

**ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**

**VICERRECTORADO DE INVESTIGACIÓN Y VINCULACIÓN CON LA  
COLECTIVIDAD**

**DEPARTAMENTO DE ELECTRÓNICA**

**MAESTRÍA EN REDES DE INFORMACIÓN Y CONECTIVIDAD**



**MODERNIZACIÓN DE LOS SISTEMAS DE COMUNICACIÓN Y  
NAVEGACIÓN DEL HELICOPTERO MI 171E RUSO**

**AUTOR: ALDO GRIVALDY CAPELO BADILLO**

**SANGOLQUÍ, 2012**

**ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**

**MAESTRÍA EN REDES DE INFORMACIÓN Y CONECTIVIDAD**

**CERTIFICADO**

**ING. DANILO CORRAL DE WITT, MSc**

**CERTIFICA**

Que el trabajo titulado “MODERNIZACIÓN DE LOS SISTEMAS DE COMUNICACIÓN Y NAVEGACIÓN DEL HELICÓPTERO MI-171E RUSO”, realizado por Aldo Grivaldy Capelo Badillo, ha sido guiado y revisado periódicamente y cumple normas estatutarias establecidas por la ESPE, en Reglamento de Estudiantes de la Escuela Politécnica del Ejército.

Sangolquí, 20 de Diciembre del 2012

---

Ing. Danilo Corral De Witt, .MSc

**ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**

**MAESTRÍA EN REDES DE INFORMACIÓN Y CONECTIVIDAD**

**DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD**

**ALDO GRIVALDY CAPELO BADILLO**

**DECLARO QUE:**

El proyecto de grado denominado “MODERNIZACIÓN DE LOS SISTEMAS DE COMUNICACIÓN Y NAVEGACIÓN DEL HELICÓPTERO MI-171E RUSO”, ha sido desarrollado con base a una investigación exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan al pie de las páginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía

Consecuentemente este trabajo es mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención.

Sangolquí, 20 de Diciembre del 2012

---

Aldo Grivaldy Capelo Badillo

# **ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**

## **MAESTRÍA EN REDES DE INFORMACIÓN Y CONECTIVIDAD**

### **AUTORIZACIÓN**

Yo, Aldo Grivaldy Capelo Badillo

Autorizo a la Escuela Politécnica del Ejército, la publicación, en la Biblioteca Virtual de la institución el trabajo de “MODERNIZACIÓN DE LOS SISTEMAS DE COMUNICACIÓN Y NAVEGACIÓN DEL HELICÓPTERO MI-171E RUSO”, cuyo contenido, ideas, y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Sangolquí, 20 de Diciembre del 2012

---

Aldo Grivaldy Capelo Badillo



***DEDICATORIA***

*A mis hijos Aldo y Juan José por su amor incondicional.*

## ***AGRADECIMIENTO***

*DIOS:*

*Gracias por sostenerme, por iluminarme, por guiarme; gracias por brindarme los medios necesarios para continuar con mi formación profesional; gracias porque en los momentos más difíciles me diste fuerza, paciencia, serenidad, perseverancia, valor y constancia; gracias por permitirme avanzar en este camino con la frente en alto y el deseo ferviente de superación. Gracias por darme la vida...!!!*

*Te pido que retribuyas con tus bendiciones a todos quienes de una u otra manera contribuyeron para la consecución de esta nueva meta en mi vida.*

*Mi gratitud eterna para todos ustedes.*

***Aldo G. Capelo B.***

## Índice de Contenidos

Capítulo 1 .....	9
1. INTRODUCCIÓN.....	9
1.1. Reseña .....	9
1.2. Planteamiento del Problema.....	10
1.2.1. Descripción del Problema.....	10
1.2.2. Preguntas de Investigación .....	10
1.3. Justificación e Importancia.....	11
1.4. Justificativo de la Tecnología a ser utilizada.....	11
1.5. Objetivo General.....	12
1.6. Objetivos Específicos.....	12
1.7. Hipótesis y operacionalización de variables .....	12
1.8. Evaluación de resultados y validación .....	13
Capítulo 2 .....	14
2. MARCO TEÓRICO .....	14
2.1. Breve reseña de la AEE.....	14
2.2. Misiones de la AEE.....	16
2.3. Aeronaves de ala fija y rotatoria de la AEE.....	17
2.4. Situación geográfica para el empleo del helicóptero MI 171E .....	21
2.5. Sistemas de una aeronave .....	22
2.5.1. Sistema de lubricación .....	22
2.5.2. Sistema Eléctrico.....	22
2.5.3. Sistema Hidráulico.....	23
2.5.4. Sistema Neumático .....	23
2.5.5. Sistema de transmisión y rotores .....	24
2.5.6. Sistema de combustible .....	24
2.5.7. Sistema de piloto Automático .....	24
2.5.8. Sistema de Navegación.....	25

2.5.9.	Sistema de comunicación.....	25
2.5.10.	Sistema Anti fuego .....	26
2.5.11.	Sistema Anti hielo.....	26
2.5.12.	Sistema de Arranque.....	26
2.5.13.	Sistema de Luces.....	26
2.5.14.	Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS) VOR/ LOC/GS 108.00-117.95 MHZ.....	27
2.6.	Conocimientos básicos de aviación.....	29
2.6.1.	GNS (Global Navigation System) .....	29
2.6.2.	RDR (radar meteorológico) .....	29
2.6.3.	FMS (sistema gestión de vuelo) .....	30
2.6.4.	GPS (sistema de posicionamiento global).....	31
2.6.5.	EGPWS (sistema mejorado de aviso de prox. al suelo) .....	31
2.6.6.	RMI (Indicador Radio Magnético).....	32
2.6.7.	RADIOALTIMETRO.....	33
2.6.8.	ADF (Buscador Automático de Dirección) .....	33
2.6.9.	DME (Equipo Medidor de Distancia) .....	34
2.6.10.	HSI (Indicador de Situación Horizontal).....	35
2.6.11.	VOR ( <i>Very High Frequency Omnidirectional Range</i> , Radiofaro omnidireccional de VHF).....	35
2.6.12.	Fuentes de corriente alterna.....	36
2.6.13.	Baterías níquel cadmio.....	36
2.6.14.	GENERADORES.....	37
2.7.	Definiciones y Abreviaturas .....	37
2.8.	Tipos de inspecciones a cumplirse en los helicópteros MI-171E.....	42
2.8.1.	Inspecciones Diarias: .....	42
2.8.2.	Inspecciones Complementarias: .....	43
2.8.3.	Inspecciones Periódicas:.....	43
2.8.4.	Inspecciones Eventuales, Ocasionales y/o Especiales .....	43
2.8.5.	Inspección Mayor .....	43
Capítulo 3	.....	44

