



4^{to} Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



DISEÑO MEJORADO DE PANTALLA MULTI FUNCIÓN PARA LA NUEVA VERSIÓN DEL SISTEMA DE NAVEGACIÓN DE LA AERONAVE PUCARÁ

M. D. Principi^a, A. C. Principi^a, G. M. Rodriguez^b, R. H. Manno^b, J. O. Oviedo^a

^a Centro de Investigación y Desarrollo de Tecnologías Aeronáuticas, Dirección General de Investigación y Desarrollo, FAA, Área Material Río IV, Ruta Provincial 158 s/n (5805) Las Higueras, Córdoba, Argentina. <https://www.faa.mil.ar>

^b Grupo de Sistemas en Tiempo Real, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km 601, (5800) Río IV, Córdoba, Argentina. <http://www.ing.unrc.edu.ar>

Palabras claves: Pantalla, Multifunción, Navegación, Aviónica, PC-104

Resumen

En esta publicación se muestran resultados de ensayos de compatibilidad, ambientales, interferencia electromagnética, como así también en tierra y en vuelo de un sistema de aviónica nacional desarrollado en CITEA del tipo "Man Machine Interface (MMI)", para múltiples aplicaciones de visualización de datos de navegación aérea. El nombre del equipo es MFD "Multi Function Display" y se implementará en la cabina de la versión modernizada del sistema de navegación de la aeronave PUCARA de Fuerza Aérea A.

El MFD es una pantalla táctil inteligente que muestra información proveniente de la central inercial del avión superpuesta sobre un mapa en tiempo real. Además en la publicación se hace referencia a las mejoras sustanciales que se han llevado a cabo para la segunda versión de MFD, que entre otros, posee una nueva pantalla LED que disminuye el peso y consumo eléctrico, como así también la fabricación de una pre serie de 8 unidades.

Al tratarse de un equipo de aviónica está diseñado para soportar condiciones medioambientales hostiles. El sistema es de bajo costo ya que ha sido desarrollado con componentes industriales normalizados, entre los cuales se puede citar la utilización del factor de forma PC-104+ para la implementación de la computadora de navegación.

El diseño en CATIA del gabinete, ha sido confeccionado en la sección Ingeniería del Área Material Río Cuarto en conjunto con FAdeA y fabricado en las instalaciones de mecánica del Área de Material Río Cuarto, el mismo apunta a soportar los ensayos ambientales de vibraciones choque e impacto especificados por la norma.

En lo que respecta al software de navegación que se ejecuta, se ha implementado una aplicación conocida por las brigadas operativas de la FAA, compatible con un sistema de planificación de misiones nacional.

El sistema siguió un plan de ensayos con pruebas funcionales en tierra, con energía externa, con energía de la aeronave, interferencia con otros equipos y ensayos en vuelo a diferentes altitudes, actitudes y aceleraciones para validar la confiabilidad del equipo.

Los resultados obtenidos tanto en los ensayos de compatibilidad, ambientales, como en la campaña de ensayos en vuelo han sido satisfactorios validando la posibilidad de la utilización de equipamiento industrial para el desarrollo de sistemas de aviónica.

1. INTRODUCCIÓN

El presente artículo forma parte de una serie de publicaciones que apuntan al diseño, fabricación e implementación mediante ensayos en banco, tierra y vuelo en una aeronave militar, de un equipo de aviónica nacional con múltiples aplicaciones, fabricado mediante la integración de componentes comerciales (COTS por sus siglas en inglés - Commercial Off The Shelf), que permitirá ganar experiencia para volcarla en futuros diseños que brinden herramientas de asistencia para la navegación en aviones tanto militares como civiles.

Tradicionalmente en la aviación se han usado instrumentos de vuelo electromecánicos con indicaciones de aguja que muestran información de diversos equipos internos, como giróscopos y sistemas de radionavegación; muchos de estos instrumentos tradicionales muestran múltiples datos a la vez. Estos instrumentos tienen como objetivo ayudar al piloto a estar más alerta y consciente durante el vuelo y ejercer un control seguro de la aeronave en caso de no contar con una referencia visual exterior (Vuelo Visual), pudiendo así desarrollar con ellos un Vuelo por Instrumentos.

Desde fines de los '80 y durante los '90 la mayoría de las empresas aeronáuticas han ido reemplazando principalmente la tecnología de visualización de sus cabinas hacia sistemas más modernos.

Las nuevas tendencias se enfocan en Sistemas Electrónicos de Instrumentos de Vuelo (EFIS por sus siglas en inglés Electronic Flight Instrument System). Un EFIS, componente clave de cualquier avión moderno, es un sistema de instrumentos de la cabina de vuelo en el que la tecnología de visualización utilizada es electrónica en lugar de electromecánica. Un EFIS permite simplificar el panel de instrumentos para mostrar sólo lo que es absolutamente necesario ayudando a la tripulación con el tiempo de reacción y respuesta ante eventualidades incrementándose así la seguridad general del vuelo.

Los instrumentos de vuelo tradicionales basados en tecnología electromecánica están cada vez más en desuso debido principalmente a la falta de proveedores (prácticamente ya no son producidos), escasa capacidad de mantenimiento y un alto costo de reposición. Por otro lado los consumos eléctricos, volúmenes y pesos de los mismos exceden a instrumentos similares basados en tecnología electrónica como es el caso de los EFIS.

La versatilidad de un EFIS evita algunas de las limitaciones físicas de los instrumentos tradicionales. Por ejemplo, la misma pantalla que muestra un indicador de desviación de curso, se puede cambiar para visualizar la ruta programada de vuelo para una determinada área de navegación o para mostrar un sistema de gestión de vuelo. El EFIS puede ser configurable a través de distintas aplicaciones de software para ampliar sus capacidades. La flexibilidad ofrecida por las modificaciones de software, minimiza los costos para la incorporación a nuevos aviones o actualizaciones de aviones existentes.

Un EFIS normalmente consta de una pantalla principal de vuelo (PFD, por sus siglas en inglés, Primary Flight Display), y una pantalla secundaria de vuelo (SFD, por sus siglas en inglés, Secondary Flight Display) y pantallas asociadas al sistema de indicación de motor y aviso a la tripulación (EICAS, por sus siglas en inglés, Engine Indicating and Crew Alerting System) estas pantallas están compuestas por displays multifunción (MFD, por sus siglas en inglés, Multi-Function Display) Las pantallas actuales son de cristal líquido (LCD, por sus siglas en inglés, Liquid Crystal Displays) aunque cada vez son más comunes las de tecnología LED.

El MFD diseñado en CITEA (Centro de I+D de Tecnologías Aeronáuticas) permite representar una misión generada en un Sistema de Planificación en Tierra (GMPS por sus siglas en inglés- Ground Mission Planning Systems) mostrando la posición de la aeronave en tiempo real, como así también la altura, la velocidad y el rumbo.

La información se muestra superpuesta sobre los mapas o las cartas de navegación. El sistema dispone de una entrada de datos compuesta por un puerto de comunicaciones en donde a través de un pen drive se puede cargar la misión a volar, luego la tripulación puede manipular y representar la información proveniente de la central inercial del avión de diferentes maneras mediante la interacción con la pantalla táctil.

