
(3)	Deslizamiento cable sensor en bobina sinfín	Comprobar tensión del cable del sensor	Tensar el cable del sensor enrollado en al bobina sinfín
(4)	Desconexión bobina sin fin/eje sensor	Revisar el tornillo de fijación de la bobina y el eje del sensor	Apretar el tornillo de fijación hasta que la bobina y el sensor giren

			solidariamente
(5)	Rotura eje sensor	Revisar salida señal sensor al girar su eje	Reemplazar sensor 27-00-00-02-9
(6)	Conexiones eléctricas sensor/conector erróneas	Comprobar las conexiones eléctricas entre el sensor y el conector	Desinstalar e instalar las conexiones eléctricas
(7)	Conector macho/hembra desconectado	Comprobar la conexión del conector	Desconectar y volver a conectar el conector
(8)	Alimentación eléctrica nula	Revisar la alimentación del circuito eléctrico	Activar la alimentación al circuito eléctrico