3.	LEVANTAMIENTO DE INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO MI-171E ...	44
3.1.	Estado actual de los helicópteros MI-171E 487/488.....	44
3.2.	Características de la aeronave .....	45
3.3.	Características Técnicas de los equipos QUE DISPONE actualmente el helicóptero MI 171E. ....	48
3.3.1.	Radio ORLAN-85CT.....	49
3.3.2.	ADF APK-15 M.....	49
3.3.3.	GPS Trimble 2000 APPROACH.....	49
3.4.	Características de los equipos QUE SON NECESARIOS para la modernización del helicóptero MI 171E.....	50
3.4.1.	Sistema integrado ILS/GPS IFR/VHF COM. ....	51
3.4.2.	Sistema receptor ADF .....	52
3.4.3.	Sistema de comunicación interna (CABINA).....	52
3.4.4.	Sistema de comunicación (CABINA – CAB. DE CARGA) ...	53
3.4.5.	Sistema localizador de emergencia.....	53
	Capítulo 4 .....	54
4.	IDENTIFICAR LA SOLUCIÓN TECNOLÓGICA ADECUADA PARA MODERNIZAR EL HELICÓPTERO MI-171E .....	54
4.1.	Entorno.- .....	57
4.2.	Fiabilidad.- .....	57
4.3.	Precio.- .....	58
4.4.	Características Técnicas.....	59
4.5.	Protocolo estándar de Aviación ARINC .....	60
4.5.1.	Comportamiento del protocolo ARINC .....	62
4.6.	Descripción y características de los Equipos a implementar.- .....	65
4.6.1.	GDU 620. ....	66
4.6.2.	GRS 77H (AHRS).....	67
4.6.3.	GMU 44 (Magnetómetro).....	68
4.6.4.	GDC 74A (Air Data Computer). ....	69
4.6.5.	TRANSPONDER GTX-330 Modo S.-.....	69

4.6.6.	GWX 68 (Radar meteorológico).	70
4.6.7.	GNS 430AW.	71
4.6.8.	ELT Artex modelo C406-NHM (Localizador de emergencia).	72
4.6.9.	KMA 28 (Sistema de Audio).	73
4.6.10.	ADF KR 87 (Indicador Automático de Dirección).	73
4.6.11.	PM3000 (Interconexión de Audio).	74
Capítulo 5		75
5. DISEÑO Y EJECUCIÓN DE LA SOLUCIÓN TECNOLÓGICA ESTABLECIDA PARA MODERNIZAR LA AERONAVE		75
5.1.	Evolución de la solución a implementarse.	75
5.2.	Estudio Técnico	82
5.3.	Interconexión de equipos.	85
5.4.	Descripción del sistema eléctrico en el helicóptero MI-171E	86
5.4.1.	Sistema Primario	87
5.4.2.	Sistema Secundario	88
5.4.3.	Sistema de Corriente Directa	89
5.4.4.	Sistema de Planta Externa	89
5.5.	Evaluación del calibre	90
5.6.	Análisis de cargas.	97
5.7.	Consumos Totales	98
Capítulo 6		101
6. CRITERIOS DE EVALUACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.		101
6.1.	Criterios de Evaluación	101
6.1.1.	Análisis de Cargas para Condición de Emergencia	102
6.2.	Análisis de resultados	108
6.3.	Síntesis fotográfica	109
6.4.	Diagramas y Pruebas de campo operacionales	112
Capítulo 7		113
7. CONCLUSIONES		113

7.1. Conclusiones, recomendaciones y trabajo a futuro. ....	113
8. BIBLIOGRAFÍA.....	115
9. ARTÍCULO TÉCNICO.....	117

### **Índice de Cuadros**

Cuadro 1 Establecimiento de Variables e indicadores.....	13
Cuadro 2. Aeronaves de Ala Fija y rotativa de la AEE.....	17
Cuadro 3.- Equipos que se dispone actualmente en la AEE. ....	57
Cuadro 4.- Comparativo de precios .....	58
Cuadro 5.- Listado de Equipos a instalar .....	66
Cuadro 6.- Calibre y resistividad de cables (Current capacity and resistance of copper wire) .....	91
Cuadro 7.- Tipo y características del cable a utilizar.....	95
Cuadro 8.- Calculo de la longitud crítica del cable .....	96
Cuadro 9.- Tipos del sistema Eléctrico del Helicóptero MI 171E .....	97
Cuadro 10.- Circuit Breakers del sistema Eléctrico.....	98
Cuadro 11.- Carga total de los equipos que serán removidos .....	99
Cuadro 12.- Carga total de los equipos a instalar .....	99
Cuadro 13.- Variación de Cargas REMOVIDA vs INSTALADA .....	100
Cuadro 14.- Análisis de cargas luego de la modernización de la Aviónica del helicóptero MI 171E.....	103
Cuadro 15.- Porcentaje de carga de acuerdo a la alteración.....	107

## Índice de Figuras

Figura 1 Desplazamiento del helicóptero MI-171E .....	21
Figura 2. Sistema de aterrizaje por instrumentos.....	28
Figura 3 G/S Glide Slope .....	28
Figura 4. Cono de Aproximación para el sistema ILS.....	28
Figura 5 GNS .....	29
Figura 6. Radar Meteorológico.....	30
Figura 7. Sistema gestión de vuelo.....	31
Figura 8. Sistema de Posicionamiento Global .....	31
Figura 9. Indicador radio magnético.....	33
Figura 10. Radio altímetro .....	33
Figura 11. ADF.....	34
Figura 12. Sistema DME .....	35
Figura 13. Indicador de situación horizontal .....	35
Figura 14. Helicóptero MI-171E .....	44
Figura 15 Configuración original de los Paneles de instrumentos .....	48
Figura 16 Conf. ORIGINAL de la aviónica del helicóptero .....	56
Figura 17 Conf. FINAL de la aviónica del helicóptero.....	56
Figura 18 Diseño de paneles de instrumentación .....	56
Figura 19 Estadística operativa de equipos .....	58
Figura 20 Comportamiento eléctrico Protocolo ARINC 429.....	63
Figura 21Fig. 4.5 Estructura de dato en formato digital .....	63
Figura 22 Estructura de dato en formato BCD .....	64
Figura 23Fig. 4.7 Estructura de dato en formato discreto .....	64



Figura 24 Estructura de dato en formato BNR .....	64
Figura 25 Estructura de dato en formato alfabeto ISO.....	65
Figura 26 GDU 620.....	67
Figura 27 GRS 77H .....	68
Figura 28 GMU 44 .....	69
Figura 29 GDC 74H.....	69
Figura 30 GTX-330 .....	70
Figura 31 GTX-330 .....	71
Figura 32 GNS430AW .....	72
Figura 33 Localizador de Emergencia ARTEX .....	72
Figura 34 KMA-28.....	73
Figura 35 ADF KR 87.....	73
Figura 36 PM3000 .....	74
Figura 37 Configuración inicial del Helicóptero.....	75
Figura 38 Primera configuración del Helicóptero .....	76
Figura 39 Configuración de la cabina con equipo G500 .....	76
Figura 40 Angulo de vista recomendado para el equipo.....	77
Figura 41 Angulo de visión lateral recomendado para el equipo .....	78
Figura 42 Cabina bajo recomendación de fabrica.....	78
Figura 43 Panel de instrumentos antes de colocar G500 .....	79
Figura 44 Panel de instrumentos recomendado por GARMIN.....	79
Figura 45 Panel de instrumentos bajo parámetros GARMIN .....	80
Figura 46 Diseño final del panel de instrumentos .....	80
Figura 47 Diseño final a ser implementado con sistemas duales .....	81

Figura 48 Integración de aviónica en el helicóptero MI171E. ....	86
Figura 49 Diagrama de interconexión implementado.....	90
Figura 50 Ref. Calibre y diferencial de temperatura.....	91
Figura 51 Índice de corrección de acuerdo a altura de operación .....	92
Figura 52 Índice de corrección de acuerdo al ARNES.....	93
Figura 53 Helicóptero MI 171E a ser modernizada.....	109
Figura 54 Cabina de instrumentos original (Antes de Modernizar) .....	109
Figura 55 Diseño e ingeniería .....	109
Figura 56 Reunión Técnica para planificación y ejecución .....	110
Figura 57 Desmontaje de instrumentos cabina.....	110
Figura 58 Instalación de cableados (Arneses).....	110
Figura 59 Instalación y diseño de paneles e instrumentación.....	111
Figura 60 Cabina de Instrumentos terminada.....	111
Figura 61 Sistema G500H Operando (M1 7171E Modernizado) .....	111

## **Capítulo 1**

### **1. INTRODUCCIÓN**

#### **1.1. Reseña**

La Fuerza Terrestre a través de la Brigada de Aviación del Ejército No. 15 “PAQUISHA”, tiene la misión de planificar y ejecutar operaciones de combate, apoyo de combate y apoyo de servicio de combate, operaciones de seguridad, movilización de personal, abastecimientos a las unidades, apoyo en caso de desastres naturales, vigilancia y reconocimiento en todo el territorio nacional y actualmente dando prioridad a la Frontera Norte; para lo cual se hace necesario mantener operables sus helicópteros y así cumplir con las tareas encomendadas.