Al tratarse de un equipo de aviónica está diseñado para soportar condiciones medioambientales hostiles. El sistema es de bajo costo ya que ha sido desarrollado con componentes industriales normalizados, entre los cuales se puede citar la utilización del factor de forma PC-104+ para la implementación de la computadora de navegación [1,2,3].

Es importante rescatar el trabajo en conjunto e interdisciplinario que se ha realizado entre las diferentes partes que componen el Área de Material Rio Cuarto, en lo referente al diseño y fabricación del gabinete contenedor del sistema, por otro lado, la participación de personal de FAdeA desde el principio, tanto para definir la ubicación como las dimensiones y puntos de sujeción para el alojamiento en la cabina de la aeronave como para la ejecución de los ensayos ambientales, en tierra y en vuelo. Finalmente destacar la buena predisposición del equipo de

desarrollo del software de navegación a la hora de confeccionar y poner en funcionamiento la interface que comunica el MFD con la central inercial de la aeronave.

2. ANTECEDENTES SOBRE EL TEMA

Desde hace algunos años, la Fuerza Aérea Argentina, necesitaba representar en un monitor información de navegación en tiempo real proveniente de una central inercial giroscópica laserica.

En contrapartida, el Centro de Investigación y Desarrollo de Tecnologías Aeronáuticas de la FAA trabajaba sobre la base de un diseño de tales características en función a experiencias adquiridas por personal de la marina en Super ÉTENDARD (SE), en donde se había trabajado no solamente en el diseño de software de representación de datos de navegación sino que también se había implementado con éxito un diseño basado en computadoras de uso industrial con factor de forma PC-104.

Si bien los resultados alcanzados por la Marina habían sido satisfactorios, el prototipo del que disponían estaba distribuido y alojado en diferentes lugares de la aeronave SE, esto dejaba el sistema expuesto a ruidos eléctricos y radioeléctricos clásicos en este tipo de aeronaves.

Es por eso que desde el CITEA se planifico el desarrollo de una arquitectura similar pero encapsulada, es decir con todas sus partes componentes alojadas en un mismo gabinete, esto brindaría la posibilidad de incrementar su resistencia ante vibraciones e impacto, menores interferencias y optimizar los resultados de los ensayos ambientales para su posterior certificación ante la autoridad aeronáutica.

Si bien el diseño del prototipo preliminar se encontraba en sus comienzos, ante el requerimiento por parte de Fuerza Aérea de instalarlo en una aeronave militar para que mostrara información del sistema inercial, surgieron varias líneas de trabajo en simultáneo para poder hacer frente al desafío de instalarlo en un avión real [4].

Desde los inicios se trabajó tomando como base los lineamientos preestablecidos por los estándares de la Cooperación Europea para la Estandarización del Espacio (ECSS por sus siglas en ingles- European Cooperation for Space Standardization) de la Agencia Espacial Europea (ESA por sus siglas en ingles - European Space Agency) y la DO-160 de la Comisión Técnica de Radio para la Aeronáutica (RTCA por sus siglas en ingles) para ensayos ambientales de hardware de aviónica.

2.1. Metodología utilizada hasta los ensayos ambientales

El diseño del prototipo contemplo las siguientes fases, de las cuales elaboraremos una descripción.

1. Especificación de requerimientos de línea base y distribución de tareas. Ver Tablas: 1 y 2.
2. Utilización de estándares para diseño, desarrollo y ensayos [5,6,7].
3. Diseño de la arquitectura del sistema embebido.
4. Definición de Interfaces internas y externas.
5. Criterios para la selección de componentes de hardware COTS.
6. Implementación en el sistema de una aplicación software de navegación.
7. Diseño y fabricación del gabinete.
8. Integración y ensayos de verificación de hardware y software del sistema embebido.
9. Resultados de ensayos con norma ambiental RTCA/DO-160D.
10. Validación de requerimientos de la primera etapa.

Especificación de requerimientos de línea base	
Requerimientos Generales	Utilización de estándares: - Para el diseño y desarrollo de sistemas. - Para ensayos ambientales de aviónica.
Requerimientos Sistema	-Diseño y fabricación de un sistema MMI para visualizar información de navegación en aeronaves. - Ensayos en banco. - Autonomía del sistema utilizando GPS propio. - Ejecución de ensayos ambientales DO-160 de la RTCA. - Instrumentar en la nueva cabina de la aeronave. - Integración de hardware y software con el sistema inercial de la aeronave. - Ensayos en tierra y en vuelo en la aeronave.
Requerimientos de interface	- Interface eléctrica para control de Encendido/Apagado en panel lateral.

	<ul style="list-style-type: none"> - Interface de radiocomunicaciones para antena del GPS propio. - Interface de puerto serial externo USB 2.0, para carga y descarga de datos. - Interface con la Unidad Inicializadora de sistema inercial.
Requerimientos de Software	<ul style="list-style-type: none"> - Ejecutar aplicación de software de navegación, "CALNAV". - Disponer de Planificador de misión previa al vuelo en tierra. - Carga de la misión en MFD por [Pen Drive]. - Asistencia a la navegación en forma visual durante el vuelo. - Refresco de información vía sistema inercial EGIR como fuente de datos para navegación, opción GPS autónomo. - Registro de datos de vuelo. - Pos procesamiento de misión en tierra.

Tabla 1: Especificación de requerimientos de línea base.

Para implementar el sistema de navegación del PUCARA se dividieron las tareas según lo expresa la Tabla 2:

Distribución de tareas	
<p>CITeA se encargo del:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Desarrollo de la arquitectura del MFD • Integración del sistema • Instalación de Sistema Operativo y aplicación de navegación • Ensayos de sistema preliminar mediante pruebas en banco • Gestión de ante FAdeA y participación de ensayos Ambientales • Gestión de ensayos en tierra y en vuelo para lograr certificaciones 	
<p>En esta primera etapa FAdeA se encargo de:</p> <ul style="list-style-type: none"> • La inicialización del sistema inercial mediante el diseño electrónico de una UIE "Unidad de inicialización EGIR" [8] • También trabajo en la implementación de la comunicación en lo referente al traspaso de información de este sistema al software CALNAV que corre en el MFD • Realizo la campaña de ensayos ambientales del MFD 	
<p>El diseñador del software Calnav se encargo de:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Trabajar en el protocolo de comunicaciones entre CALNAV y la Unidad de inicialización de EGIR, tarea se especifico y realizo en forma conjunta entre personal de la Armada y FAdeA. [9] • Actualizar las versiones de software para la puesta a punto del sistema • Diseñar un emulador de EGIR para el banco de ensayos del MFD 	

Tabla 2: Distribución de tareas

En lo que respecta a estándares de diseño, desarrollo y ensayos, al ser el MFD un equipo aeroespacial, se utilizo como guía para el desarrollo, previo ajuste (tailoring), lo sugerido por las normas de la ECSS, de la

Agencia Espacial Europea ESA, focalizando particularmente la serie E-10, en donde la letra E hace referencia a “Engineering”. Entre las cuales podemos citar:

ECSS-E-ST-10C. “System engineering general requirements”, que especifica la implementación de los requerimientos para desarrollos de equipos espaciales.

ECSS-E-ST-10-02C. “Verification”, que establece los requerimientos de verificación de sistemas espaciales.

ECSS-E-10-03A “Testing”, estándar que facilita la elaboración de los requerimientos de performance y medioambientales para sistemas espaciales y sus componentes.

En lo referente a la ejecución de ensayos ambientales, se utilizo el estándar de hardware de aviónica DO-160, “Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment”, el cual especifica diferentes procedimientos de ensayo de equipos aeronáuticos.

La arquitectura del sistema embebido está compuesta por una computadora PC-104 plus, con un procesador INTEL Pentium M de 1,1 GHz, un Gbyte de memoria RAM y un sistema operativo Windows XP embebido en un disco de estado sólido de 64Gbytes, en donde se ejecuta un software de navegación denominado CALNAV. La computadora posee suficientes puertos seriales, dos RS-232 y seis puertos USB 2.0. Ver Figura 1.

La visualización de la información se realiza por medio de un monitor LCD touch screen de 6,5”, el cual, al mismo tiempo funciona como interface de comunicación con el piloto, ya que el mismo interactúa con la PC utilizando la pantalla táctil. El feedback del touch se realiza mediante un puerto RS-232.

El sistema consta de un GPS interno que facilita su funcionamiento en forma autónoma, este está instrumentado en una plaqueta para entregar la información por un bus USB a la PC, el protocolo de comunicación se rige según la norma NMEA 0183.

La fuente de alimentación es del tipo PC-104, esta se alimenta con tensiones de entrada que pueden variar en un rango de 10 a 40 Vdc, 28 Vdc en nuestro caso particular y a la salida entrega tensiones de 5 y 12 Vdc.

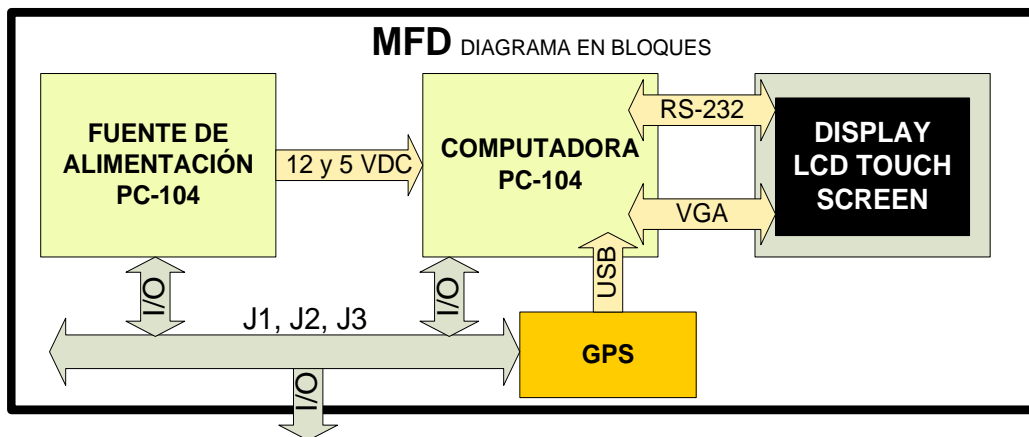


Figura 1: Diagrama en bloques con la arquitectura interna del sistema

Las Interfaces externas han sido implementadas con una serie de conectores que facilitan la comunicación del MFD con su entorno, tal es el caso de los conectores J1, J2 y J3. Ver Figura 2.

En el conector J1 está prevista la tensión de alimentación del sistema, la señal discreta proveniente de la llave térmica on/off ubicada en el tablero de la aeronave, que enciende o apaga el MFD y la comunicación serial con la unidad que inicializa el sistema inercial de la aeronave mediante un puerto de comunicaciones.

Por el conector J2 del tipo RF-TNC hembra p/chasis, ingresa la señal de la antena GPS. El conector J3 es un puerto USB destinado a cargar la misión y descargar información relacionada con el vuelo utilizando el software de navegación.

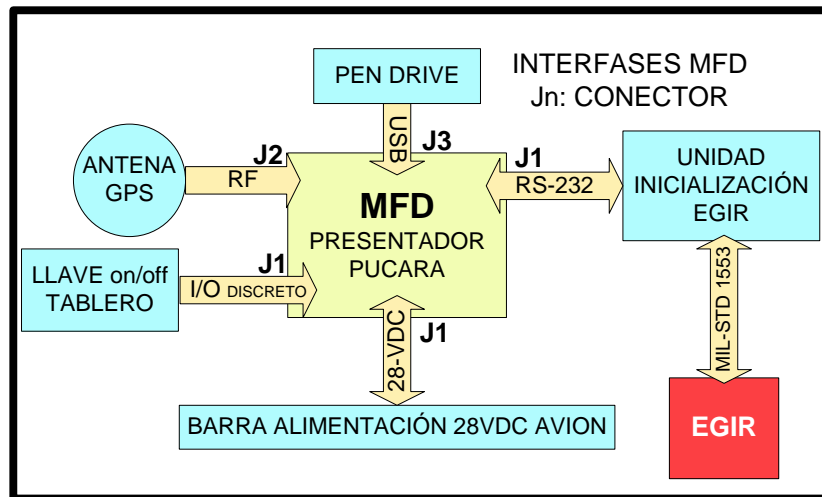


Figura 2: Conectores externos

Los criterios para la selección de componentes de hardware están basados en COTS, estos componentes están disponibles en comercios de electrónica para aplicaciones de uso industrial, esto facilita el mantenimiento debido principalmente a la intercambiabilidad entre los mismos. Es de destacar el apoyo brindado por la “ARMADA ARGENTINA” en lo referente a criterios de selección, ya que la misma cuenta con experiencia en desarrollos similares operando en sus sistemas de armas, tal es el caso del presentador que posee el Super ÉTENDARD entre otros. El equipamiento es robusto para poder tolerar las solicitaciones medioambientales, ya que ha sido pensado para trabajar en ambientes hostiles.

Los componentes soportan vibraciones mecánicas y rangos de temperatura por encima y bajo cero, como así también elevadas concentraciones de humedad ambiente e impactos de más de 6g, esto último asegura su funcionamiento después de un aterrizaje forzoso. En lo referente al consumo eléctrico, este ha sido minimizado manteniendo las funcionalidades previstas, como así también el peso del mismo el cual no supera los tres kilogramos.

El dispositivo ha sido pensado para cumplir con diferentes tipos de tareas, radica allí la importancia del diseño ya que garantizando su funcionamiento en un ambiente aeronáutico, lo demás queda sujeto al uso o desarrollo de aplicaciones de software que ejecuten tareas de asistencia y apoyo a la navegación, tal es el caso del software CALNAV, de propiedad intelectual del Capitán de Navio Arturo Tomás Medici, cuyas funciones principales se detallan en la tabla 3. Esta aplicación de software fue escogida por FAA debido principalmente a que los pilotos se encuentran familiarizados con el sistema de planificación CALNAV.