Para el cumplimiento de su misión, la Brigada de Aviación del Ejército No. 15 “PAQUISHA”, dispone de 2 helicópteros de fabricación rusa en condición de nuevos, adquiridos por la Fuerza Terrestre a finales del año 2010, tiempo desde el cual han operado en apoyo a las diferentes misiones de vuelo asignadas.

Los helicópteros MI-171 de matrículas E-487 y E-488 disponen de sistemas de comunicación y navegación básicos para condiciones de vuelo VFR (Visual Flight Rules) y más NO para IFR (Instrumental Flight Rules), lo que ha limitado su utilización y empleo de los mismos en condiciones climatológicas extremas, esta situación constituye un factor de riesgo en las operaciones militares.

## **1.2. Planteamiento del Problema**

### **1.2.1. Descripción del Problema**

Los helicópteros MI-171E de matrículas E-487 y E-488 de fabricación rusa son nuevos de fábrica, y solo cuentan con sistemas de navegación y comunicación básicos (Brújula Magnética y Radio VHF Orlan), lo que ha limitado su empleo en condiciones climatológicas extremas, provocando condiciones mínimas de seguridad que ponen en riesgo las operaciones militares y a su tripulación.

### **1.2.2. Preguntas de Investigación**

¿Se puede modernizar los sistemas de comunicación y navegación del helicóptero MI-171E ruso con tecnología americana?

¿Existe instrumentación adecuada para comunicación y navegación aérea, que sean compatibles con los sistemas actuales de la aeronave?

¿Los protocolos de comunicación del instrumental y de los equipos a implementarse, son compatibles con el sistema que se dispone actualmente?

¿La Modernización de los sistemas de comunicación y navegación, afectan al diseño estructural, eléctrico, y/o electrónico actual de la aeronave?

### **1.3. Justificación e Importancia**

Al realizar la Modernización de los sistemas de comunicación y navegación de los helicópteros MI-171E, se estará en condiciones de realizar vuelos VFR / IFR, bajo las normas de aeronavegabilidad y seguridad vigentes. Esto hace lógicamente que se reduzca el riesgo de las operaciones de vuelo en condiciones extremas, incrementando los estándares de seguridad y la capacidad para contrarrestar las amenazas que atentan a la soberanía nacional.

La ejecución de este proyecto, permitirá mantener en condición segura de aeronavegabilidad dos helicópteros MI-171E de matrículas E-487 y E-488 para un período estimado de diez (10) años de operatividad. Marcando así el inicio de este tipo de actividades de mantenimiento y actualización de aeronaves en la 15 BAE "PAQUISHA" y en el país, con la participación de técnicos e ingenieros exclusivamente ecuatorianos.

### **1.4. Justificativo de la Tecnología a ser utilizada.**

Se empleará instrumentos y equipamiento con estándares ARINC (*Aeronautic Radio Incorporated*), el mismo que permite la comunicación y navegación aeronáutica entre dispositivos de aviación.

Las aeronaves comerciales y militares, actualmente disponen de aviónica basada en el empleo de tecnología americana bajo el estándar ARINC 429, 453, 708, 716, 575, entre otros, este estándar

habilita el transporte de datos y video para establecer las comunicaciones desde y hacia los sistemas de comunicación y navegación de la aeronave.

### **1.5. Objetivo General**

Modernizar los sistemas de comunicación y navegación del helicóptero MI-171E ruso, a fin de incrementar los estándares de seguridad en las operaciones aéreas.

### **1.6. Objetivos Específicos**

- Levantar la información del estado actual de los helicópteros MI-171E.
- Identificar la solución tecnológica adecuada a fin de modernizar los sistemas de comunicación y navegación del helicóptero MI-171E.
- Diseñar la solución específica para el helicóptero.
- Ejecutar la solución diseñada.
- Realizar las pruebas de campo.
- Elaborar las conclusiones y recomendaciones.

### **1.7. Hipótesis y operacionalización de variables**

Es posible realizar modificaciones estructurales, eléctricas, de conectividad y de procedimiento en los sistemas de comunicación y navegación del Helicóptero MI 171E en dotación en la 15 BAE

“PAQUISHA”, a fin de incrementar la seguridad de vuelo en las operaciones aéreas y la posibilidad de realizar vuelo con IFR.

**Cuadro 1** Establecimiento de Variables e indicadores

VARIABLE	TIPO DE VARIABLE	INDICADOR	INSTRUMENTO
Diseño de la aeronave	Independiente	Diagrama estructural.	Manuales de Mantenimiento de la aeronave.
		Diagrama eléctrico.	Observación de instrumentos y equipos.
			Videos.
Seguridad de vuelo	Dependiente	Bitácora de la aeronave	Documentación técnica de la aeronave.
		Reporte de vuelos de comprobación.	STC. (Certificado de tipo suplementario).
		Reporte de Vuelos de Prueba.	Bitácora de vuelo.
Sistema de Navegación	Dependiente	IFR / VRF	Cuestionarios
Sistema de Comunicación	Dependiente	Claridad y nitidez en la comunicación.	Ordenes de Trabajo
		Disponibilidad de comunicación.	Fotografías
		Inteligibilidad.	Entrevistas a Pilotos y Técnicos

### 1.8. Evaluación de resultados y validación

Una vez obtenidos los valores de los parámetros considerados en la validación deben compararse con las condiciones iniciales establecidas previamente. En este caso se dispone de las condiciones iniciales de la aeronave relacionada a todos sus sistemas estructurales, de comunicación y navegación.

Al iniciar y finalizar el proyecto, todas las actividades realizadas deben quedar registradas en cartas de trabajo y formatos de seguimiento, que formaran parte de un informe de validación, el cual debe estar firmado por el Jefe de mantenimiento de las aeronaves y el Jefe del proyecto a ejecutarse.

Cada fase de ejecución del proyecto, es verificada en base al cumplimiento de la planificación presentada al Departamento de

Control y Aseguramiento de la Calidad de la 15 BAE “PAQUISHA” quien al final, emite el certificado de aeronavegabilidad del helicóptero.