Principales funciones de la aplicación de software CALNAV	
Planificación de misiones	La aplicación CALNAV corre en una PC de escritorio se trata de una Ground Mission Planning System o Sistema de planificación de misiones que permite cargar en el MFD una misión mediante un archivo con puntos de ruta e información del plan de vuelo usando el puerto J3 del MFD
Modo de presentación por pantalla completa	La aplicación CALNAV tiene múltiples aplicaciones, cuando se ejecuta en el MFD lo hace por defecto en pantalla completa para mejorar la visualización de la misión en el display.
Navegación por GPS\EGIR.	La posición GPS (latitud, longitud y altitud) del móvil propio es representada en todo momento en la misión abierta en la sesión de trabajo del MFD, así como las variables cinemáticas (altura, rumbo, distancia, tiempo, etc) hacia cualquiera de las piernas o punto de la tabla activa de navegación VOR, NDB etc. Seleccionando como fuente de navegación el nuevo sistema inercial de la aeronave hará lo propio utilizando un protocolo de comunicaciones preestablecido entre y el software CALNAV y la UIE.
Indicador de posición propia	El móvil es representado en el marco geográfico de la misión con la forma de

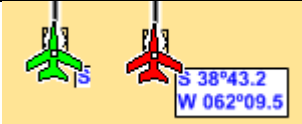
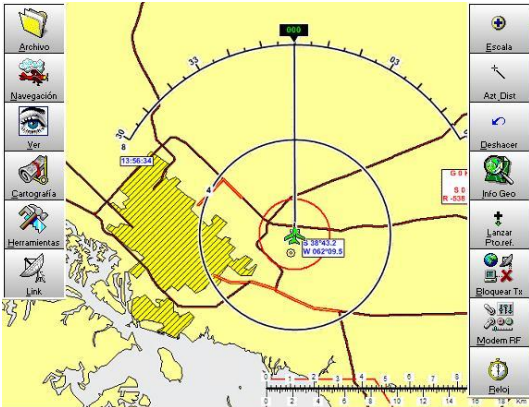
		<p>un avión visto en planta cuyas alas están en flecha. Su color depende del estado de la fuente de navegación. [Rojo, amarillo o verde]. Rojo: sin comunicación. Amarillo: en espera de recepción satelital. Verde: en condiciones de navegar</p>
<p>Sistema de comandos</p>		<p>En la modalidad de presentación el sistema de comandos se compone de dos barras verticales laterales de botones de grandes dimensiones correspondiente al menú jerárquico de comandos del programa y al menú de acceso rápido de funciones críticas. Cada botón de comando está identificado con una leyenda debajo.</p>

Tabla 3: Principales funciones de la aplicación de software CALNAV

El diseño y fabricación del gabinete se realizó en el departamento de Ingeniería del Área Material Río Cuarto utilizando el software CATIA. Para lo cual se relevaron todos los componentes del sistema, luego se modelaron dimensionalmente por software, se representaron en 3D y se confeccionó el modelo del gabinete del MFD, como se puede ver en la siguiente figura 3.

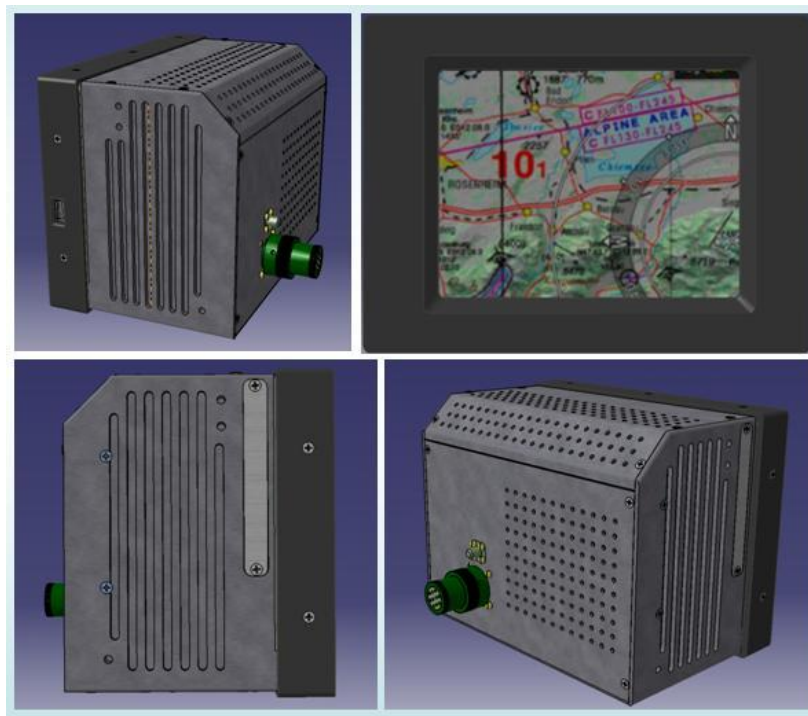


Figura 3: gabinete del MFD modelado por software

Se trabajó en conjunto con FAdA en las especificaciones dimensionales en lo referente al rediseño de la cabina para el nuevo modelo de PUCARA, definiendo la ubicación del MFD y el diseño del soporte del mismo, lográndose una distribución apropiada de los instrumentos y el MFD, como se observa en la siguiente figura 4.

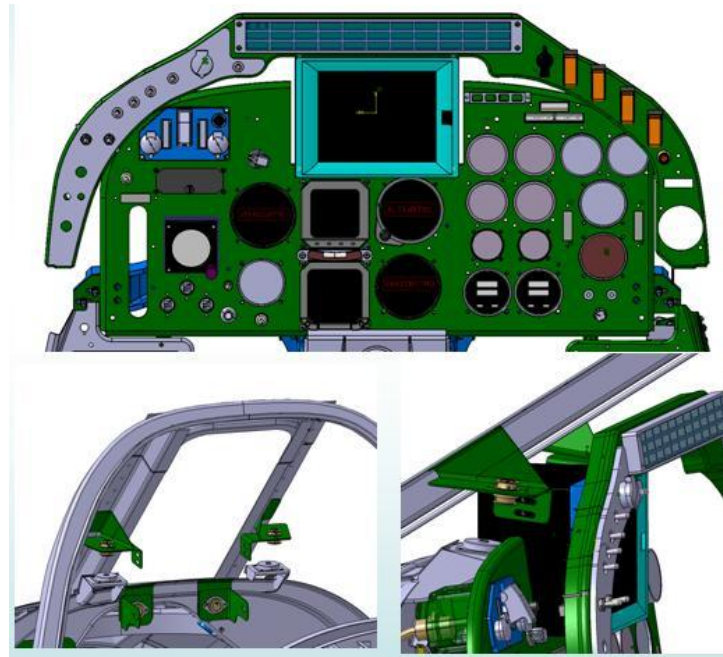


Figura 4: ubicación del MFD en la cabina

Una vez finalizado el diseño del gabinete del MFD, se generaron los planos, se dio de alta con un número de parte para FAA, y este se fabricó en los talleres generales del Área Material de Río Cuarto, utilizando un centro de mecanizado que ejecuta el archivo de fabricación generado por el software CATIA. Quedando así disponible la fabricación en serie del gabinete. El diseño está compuesto por dos bastidores laterales, tres tapas y un marco frontal, todos los elementos mecanizados en duraluminio certificado, como se ve en la siguiente figura 5.

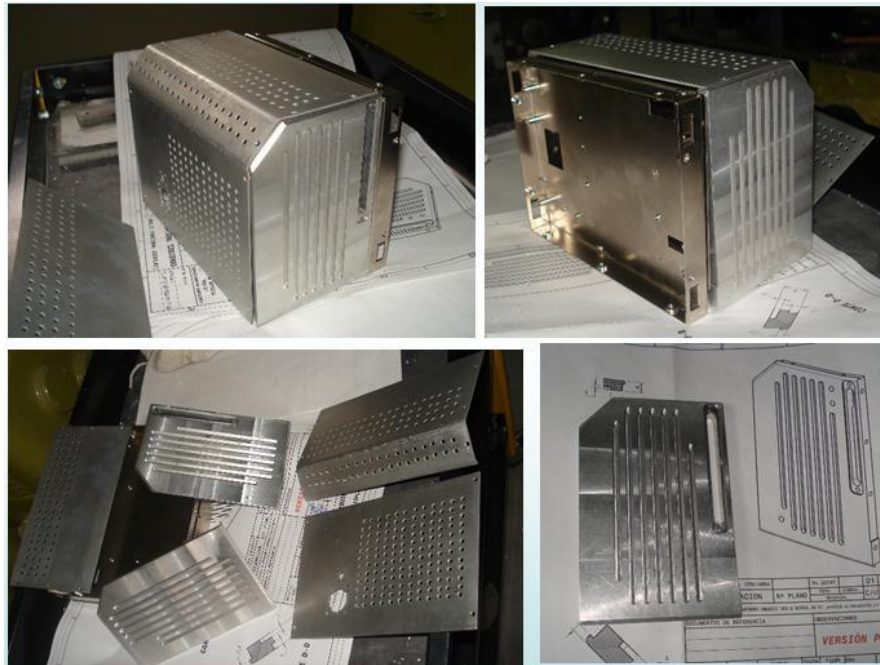


Figura 5: prototipo fabricado del gabinete del MFD

La integración y ensayos de verificación de hardware y software del sistema embebido se llevó a cabo siguiendo una metodología iterativa e incremental, con verificaciones funcionales parciales, hasta llegar a la verificación total del sistema, posteriormente en FAdEa se finalizó el proceso de integración con la unidad de inicialización del sistema inercial EGIR.

En la figura 6 se aprecia la distribución de los componentes desde una vista superior, el GPS se encuentra a la izquierda, mientras que el disco, la fuente y la computadora están a la derecha.



Figura 6: Integración de componentes del MFD

En lo referente a software, se verifico el funcionamiento de CALNAV con el Sistema Operativo y sus interfaces de software asociadas a los puertos seriales, ya sea para la ingesta de datos GPS como para el dispositivo de almacenamiento externo por USB.

En la figura 7 se aprecian diferentes vistas del prototipo terminado, abajo a la derecha podemos ver la distribución de los conectores J1, J2 y J3.



Figura 7: Prototipo MFD terminado

En la siguiente imagen (figura 8) se puede observar el MFD con un pen drive inserto en el conector J3.



Figura 8: Prototipo MFD terminado

En la tabla 4 se muestran los resultados de ensayos ambientales realizados con la norma RTCA/DO-160D [9], como se observa, el MFD cumplió satisfactoriamente con los requerimientos de verificación estipulados en las siguientes ítems.

Resultados de los ensayos ambientales	
Ensayos térmicos	Resistencia y operación a baja temperatura, según RTCA/DO-160D 4.5.1: -20 °C con el equipo no operativo y los -15°C con el equipo operativo.
	Resistencia y operación en alta temperatura, según RTCA/DO-160D 4.5.2: +75 °C con el equipo no operativo y los +55 °C con el equipo operativo.
	Operación en alta temperatura, según RTCA/DO-160D 4.5.3: equipo operativo a +55 °C.
	Variación de temperatura, según RTCA/DO-160D 5.3: variación de temperatura cíclica entre +55 °C y los -15 °C con el equipo operativo.
Ensayo de altitud según RTCA/DO-160D 6.2 4.6.1	Se realizo satisfactoriamente hasta los 6000 m en cámara de vacío, quedando pendiente la instrumentación del MFD en un Pucara para completar el ensayo hasta los 9000 m que es el techo operativo del citado sistema de armas.
Ensayos de vibraciones con RTCA/DO-160D 8.5.1	barrido de frecuencias en los tres ejes (una hora por cada eje) , 1g de 10 a 500 Hz.
Ensayos de Choque, según RTCA/DO-160D 7.1.1	EL MFD, cumplió con la categoría “B”, que consiste en aplicar un pulso diente de sierra, en ambas direcciones de los ejes ortogonales, de 6g de amplitud en 11 milisegundos de duración.

Tabla 4: Resultados de los ensayos ambientales



Figura 9: MFD montado sobre un dispositivo de ensayo

Para la validación de requerimientos en esta primera fase, en lo que a CITEA respecta, los requerimientos de línea base se lograron. Se diseño y fabrico de un sistema para visualizar información de navegación en aeronaves, funcionando en forma autónoma con un GPS interno, o con información del sistema inercial del avión, se logro cargar una misión a volar. Se ejecutaron los ensayos ambientales según DO-160 de la RTCA.

El sistema fue instalado en la cabina de la aeronave y se controló el encendido y el apagado desde el panel lateral derecho de la misma, ver figura 10.



Figura 10: MFD instalado en la cabina

Una vez instalado en el avión, se implementó la comunicación entre el sistema inercial de la aeronave para que esta funcione como fuente primaria de información de navegación. Esta tarea si bien fue supervisada por CITEA, se realizó en forma conjunta entre personal de FAdeA y el autor intelectual del software de navegación CALNAV.

3. PROCESO DE CERTIFICACIÓN

El proceso de certificación busca lograr un "Certificado de aprobación de diseño" para el prototipo de MFD a los fines de poder subirlo a una aeronave en forma segura y de acuerdo a lo que establece la autoridad aeronáutica.

En nuestro país, la Dirección General de Aeronavegabilidad Militar Conjunta (DIGAMC) es la encargada de emitir el certificado de aprobación de diseño, para lo cual se debe presentar una serie de documentos que abalen las buenas prácticas implementadas en el prototipo a certificar.

3.1. Certificado de Aeronavegabilidad Experimental

Para comenzar el trámite, debe solicitarse a DIGAMC un Certificado de Aeronavegabilidad Experimental, dicho certificado permite subir el equipo a experimentar a una aeronave habilitada para vuelos experimentales, en nuestro caso particular fue con el objetivo de validar los requerimientos y estudiar el comportamiento del MFD durante los vuelos de prueba, para ello debemos confeccionar un plan de ensayos con las ordenes de ensayo y las cartas de vuelo correspondientes.

En la DIRAM PARTE 4 CERTIFICACION DEL MATERIAL AERONAUTICO [10], se establecen los lineamientos generales. Si bien DIGAMC se expide con los certificados, la vía jerárquica por el cual debe elevarse el expediente es por intermedio del Organismo Superior de Reglamentación de Aeronavegabilidad (OSRA) de cada Fuerza en cuestión.

Entre los documentos más importantes que contiene el expediente para la solicitud del certificado de aeronavegabilidad experimental se encuentran:

- Copia del requerimiento formal por parte de Fuerza Aérea o el Ministerio de Defensa que da origen a la fabricación del prototipo.
- Solicitud del Certificado de Aeronavegabilidad Experimental con datos de la aeronave, la finalidad de los vuelos, zona de vuelos, cantidad de vuelos necesarios.
- Legajo técnico del equipo.
- Planos de diseño.

- Diagramas de cableado eléctrico.
- Manuales de operación y Mantenimiento.
- Manual de instalación en la aeronave.
- Informe técnico de los ensayos ambientales realizados al equipo

Una vez que se hayan cumplido los pasos necesarios la DIGAMC podrá emitir, si lo considera apropiado, el certificado correspondiente, solicitando correcciones o ampliación de la documentación presentada.