## **Capítulo 2**

### **2. MARCO TEÓRICO**

#### **2.1. Breve reseña de la AEE**

El S.A.E<sup>1</sup> en el año de 1978, da un paso gigantesco, se convierte en Aviación del Ejército con orden del Comando N° 044-EBD-978, deja de ser dependencia del Departamento de Logística del Ejército y como Unidad Operativa se transforma en Aviación del Ejército Ecuatoriano, este cambio produce una nueva concepción en el empleo de organización y se amplía también al empleo táctico, en apoyo de las unidades operativas de la Fuerza Terrestre. Con esta oportunidad el Alto Mando Militar asignó a la Aviación del Ejército al personal y los medios tanto aéreos como apoyo en tierra necesario para que las tareas asignadas a la nueva condición puedan cumplirse.

Se incluyen aviones de transporte mediano; aviones para trabajos de fotogrametría; helicópteros de transporte mediano, de asalto y de combate. Estos últimos dotados con armamento adecuado para la lucha antipersonal y antitanque; aumentando el poder de combate de la Fuerza Terrestre; pero también proporcionando un amplio campo de acción en el apoyo que presta el Ejército al desarrollo socioeconómico del país. Es conocido por todos los

---

<sup>1</sup> Servicio Aéreo del Ejército



ecuatorianos la labor, entrega, sacrificio y coraje que tubo la Aviación del Ejército en el conflicto del Alto Cenepa, cientos de horas de vuelo, miles de libras transportadas, cientos de hombres trasladados desde y hacia las mismas zonas de combate. Transporte de alimentos y abastecimientos, evacuación de heridos, reconocimientos e identificación de objetivos, hicieron que la Aviación del Ejército con sus medios, pilotos, mecánicos dejen un pueblo ecuatoriano, una herencia de entrega, valor y amor a su tierra.

Es en la Cordillera del Cóndor donde la Aviación del Ejército ratifica su profesionalismo y confirma una vez más que sus miembros son soldados de avanzadas, centinelas y vigías de nuestra heredad territorial. La acumulación de estudios profesionales de los pilotos, la preparación de mecánicos y las estrategias militares se pusieron a prueba en los últimos combates con la Fuerza Aérea Ecuatoriana y el Ejército Peruano. Dos cruces de guerra que se guardan altivas en el estandarte de la Aviación del Ejército, son testigos fieles en donde sé ratifico la necesidad de utilizar este tipo de medios en las operaciones que para esta arma nueva en ciertos momentos incomprendida porque no se conocía su utilidad dio resultados hasta el año 1995, en los que se consagró el empleo de los helicópteros en la defensa de la patria.

La primera misión de ataque de la Aviación del Ejército inicia luego de ser detectada la presencia enemiga en los nacientes del Cenepa. Esto motivó a probar la capacidad operativa de la aviación,

pues acto seguido dicha información fue comprobado por elementos de reconocimiento aéreo, confirmando su ubicación y efectivos. Datos que sirvieron para iniciar la planificación de las operaciones. La misión la cumpliría posteriormente el pelotón Cobra con helicópteros Gazelle equipados con rockets y el escuadrón Halcón de Fuerzas Especiales Nº 26. Aquella experiencia fue la gran prueba de honor que hizo que la Aviación del Ejército y principalmente el legado de heroísmo y experiencia que dejaron sus antecesores en el Cenepa permitiera volar sobre un Ejército vencedor. Esto es el resultado de una educación técnica y científica que no estaría completa sin el temple de un espíritu que confía totalmente en la libertad de nuestro país.

## **2.2. Misiones de la AEE**

La Brigada de Aviación del Ejército, como uno de los elementos de maniobra del comando de operaciones terrestres, permite multiplicar la capacidad operativa de las unidades terrestres mediante la ejecución de operaciones de combate, apoyo de combate y apoyo de servicio de combate en todo el territorio nacional, contribuyendo directamente a la consecución de los objetivos institucionales, con su trabajo en beneficio de las comunidades de la región fronteriza y oriental, así como el apoyo a las instituciones públicas y privadas del estado, coadyuvando al desarrollo nacional, según lo que establece la constitución política.

### 2.3. Aeronaves de ala fija y rotatoria de la AEE

La Aviación del Ejército cuenta con aeronaves de diferente línea de fabricación, bimotores o mono motores, de ala fija y ala rotativa, y otras características más que se presentan con mayor explicación en el cuadro 2.

**Cuadro 2.** Aeronaves de Ala Fija y rotativa de la AEE

#### **ALA FIJA** **CASA CN-235-100**

FABRICACIÓN	ESPAÑOLA
AÑO DE FABRICACIÓN	1985
MODELO	CASA 235-100M
CLASE	EJECUTIVO Y CARGA
TIPO	TURBO HÉLICE
CABINA	PRESURIZADA
CAP/PAS	40 PASAJEROS
CAP DE CARGA	5000LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	160 NUDOS

#### **CASA CN-235-300**

FABRICACIÓN	ESPAÑOLA
AÑO DE FABRICACIÓN	2004
MODELO	CASA 235-300M
CLASE	EJECUTIVO Y CARGA
TIPO	TURBO HÉLICE
CABINA	PRESURIZADA
CAP/PAS	40 PASAJEROS
CAP DE CARGA	5000LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	160 NUDOS

#### **CASA C-212-400**

FABRICACIÓN	ESPAÑOLA
AÑO DE FABRICACIÓN	2004
MODELO	CASA C-212-400
CLASE	TRANSPORTE Y CARGA
TIPO	TURBO HÉLICE
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	40 PASAJEROS
CAP DE CARGA	5000LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	160 NUDOS

### CESSNA CITATION

FABRICACIÓN	AMERICANA
AÑO DE FABRICACIÓN	1990
MODELO	CESSNA CITATION II550
CLASE	EJECUTIVO Y FOTOGRAFIA AEREA
TIPO	BI-TURBINA
CABINA	PRESURIZADA
CAP/PAS	6 PASAJEROS
CAP DE CARGA	1200LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO MECANICO
VELOCIDAD CRUCERO	262 NUDOS

### ARAVA

FABRICACIÓN	ISRAELÍ
AÑO DE FABRICACIÓN	1973,1992
MODELO	ARAVA
CLASE	TRANSPORTE Y PERSONAL
TIPO	TURBO- HELICE
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	20 PASAJEROS
CAP DE CARGA	4000LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	130 NUDOS

### BEECHCRAFT

FABRICACIÓN	AMERICANA
AÑO DE FABRICACIÓN	2007
CLASE	EJECUTIVO
TIPO	TURBO- HELICE
CABINA	PRESURIZADA
CAP/PAS	8 PASAJEROS
CAP DE CARGA	1.015 LBS FULL FUEL
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	190 NUDOS

### PILATUS PORTER PC-6

FABRICACIÓN	SUIZA
AÑO DE FABRICACIÓN	1975
MODELO	PILATUS PORTER PC-6
CLASE	EJECUTIVO Y CARGA
TIPO	TURBO- HELICE
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	10 PASAJEROS
CAP DE CARGA	1500LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	120 NUDOS

### **MAULE**

FABRICACIÓN	AMERICANA
AÑO DE FABRICACIÓN	2000
MODELO	MT-7235
CLASE	INSTRUCCIÓN
TIPO	MOTOR RECIPROCO PISTON
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	3 PASAJEROS
CAP DE CARGA	800LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO

### **CESSNA TU-206**

FABRICACIÓN	AMERICANA
AÑO DE FABRICACIÓN	1985
MODELO	TU-206G
CLASE	EJECT, TRA PAS, LAN PAR
TIPO	MOTOR RECIPROPO PISTON
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	4 PASAJEROS
CAP DE CARGA	1000LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	120 NUDOS

### **CESSNA T-41**

FABRICACIÓN	AMERICANA
AÑO DE FABRICACIÓN	1974
MODELO	T41D
CLASE	INSTRUCCION
TIPO	MOTOR RECIPROPO PISTON
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	2 PASAJEROS
CAP DE CARGA	680LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	120 NUDOS

### **PT6 CHU JIAO LIU**

FABRICACIÓN	CHINA
AÑO DE FABRICACIÓN	1962
MODELO	PT6
CLASE	INSTRUCCION
TIPO	MOTOR RECIPROPO PISTON
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	2 PASAJEROS
CAP DE CARGA	1200LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	120 NUDOS

### **ALA ROTATORIA**

### **SUPER PUMA**

FABRICACIÓN	FRANCIA
AÑO DE FABRICACIÓN	1985
MODELO	SUPER PUMA AS 332B
CLASE	HELICOPTERO MULTIPROPOSITO
TIPO	BI TURBINA
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	20 PASAJEROS
CAP DE CARGA	INT. 4000, EXT 7500 LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO E ING VUELO
VELOCIDAD CRUCERO	140 NUDOS

### **PUMA SA 330L**

FABRICACIÓN	FRANCIA
AÑO DE FABRICACIÓN	1982
MODELO	PUMA SA 330 L
CLASE	HELICOPTERO MULTIPROPOSITO
TIPO	BI TURBINA
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	20 PASAJEROS
CAP DE CARGA	INT. 4000, EXT 7500 LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO E ING VUELO
VELOCIDAD CRUCERO	120 NUDOS

### **MI - 171**

FABRICACIÓN	RUSA
AÑO DE FABRICACIÓN	1997
MODELO	MI 171
CLASE	HELICOPTERO MULTIPROPOSITO
TIPO	BI TURBINA
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	24 PASAJEROS
CAP DE CARGA	INT. 8000, EXT 8000 LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO E ING VUELO
VELOCIDAD CRUCERO	140 NUDOS

### **ECUREUIL SA 350B**

FABRICACIÓN	FRANCIA
AÑO DE FABRICACIÓN	1985
MODELO	ECUREUIL SA 350B
CLASE	HELICOPTERO MULTIPROPOSITO
TIPO	BI TURBINA
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	4 PASAJEROS
CAP DE CARGA	1200 LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO

VELOCIDAD CRUCERO	120 NUDOS
-------------------	-----------

### LAMA SA 315B

FABRICACIÓN	FRANCIA
AÑO DE FABRICACIÓN	1978
MODELO	LAMA SA 315B
CLASE	HELICOPTERO MULTIPROPOSITO
TIPO	MONO TURBINA
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	4 PASAJEROS
CAP DE CARGA	INT 1000 EXT 2200 LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	90 NUDOS

### GAZELLE SA 342L

FABRICACIÓN	FRANCIA
AÑO DE FABRICACIÓN	1985
MODELO	GAZELLE 342 L
CLASE	HELICOPTERO MULTIPROPOSITO
TIPO	MONO TURBINA
CABINA	NO PRESURIZADA
CAP/PAS	3 PASAJEROS
CAP DE CARGA	INT 800 EXT 1200 LBS
TRIPULACIÓN BASICA	PILOTO, COPILOTO
VELOCIDAD CRUCERO	120 NUDOS

## 2.4. Situación geográfica para el empleo del helicóptero MI 171E

En la figura 1, se puede apreciar la magnitud del empleo de esta aeronave a lo largo de todo el territorio ecuatoriano, sin importar que éstas sean en condiciones de costa sierra u oriente.



**Figura 1** Desplazamiento del helicóptero MI-171E

## **2.5. Sistemas de una aeronave**

A continuación se describen los principales sistemas que conforman una aeronave de ala rotatoria:

### **2.5.1. Sistema de lubricación**

La función de un sistema de lubricación es proporcionar un fluido lubricante, aceite, al motor y cajas de transmisión a determinada presión y en suficiente cantidad, para conseguir:

- Reducir el rozamiento entre las piezas metálicas del motor.
- Rellenar imperfecciones internas de forma que siempre exista contacto entre superficies lubricadas (reducir igualmente el rozamiento)
- Disminuir el calor generado en las zonas más calientes del motor, absorbiendo parte del calor.
- Proteger de óxido y corrosión al motor, por medio de aditivos
- En los motores de aviación, de combustión interna de cuatro tiempos, el método de lubricación que se emplea es la adición de aceite lubricante al motor.

### **2.5.2. Sistema Eléctrico**

El sistema eléctrico de una aeronave tiene por objeto proporcionar la energía necesaria para que puedan ser utilizados los sistemas y accesorios de la aeronave, tales como equipos de radio, navegación, etc.



Para proporcionar la energía necesaria al sistema eléctrico se utilizan dos elementos fundamentales: el alternador y la batería.

- Suministro energía eléctrica: Alternador (Corriente Alterna)
- Batería (Corriente Continua), emplea rectificadores.

### **2.5.3. Sistema Hidráulico**

El sistema hidráulico designa al mecanismo o los dispositivos actuados por líquido hidráulico a presión. Es decir que se define como sistema hidráulico a aquel sistema mecánico que es actuado por fluido hidráulico a presión y que sirve para disminuir los esfuerzos mecánicos de pilotaje.

### **2.5.4. Sistema Neumático**

El término neumática designa al mecanismo o los dispositivos actuados por aire a presión. Es decir que se define como sistema neumático a aquel sistema mecánico que es actuado por aire a presión u otros gases. Así en aeronáutica, con el objeto de disminuir peso, se ha reconocido al aire a presión como una fuente confiable de potencia para el funcionamiento de varios sistemas y unidades de las aeronaves. Así del mismo modo los sistemas neumáticos poseen ciertas cualidades y ventajas sobre otros sistemas, aunque también tiene sus limitaciones.

### **2.5.5. Sistema de transmisión y rotores**

Consiste en la parte fundamental de una aeronave porque mediante este sistema se realiza la transmisión de movimiento desde los motores a la transmisión principal y de esta hacia la transmisión intermedia y de cola y a su vez a los rotores principal y de cola.

### **2.5.6. Sistema de combustible**

Este sistema tiene el propósito de almacenar el combustible y entregar una cantidad precisa, limpia y a la presión correcta, para satisfacer las exigencias del motor. Un sistema en buenas condiciones y bien proyectado, asegura un flujo abundante y efectivo de combustible en todas las fases del vuelo, que incluyen un cambio de velocidad, maniobras violentas y repentinas, las aceleraciones y desaceleraciones; además, el sistema debe estar razonablemente libre de la tendencia de obstrucción de vapor que pueda resultar por cambios de las condiciones climáticas en tierra o durante el vuelo.

Los indicadores de combustibles, tales como el instrumento de presión, de flujo e indicadores de cantidad, dan señales continuas del funcionamiento del sistema.

### **2.5.7. Sistema de piloto Automático**

Este sistema tiene la capacidad de controlar toda la aeronave y son las que replazan las intervenciones

humanas en ciertas fases de vuelo. En el mundo aeronáutico, los pilotos automáticos se conocen más bien como sistema de control automático de vuelo.

Este sistema es parte de los componentes principales del avión, como parte de los sistemas electrónicos, equipamiento y dispositivos usados para controlar el helicóptero. Actualmente se realizan maniobras de alta precisión como aterrizajes en condiciones de cero visibilidad.