Después de la obtención del certificado de Aeronavegabilidad Experimental se puede comenzar a trabajar con la campaña de ensayos en vuelo previa la realización de los ensayos en tierra.

Con los resultados de los ensayos se puede dar inicio al proceso de obtención del "Certificado de Aprobación de Diseño"

3.2. Certificado de Aprobación de Diseño

La aprobación de diseño de un prototipo como el MFD certifica que se ha verificado que dicho diseño cumple con los estándares de aeronavegabilidad aplicables. Para ello tiene que existir un diseño tipo de un producto aeronáutico, esto involucra como dijimos anteriormente un conjunto de documentos compuesto por planos y especificaciones necesarias para demostrar la configuración geométrica, y las características de diseño del prototipo que demuestren el cumplimiento de los requisitos que le sean aplicables de acuerdo a la Reglamentación vigente. El diseño tipo debe contener los datos que permitan la construcción del producto y que sirvan para demostrar, junto con los ensayos y verificaciones realizados en el proceso de certificación, el cumplimiento con los requisitos aplicables.

El certificado de Aprobación de Diseño aprueba el diseño solamente para su empleo en el ámbito de la defensa nacional.

La solicitud del Certificado de Aprobación de Diseño, se debe realizar por escrito y elevarla a la DIGAMC, por intermedio del OSRA con la siguiente información:

- Datos del solicitante.
- Producto para el cual se solicita el certificado.
- Requerimiento formal del Ministerio de Defensa, o de la Fuerza Aérea en nuestro caso particular.
- Datos descriptivos de las características técnicas preliminares del producto, incluyendo croquis representativos del diseño, materiales, especificaciones, performances y limitaciones de operación propuestas.
- Ubicación de las instalaciones de fabricación del prototipo.

Una vez presentada la solicitud comienza un proceso para la obtención del Certificado de Aprobación de Diseño a cargo de la DIGAMC, la cual forma un equipo encargado de llevar a cabo las tareas necesarias para alcanzar la certificación del producto.

El equipo de certificación está conformado por especialistas de las diferentes áreas técnicas que sean necesarias para el producto a ser certificado y será encabezado por un Ingeniero Aeronáutico, del cual dependerán los miembros del equipo y coordinará la participación de los organismos especializados que se consideren necesarios. En el equipo podrá participar personal de las Fuerzas Armadas que no esté destinado en la DIGAMC.

Posteriormente a la conformación del equipo, éste juntamente con el solicitante propondrá al Director General de Aeronavegabilidad Militar Conjunta las bases de certificación, la lista de cumplimiento y el plan de certificación a ser cumplido. Las bases de Certificación son los estándares de aeronavegabilidad que debe cumplir un producto aeronáutico para que su diseño sea aprobado. Cabe aclarar que las mismas son establecidas al iniciar el proceso por el equipo de certificación con la participación del solicitante.

El procedimiento a seguir para la certificación de productos aeronáuticos será el que especifique la DIGAMC para cada producto en particular.

En nuestro caso ya hemos iniciado el trámite del certificado de aprobación de diseño.

4. ENSAYOS EN TIERRA Y EN VUELO

El objetivo en los ensayos fue el de realizar una comprobación de la integración electromecánica y funcionamiento correcto del software de navegación del primer prototipo de presentador multifunción MFD alojado en la cabina de la aeronave.

4.1. Ensayos en tierra

En tierra, además de la comprobación mecánica y eléctrica, también se ejecutaron los ensayos de interferencias y compatibilidad electromagnética, para el sistema de navegación y actitud que complementa el sistema de aviónica, actuando el MFD como victimario y como víctima de las interferencias generadas por los demás equipos electrónicos instalados en la cabina.

En lo que respecta a interferencia electromagnética, el ensayo más importante es el del sistema de armamento, ya que una interferencia indeseada puede producir un funcionamiento inadecuado del mismo con los peligros asociados que esto conlleva.

Entre los resultados que se alcanzaron estaban los de verificar en la aeronave en tierra y en marcha, energizada y con todos los demás sistemas de radionavegación conectados los siguientes objetivos:

- Poder realizar correctamente el encendido del MFD desde su llave térmica de accionamiento en el panel lateral derecho de la aeronave como así también el apagado por comandos de software.
- Corroborar la correcta posición, de la aeronave proyectada sobre las cartas de referencia en tiempo real, verificándose así la transmisión correcta de los datos provenientes del sistema inercial, como así también cargar una misión generada por el Ground Mission Planning System.
- Validar el funcionamiento del MFD con energía proveniente de las barras del avión y trabajando en conjunto con la totalidad de los equipamientos instalados en la aeronave.

Los objetivos del ensayo en tierra fueron alcanzados satisfactoriamente.

4.2. Ensayos en vuelo

Con el certificado de aeronavegabilidad experimental, se solicitó la realización de un vuelo de ensayos para comprobar el funcionamiento del MFD en la aeronave, con el objetivo principal de verificar su compatibilidad electromecánica, funcionalidades de navegación y comunicación con el Sistema Inercial del nuevo sistema de Navegación y Actitud de la aeronave.

En uno de los tramos de navegación se requirió un ascenso a la máxima altura posible para verificar nuevamente los resultados obtenidos en el ensayo ambiental de altitud, ya que a presiones bajas los componentes electrónicos como los capacitores suelen explotar debido a la gran depresión en cabinas despresurizadas.

Los resultados obtenidos en la aeronave fueron los siguientes:

Previo al vuelo, en tierra y con la aeronave en marcha, energizada y todos los demás sistemas de radionavegación conectados:

- Se logró realizar correctamente el encendido del MFD desde su llave térmica de accionamiento en el panel lateral derecho de la aeronave y cargar desde el pen-drive la misión a ejecutar en vuelo planificada por la GMPS con software CalNav.

Durante el vuelo:

- Se corrobora la posición, de la aeronave proyectada sobre las cartas de referencia en tiempo real, siguiendo los puntos de ruta planificados en el GMPS, verificándose así la transmisión correcta de los datos provenientes del sistema inercial.
- Se verificó el rumbo de la aeronave proyectada sobre las cartas de referencia en tiempo real, verificándose así la transmisión correcta de los datos provenientes del sistema inercial, como así también apago y encendió nuevamente el MFD recargándose la misión generada por el GMPS.
- Durante el vuelo, en una de las piernas planificadas, se ejecuto el ensayo de altitud llegando hasta los 6000 metros con el sistema encendido y se verificó correctamente la información entregada por el radioaltímetro.

Los objetivos del ensayo en vuelo fueron alcanzados satisfactoriamente.

5. MEJORAS SUSTANCIALES AL SISTEMA

El trabajo cotidiano con el Multi Function Display nos permitió ir experimentando con elementos comerciales de la línea industrial denominados COTS, y a medida que fue transcurriendo el tiempo nos encontramos con que las tecnologías evolucionan constantemente, y muchas veces los elementos COTS que constituyen un sistema pueden modernizarse sin que esto signifique un cambio significativo en el funcionamiento del mismo.