#### **2.5.8. Sistema de Navegación**

El sistema de navegación aérea es el conjunto de instrumentos, técnicas y procedimientos que permiten conducir eficientemente una aeronave a su lugar de destino, asegurando la integridad de los tripulantes, pasajeros y de los que están en tierra. La navegación aérea se basa en la observación del cielo, del terreno, y de los datos aportados por los instrumentos de vuelo.

#### **2.5.9. Sistema de comunicación**

Este sistema permite a la aeronave comunicarse principalmente con las torres de control así también entre aeronaves, para lo cual emplean radios sencillas VHF, HF o también equipos completos como son los GNS.

Como parte del sistema de comunicación también existen dispositivos que permiten comunicarse internamente ya sea piloto copiloto como también piloto tripulación entre

los cuales se puede citar el SPU- 52 como equipo ruso y el KAMA 28 como material americano entre otros.

#### **2.5.10. Sistema Anti fuego**

Este sistema permite el monitoreo y control de los compartimiento principales como son los motores y caja de transmisión principal, mediante transmisores de calor los mismos que emiten una señal eléctrica a la caja de control y esta a su vez activa a los acumuladores de gas FREON, esta acción se la puede realizar de manera manual y automática.

#### **2.5.11. Sistema Anti hielo**

El sistema deshielo (anti-ice) tiene por función desprender el hielo formado en las superficies por medio de resistencia eléctricas.

#### **2.5.12. Sistema de Arranque**

El sistema de arranque provee del movimiento inicial a los motores principales, se puede indicar que es un motor pequeño que cumple la función de un motor normal con alimentación de 27 Vdc tomados directamente de las baterías si este sistema no tiene un buen funcionamiento la aeronave no arrancará.

#### **2.5.13. Sistema de Luces**

Este sistema de luces es un medio de visualización de todos los sistemas, los mismos que se activarán si uno de ellos esta averiado, se encuentra ubicado en los paneles

frontales de la cabina de los pilotos además estos sistemas permiten realizar comprobaciones de las luces de iluminación que se utilizan en un vuelo nocturno.

#### **2.5.14. Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS) VOR/LOC/GS 108.00-117.95 MHZ**

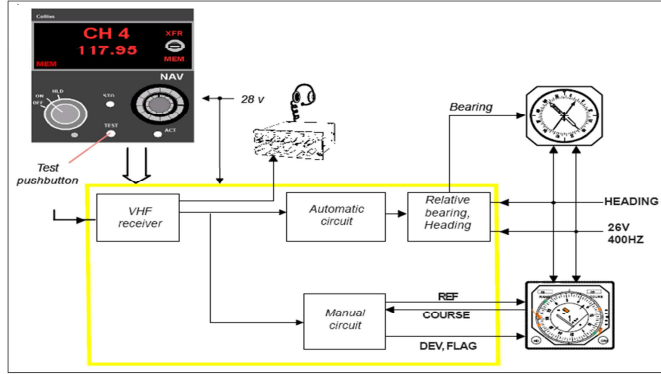
El sistema de navegación VOR/ILS *Very High frequency omni range* es utilizado para la navegación, aproximación y aterrizaje es una ayuda estándar internacional de navegación de corto alcance, 200 millas entrega informaciones en los HSI y RMI. No indica la marcación de la aeronave en relación a una estación o radiofaro VOR.

Proporciona una indicación LOC que materializa el desvío lateral sobre un eje de alineamiento *Localizer* Haz Localizador, así como también una indicación *Glide Slope* Senda de planeo que materializa el desvío vertical sobre un eje de descenso. 329,15-335,00 MHz, y finalmente una indicación *Marker Beacon* (radiobalizas marcadoras) en los indicadores.

A los 75 MHz se obtiene las siguientes marcas:

- Marca externa 400Hz aproximadamente 4,6 millas luz azul
- Marca central 1.300 Hz aproximadamente 0,6 millas luz ámbar

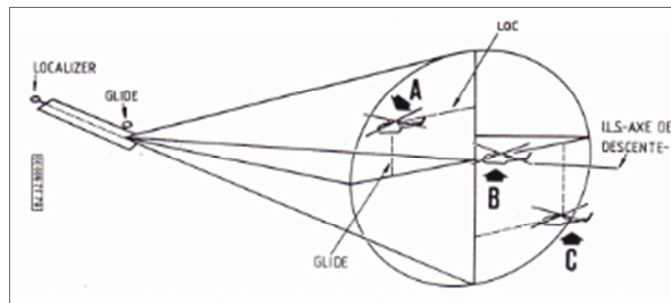
- Marca interna 3.000Hz aproximadamente 0,1 millas luz blanca.



**Figura 2.** Sistema de aterrizaje por instrumentos



**Figura 3** G/S Glide Slope



**Figura 4.** Cono de Aproximación para el sistema ILS

## 2.6. Conocimientos básicos de aviación.

### 2.6.1. GNS (Global Navigation System)

Es un sistema integral de navegación moderna en la cual se puede visualizar la ruta en la que se está navegando, posee radio VHF para comunicarse, receptor de VOR/LOC, necesarios para el vuelo instrumental IFR, y aterrizaje por instrumentos ILS.



Figura 5 GNS

### 2.6.2. RDR (radar meteorológico)

El Radar Meteorológico proporciona una presentación de las condiciones meteorológicas y accidentes geográficos que hay por delante de la aeronave en una distancia de hasta 300 NM<sup>2</sup>.

La única circunstancia meteorológica que se puede presentar de forma precisa es la lluvia. El granizo se puede detectar mediante radar, pero las turbulencias por sí mismas no dan eco al radar. Sin embargo el Radar Meteorológico informa al piloto de lo que se puede esperar con mayor

---

<sup>2</sup> Millas Náuticas

probabilidad. La relación entre los colores de presentación en pantalla con las categorías de tormentas son:

- Verde: turbulencia de ligera a moderada con posibilidad de relámpagos.
- Amarillo: turbulencia de ligera a moderada con posibilidad de relámpagos.
- Rojo: turbulencia severa, relámpagos
- Magenta: turbulencia severa, relámpagos, fuerte granizo, ráfagas grandes de viento y turbulencia

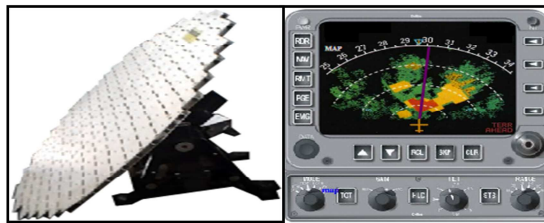


Figura 6. Radar Meteorológico

### 2.6.3. FMS (sistema gestión de vuelo)

Provee la capacidad completa de planeamiento de vuelo incluyendo el peso y cantidad de combustible y tiempo. Una vez programado puede proveer controles de salidas para el piloto automático, para volar una ruta planeada; también puede indicar el plan de vuelo e información del estatus. Proporciona al EGPWS los datos del GPS y la desviación respecto de la senda de planeo y del localizador.





**Figura 7.** Sistema gestión de vuelo

#### **2.6.4. GPS (sistema de posicionamiento global)**

Es un sistema global de navegación por satélite que permite determinar en todo el mundo la posición de un objeto, una persona o un vehículo, el GPS funciona mediante una red de 24 satélites en órbita, están sincronizados con el fin de cubrir a toda la superficie terrestre.

El GPS para determinar una posición trabaja en triangulación y debe detectar por lo menos tres satélites. A sí mismo, muestra la visualización del terreno que está sobrevolando el avión.