A continuación se detallan las mejoras realizadas al sistema:

5.1. Pantalla de visualización

Una de las tecnologías que evoluciono fue la de las pantallas de visualización, cuando diseñamos el prototipo del MFD la tecnología del momento apuntaba al diseño con monitores en 6.5 pulgadas LCD, con un consumo eléctrico, peso y volumen bastante elevado. En la tabla 5 se contrastan las diferencias obtenidas con el nuevo monitor LED.

Tecnología	Monitor LCD de 6.5"	Monitor LED de 6.5"
Potencia de consumo	28Vdc@1.2A - 33.6Watt	3.3Vdc@1.16A - 3.86Watt
Señal Interface	VGA	24 bit LVDS
Resolución Máxima	640 x 480	640 x 480
Brillo (cd/m2)	600	800
Peso	1.5 Kg	0.340 Kg
Volumen	1552.3 cm²	457.5 cm²
Rango térmico de operación	-20/+70°C	-30/+85 °C
Vida de la lámpara h	50000	50000
Relación de contraste	600:1	600:1
Touch screen	Resistivo	Resistivo
Angulo de vista (H/V)	70/60°	160/140°
Tiempo de respuesta	25 ms	15 ms

Tabla 5: Resultados de los ensayos ambientales

5.2. Gabinete contenedor

El gabinete que aloja los componentes del sistema fue rediseñado por completo, esto es debido al nuevo display de menor consumo peso y volumen, si bien desde el punto de vista externo no posee ninguna diferencia con el modelo anterior, internamente se ha ganado espacio para alojar placas COTS con factor de forma PC-104.

En la siguiente Figura 11 se aprecia un despiece del nuevo gabinete.

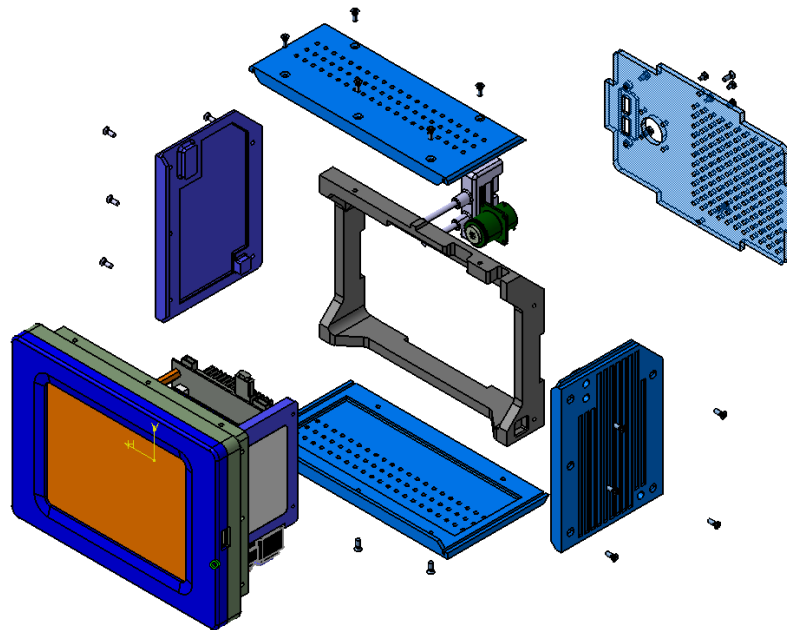


Figura 11: Nuevo gabinete.

En lo referente a las mejoras sustanciales del MFD, las mismas impactan en el menor consumo de energía eléctrica del sistema, una reducción sustancial del peso total, aproximadamente 400 gramos menos y si bien el volumen externo del MFD se mantiene inalterado, interiormente se dispone de más espacio para incrementar la capacidad del sistema.

5.3. Banco de ensayos

Si bien el desempeño de la versión inicial del banco de ensayos del primer prototipo de MFD fue satisfactoria desde el punto de vista operativo, se ha mejorado el mismo para facilitar las tareas de mantenimiento del sistema en su totalidad.

El banco de ensayos ha sido diseñado para ejecutar las pruebas eléctricas, estimulación de puertos de comunicaciones y demás acciones de puesta a punto y mantenimiento del sistema.

El banco de ensayos dispone de las herramientas de software para la actualización de las versiones, y emuladores de datos necesarios para representar parámetros dinámicos de vuelo.

En el banco se deja un registro de los ensayos funcionales realizados al sistema.

Consta de dos subsistemas, uno de ellos asociado a la distribución de energía eléctrica, y el otro subsistema se denomina de control y estimulación, este contiene una computadora y el gabinete o caja de control, ver figura 12 con el diagrama de componentes del banco.

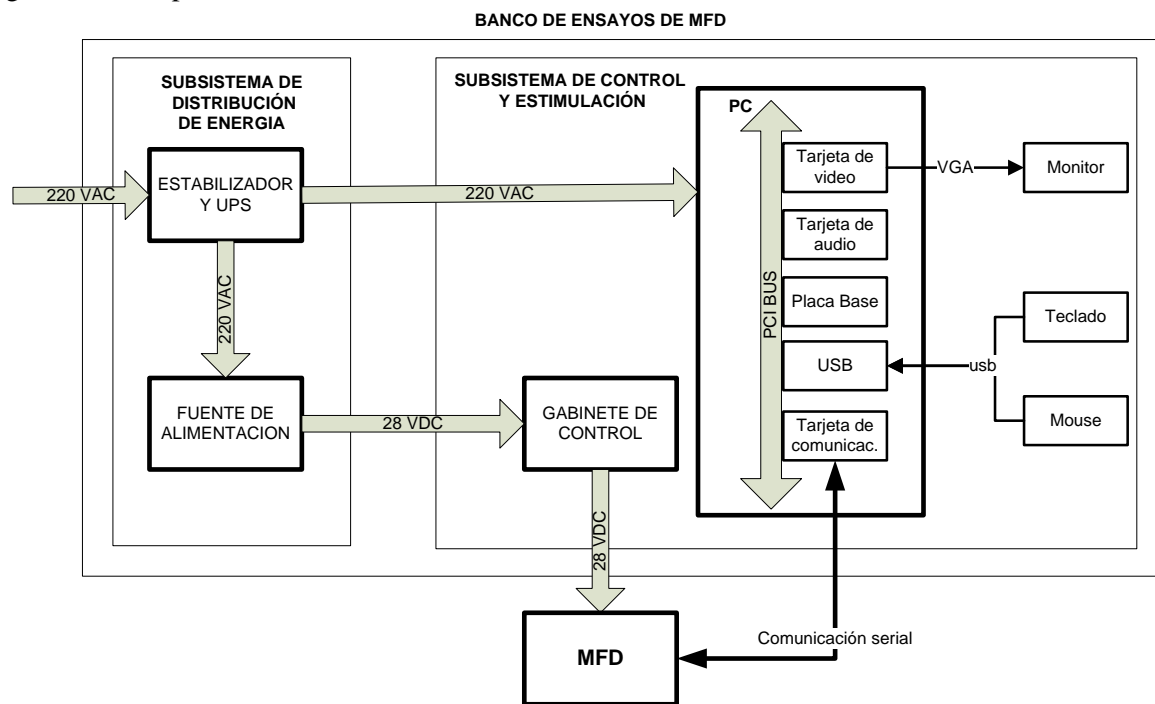


Figura 12: Banco de ensayos.