La información sobre la posición geográfica del avión es enviada por el GPS hacia el EGPWS.



**Figura 8.** Sistema de Posicionamiento Global

#### **2.6.5. EGPWS (sistema mejorado de aviso de proximidad al suelo)**

El Sistema Mejorado de Aviso de Proximidad al Suelo, es un sistema que proporciona funciones básicas de un

GPWS, además de funciones avanzadas sobre alerta de terreno y características de presentación. Consiste en proporcionar al piloto mensajes de alerta acústicos y avisos visuales en el caso de que el avión atravesase los límites de algún perfil de alerta.

El sistema de alerta de proximidad del terreno, mediante un computador compara las señales de entrada con las de referencia y da alerta de estar demasiado cerca del suelo o en una envolvente peligrosa para el vuelo. Así mismo posee una base de datos del terreno que trabaja con el sistema GPS, el cual permite conocer la altura del terreno circundante y al mismo tiempo el sistema radar es el encargado de realizar el barrido horizontal para localizar obstáculos en la trayectoria de vuelo, el funcionamiento de éste sistema es el mismo principio del sistema Radio altímetro. Conjuntamente detectan situaciones de peligro y alertan a la tripulación en caso de pronosticar una amenaza potencial.

#### **2.6.6. RMI (Indicador Radio Magnético)**

El Indicador Radio Magnético proporciona una indicación del rumbo magnético y las marcaciones VOR y ADF.



**Figura 9.** Indicador radio magnético

### **2.6.7. RADIOALTIMETRO**

El Radio Altimetro proporciona la altitud es decir la distancia del avión precisa e instantánea sobre el nivel de la superficie de la tierra durante operaciones de aproximación y aterrizaje de la aeronave.

El sistema de Radio altímetro tiene un único transceptor, una antena transmisora y una antena receptora. La antena transmisora manda la señal al terreno, y el terreno refleja la señal de vuelta a la receptora.



**Figura 10.** Radio altímetro

El Radio altímetro no es operativo por encima de 2500 ft. de altura sobre el terreno.

### **2.6.8. ADF (Buscador Automático de Dirección)**

El sistema de ADF (a bordo de la aeronave) se basa en ondas de radio emitidas desde una estación transmisora denominada NDB (estación en tierra).

El sistema ADF a bordo de una aeronave consta de las siguientes partes:

- Receptor de ADF
- Indicador (ADF).
- Antena loop, y
- Antena de sensibilidad, o
- Antena loop/sense

Mientras que en tierra ,se tiene la estación NDB tal como se muestra en la figura No 11.



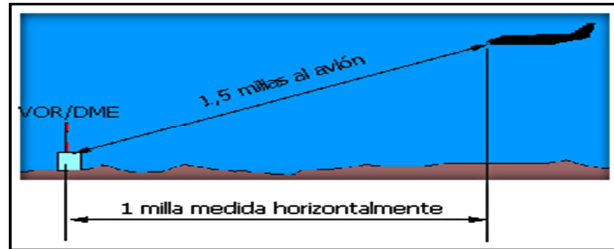
Figura 11. ADF

### 2.6.9. DME (Equipo Medidor de Distancia)

Este sistema provee la distancia existente desde la aeronave hasta la estación terrena (Estación VOR-DME) y muestra esta distancia en NM (Millas Náuticas). El sistema también indica la velocidad absoluta en nudos y el tiempo a la estación en minutos. Tiene un alcance de 200 NM.

La estación a bordo de la aeronave envía señales interrogantes, la estación en tierra recibe estas señales y devuelve una señal de respuesta. La señal es recibida por los

componentes a bordo de la aeronave la cual es procesada, entregando al final los datos de distancia.



**Figura 12.** Sistema DME

### 2.6.10. HSI (Indicador de Situación Horizontal)

Suministra al calculador del P.A (Piloto automático) la información de rumbo seleccionado así como la señal de desviación de ruta reúne datos de VOR, LOC. GS.



**Figura 13.** Indicador de situación horizontal

### 2.6.11. VOR (Very High Frecuency Omnidirectional Range, Radiofaro omnidireccional de VHF)

Su alcance es de "Línea de vista", hasta de 200 km, en función de la altura, ayuda a la navegación de medio alcance, para su uso "en ruta".

Con radiofaros VOR, el avión puede siempre volar de un lugar a otro sin salir del área de cubrimiento de los VOR. Las condiciones son especificadas por la OACI, con una precisión (VOR) de 2°, así mismo las estaciones distanciadas a 200 km, con potencias de 200 vatios para el VOR “en ruta”, 50 vatios para el VORT, o VOR Terminal o de aproximación. El VOR se basa en el principio de la modulación espacial.

#### **2.6.12. Fuentes de corriente alterna**

##### **Alterna monofásica**

Son sistemas que intervienen en una de las fases y la línea de neutro, tiene una medida aproximada de 127 VAC, pero también se puede tener sistema monofásicos tomados entre dos fases, en este caso se los conoce como sistemas monofásicos de 220 VAC.

##### **Alterna trifásica**

Son sistemas en las que intervienen las tres líneas vivas del sistema, estos son los más utilizados en sistemas industriales.

#### **2.6.13. Baterías níquel cadmio**

La batería permite alimentar una red de corriente continua cuando los transformadores o la toma de corriente exterior no están acoplados a las redes continuas. Entrega 28 Vcc y 43 A/h.

#### 2.6.14. GENERADORES

El generador de corriente alterna es un dispositivo que convierte la energía mecánica en energía eléctrica. El generador más simple consta de una espira rectangular que gira en un campo magnético uniforme.

#### 2.7. Definiciones y Abreviaturas

- **WPT: *Waypoints*.**- Aeropuertos, VOR, NDB intersecciones, usuarios.
- **VFR: Reglas de vuelo visual.**- Símbolo usado para designar las reglas del vuelo visual.
- **IFR: Reglas de vuelo por instrumentos.**- Símbolo usado para designar la regla de vuelo por instrumento.
- **Autonomía de vuelo.**- Capacidad de vuelo en tiempo o distancia que puede alcanzar una aeronave sin necesidad de reabastecerse de combustible.
- **Techo.**- Altura máxima que puede alcanzar una aeronave.
- **AC:** Circular de aviso.
- **AC 23.1311-1B.**- Esta circular de asesoramiento (CA) establece un medio aceptable de verificar el cumplimiento del Título 14 del Código de Regulaciones Federales (14 CFR) parte 23 para la instalación de pantallas electrónicas en la parte 23 aviones.
- **ADC: *Air Data Computer*** – Computador de Datos Aéreos. Equipo de abordo que toma señales de presión estática y dinámica así

como información de la temperatura del aire para calcular la velocidad, la altura, velocidad vertical y densidad del aire entre otros de los parámetros aerodinámicos que rigen el vuelo de una aeronave.