6. FABRICACIÓN DE UNA PRESERIE

Dados los resultados obtenidos en la campaña de ensayos, se está fabricando en las instalaciones del Área Material Río Cuarto una preserie de 8 MFD.

La tarea consiste en la fabricación de los gabinetes y posterior integración mecánica y eléctrica de los componentes electrónicos que van alojados en los mismos, finalmente la ejecución de los ensayos de funcionamiento para dar de alta cada MFD.

Los gabinetes se están fabricando en duraluminio certificado en un centro de mecanizado de acuerdo un archivo de diseño digital en CATIA, cada gabinete está compuesto por un frente en donde se ajusta el display, una base solida para el soporte estructural de las placas, las cuatro tapas laterales y el fondo, ver figura 13.

El proceso de integración de los componentes electrónicos, tanto desde el punto de vista mecánico como la interconexión eléctrica está detalladamente descrito en el manual de ensamble del sistema, como así también los procedimientos para la verificación de la funcionalidad del mismo.

La instalación y configuración del sistema operativo y las aplicaciones de navegación, como así tambien ejecución de los ensayos de funcionamiento de sistema preliminares se ejecutarán mediante la interacción del banco de ensayos desarrollado, ver figura 12.

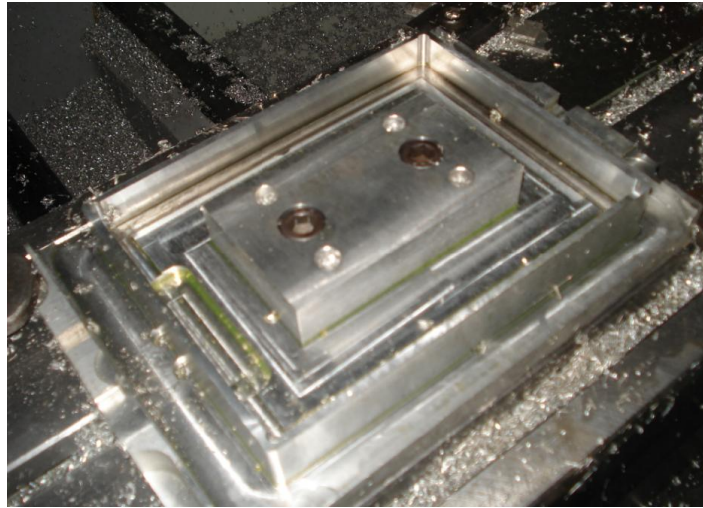


Figura 13: Material modelado por el centro de mecanizado.

7. CONCLUSIONES

Después de años de trabajo tratando de constatar que el diseño de sistemas de aviónica utilizando componentes COTS, que se consiguen comercialmente, algunos de ellos en el país y otros importados, finalmente se logro corroborar su implementación en la práctica.

Estos componentes robustos, comercializados para su utilización en ambientes hostiles por lo general en aplicaciones industriales han demostrado ser confiables a la hora de dar respuesta a necesidades reales a un costo significativamente menor del que se maneja en el mercado de los sistemas de aviónica.

Una característica a resaltar del diseño, es la posibilidad de seguir incrementando las funcionalidades del sistema de una manera ágil, mediante la incorporación de nuevos componentes COTS.

En el caso particular del factor de forma PC-104, está última cualidad lo hace extremadamente práctico, no solo desde el punto de vista de la posibilidad de expandir el sistema, sino que también debido a la intercambiabilidad de los componentes y rápida reconfiguración, en esta última condición, considerando las diferentes funcionalidades posibles.

Un tema importante a rescatar, es que este proyecto en particular trajo aparejado una metodología de trabajo en conjunto, ya que sin la intervención del Área de Material Río Cuarto con sus respectivos talleres y departamentos como el de Ingeniería, personal de la Armada, la Fábrica de Aviones FAdA, la oficina de enlace de la FAA, el Centro de Ensayos en Vuelo, la Dirección General de Investigación y Desarrollo, el Organismo Superior de Reglamentación Aeronáutica y la Dirección General de Aeronavegabilidad Militar Conjunta entre otros, el objetivo no habría podido concretarse.

El trabajo en conjunto permitió definir desde la redistribución de los tableros de la cabina, la ubicación y anclaje del MFD hasta la puesta a punto del software de navegación que se ejecuta en el MFD con la central giroscópica laser instalada en la aeronave incluyendo los permisos necesarios para realizar el vuelo de prueba.

Si bien el requerimiento inicial fue propio de Fuerza Aérea, la coordinación y ejecución de las tareas ha sido merito de todos los actores intervinientes dado el grado de compromiso que han adoptado en el desafío de instalar un producto de aviónica nacional en una aeronave de fabricación también nacional.

Si bien el camino para llevar el prototipo hasta el avión y volarlo ha sido complejo, el proyecto ha seguido un orden natural fruto de la planificación, desde su concepción con la captura de requerimientos, su diseño, fabricación, ensayos preliminares en banco, ambientales, en tierra, en vuelo y la validación final de los requerimientos planteados en el inicio del proyecto.

Todos estos hitos alcanzados en forma cronológica son los que nos permiten validar el diseño y dejan la puerta abierta a propuestas de cambio y mejoras como así también a la fabricación de una preserie.

Para finalizar y debido a los resultados satisfactorios obtenidos en el diseño y ensayos del Multi Function Display, se valida la posibilidad de la utilización de equipamiento industrial a un costo accesible para el desarrollo de sistemas de aviónica del tipo MMI que asistan a la tripulación en forma visual en lo referente a la misión planificada a ejecutar durante el vuelo.

REFERENCIAS

- [1] D. Li, R. Landry and P. Lavoie, "PC104 Based Low-cost Inertial/GPS Integrated Navigation Platform: Design and Experiments" LACIME, Department of Electrical Engineering École de Technologie Supérieure (ÉTS), University of Quebec, Montreal, Quebec, Canada, H3C 1K3. Publication: 2007.
- [2] J. S. Pruitt Collins "A Large Flat Panel Multifunction Display for Military and Space Applications" Avionics and Communications Division Rockwell International Cedar Rapids, IA
- [3] X. He and Y. Chen "Development of a Low-Cost Integrated GPS/IMU System". The Hong Kong Polytechnic University and Jianye Liu. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics.
- [4] M. Principi, A. Principi, A. Cararo, G. Rodriguez, R Manno, "Design of a low cost multifunction visual navigation display for Argentinean military aircraft" SASE2013. Congreso Argentino de Sistemas Embebidos, Libro de Trabajos, Modalidades Foro Tecnológico y Póster, Agosto de 2013, pp. 63–69.
- [5] ECSS-E-ST-10C. "System engineering general requirements".
- [6] ECSS-E-ST-10-02C. "Verification requirements".
- [7] ECSS-E-10-03A. "Environmental requirements for Testing".
- [8] B. Estudiez, S. Moyano, C. Ramón," DISEÑO DE UN CONTROLADOR DE BUS 1553 PARA UNA PLATAFORMA INS-GPS" Congreso Argentino de Tecnología Espacial. 2011.
- [9] RTCA/DO-160D (2000). Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment. <http://www.rtca.org>
- [10] DIRAM PARTE 4 certificación del material aeronáutico. República Argentina, Ministerio de Defensa ESTADO MAYOR CONJUNTO DE LAS FUERZAS ARMADAS. 28 de Diciembre de 2012 Revisión N° 3