- **ADI: *Attitude Director Indicator***– Su función básica es la indicación de roll y pitch del avión con relación al horizonte natural.
- **ADF *.Automatic Direction Finder.***- Buscador automático de señales direccionales de radio.-
- **AERONAVEGABILIDAD.**- Aptitud técnica y legal que deberá tener una aeronave para volar en condiciones de operación segura, de tal manera que: cumpla con su Certificado Tipo. Exista la seguridad o integridad física, incluyendo sus partes, componentes y subsistemas, su capacidad de ejecución y sus características de empleo. La aeronave lleve una operación efectiva en cuanto al uso (corrosión, rotura, pérdida de fluidos, etc.).
- **AGL.- *Above Ground Level.***
- **AML.**- Guía de aprobación para lista y modelo (para aeronaves).
- **AHRS: *Attitude/ Heading Reference System*** – Sistema que mide la posición del avión con respecto a sus tres ejes de operación.
- **ALTERACIÓN MAYOR.**- Alteración o modificación registrada en las especificaciones de la aeronave, motor de la aeronave o sistema de propulsión que puede afectar apreciablemente la aeronavegabilidad por cambios en su peso, balance, resistencia



estructural, rendimiento, operación del sistema propulsor, características de vuelo u otras cualidades y que se debe hacer de acuerdo a prácticas aeronáuticas aceptadas.

- **AM: Amplitud modulada (AM).**- Llamada también modulación de amplitud es un tipo de modulación lineal que consiste en hacer variar la amplitud de la onda portadora de forma que esta cambie de acuerdo con las variaciones de nivel de la señal moduladora, que es la información que se va a transmitir.
- **ARINC.**- Protocolo predominante en aviónica que define las interfaces físicas y eléctricas para una comunicación unidireccional, además de un protocolo de datos para dar soporte a una red local aviónica en un avión.
- **ASTM.**- Sociedad Americana de Pruebas y Materiales.
- **CABINA.**- Parte de la aeronave destinada a acomodar a la tripulación de vuelo, donde esta ejerce sus funciones.
- **DATO TÉCNICO.**- Documento que es realizado para sustentar una alteración o reparación mayor de una aeronave.
- **BOLETÍN DE SERVICIO.**- Documento originado por el fabricante de productos aeronáuticos, mediante el cual propone inspecciones, métodos, procedimientos o cambios en el mantenimiento de dichos productos fabricados por él.
- **CG.**- Centro de gravedad de una superficie o elemento.
- **COMM.**- Sigla para sistema de comunicaciones.
- **COMPASS.**- Referencia magnética con respecto a la tierra.

- **dB.-** Unidad relativa empleada en acústica, electricidad, telecomunicaciones y otras especialidades para expresar la relación entre dos magnitudes: la magnitud que se estudia y una magnitud de referencia.
- **EGT.-** Temperatura de los Gases de Escape.
- **EUROCAE ED-22B.-** Norma europea para receptores VOR
- **FAA.-** *Federal Aviation Administration.*
- **FAR.-** *Federal Aviation regulations.*
- **G-500.-** Sistema y consta de estos equipos GDU 620, GRS 77, GMU 44 y GDC 74 A
- **GDU 620: *Garmin Display Unit.***- Consta de dos pantallas las cuales muestran información primaria de vuelo, información de navegación, el plan de vuelo información, tráfico, clima y terreno.
- **GND.-** Tierra.
- **GPS/SBAS: *Satellite Based Augmentation System (Sistema de Aumentación Basado en Satélites).***- Es un sistema de corrección de las señales que los Sistemas Globales de Navegación por Satélite (GNSS) transmiten al receptor GPS del usuario.
- **HEADING.-** Rumbo.
- **HSI.-** *Horizontal Situation Indicator*

- **HORÓMETRO.-** Dispositivo que registra el número de horas en que un motor o un equipo ha funcionado desde la última vez que se ha inicializado el equipo.
- **IFR: Reglas de Vuelo por Instrumentos.- *Instrumental Flight Rules***, son el conjunto de normas y procedimientos recogidos en el Reglamento de Circulación Aérea que regulan el vuelo de aeronaves
- **ILS: *Instrument Landing System*** – Sistema que proporciona una orientación lateral, de largo curso y vertical para intentar un aterrizaje de aeronaves.
- **LOC: *Localizer*** – Componente de un sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS), y proporciona una guía central de la pista a las aeronaves.
- **MFD.- *Multifuncional Flight Display*.**
- **MODIFICACIÓN.-** Cambio en una aeronave o componente de ella, concebidos por el fabricante, con objeto de introducir mejoras o actualizarla de acuerdo al desarrollo técnico
- **NAV.-** Navegación.
- **OAT.- *Outside Air Temperature***
- **PFD.- *Primary Flight Display***
- **RMI.-** Indicador Radio magnético.
- **STC.- *Supplemental Type Certificate*.**
- **TAWS.- *Terrain Awareness and Warning System*.**

- **TCAS.-** Sistema transponder que se comunica con otras aeronaves y determina su altitud, velocidad, velocidad vertical, distancia y el rumbo.
- **TIS.-** Sistema de información de tráfico aéreo.
- **TOT.-** Temperature outside the site.
- **TSO.-** Orden Técnica Estándar.
- **UHF: *Ultra High Frequency*.-** Frecuencia ultra alta, es una banda del espectro electromagnético que ocupa el rango de frecuencias de 300 MHz. a 3 GHz.
- **VHF: *Very High Frequency*.-** Es la banda del espectro electromagnético que ocupa el rango de frecuencias de 30 MHz a 300 MHz.
- **VOR: *Very High Frequency Omnidirectional Station*** Radiofaro Omnidireccional de muy alta frecuencia.-.

## 2.8. Tipos de inspecciones a cumplirse en los helicópteros MI-171E

### 2.8.1. Inspecciones Diarias:

- Inspección antes del primer vuelo del día.
- Inspección pre vuelo.
- Inspección entre vuelo.
- Inspección post vuelo.
- Inspección después del último vuelo del día.

### **2.8.2. Inspecciones Complementarias:**

- Inspección 25 Horas.
- Inspección 50 Horas.

### **2.8.3. Inspecciones Periódicas:**

- Se realiza después de las 50 Horas.  $\pm$  10 Horas.
- Inspección 100 Horas.
- Inspección 300 Horas.
- Inspección 500 Horas.

### **2.8.4. Inspecciones Eventuales, Ocasionales y/o Especiales**

- Inspección a consecuencia de incidentes o accidentes.
- Inspección por inmovilizaciones prolongadas del material.
- Inspección específicas del material opcional.
- Inspección por condiciones climáticas particulares y adversas (costa, sierra y oriente).
- Inspección por superación de los límites de utilización.

### **2.8.5. Inspección Mayor**

- Inspección 2000 Horas, 8 años.

## Capítulo 3

### 3. LEVANTAMIENTO DE INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO MI-171E

#### **3.1. Estado actual de los helicópteros MI-171E 487/488**



**Figura 14.** Helicóptero MI-171E

La 15 BAE “PAQUISHA” en el 2010 adquiere dos helicópteros MI-171E de fabricación rusa, los mismos que disponen de sistemas de comunicación y navegación básicos para condiciones de vuelo VFR (Visual Flight Rules) y más NO para IFR (Instrumental Flight Rules), estas aeronaves solo cuentan con Brújula Magnética y Radio VHF Orlan 85CT<sup>3</sup>, lo que ha limitado su empleo en condiciones climatológicas extremas, incrementando el factor de riesgo en las operaciones militares.

Inicialmente para suplir en parte la falta de ayudas instrumentales en la aeronave, se colocó un GPS Trimble 2000, pero

---

<sup>3</sup> Fabricante ORLAN 85CT.- Modelo de radio VHF Rusa.

en la actualidad ya presenta problemas de interferencia en la comunicación VHF y en la intercomunicación de la tripulación, además existe enganche y desenganche del sistema de navegación.

Desde el punto de vista operativo, esta aeronave es muy robusta y permite transporte de personal, material y equipos de gran tamaño. Mientras que por su gran volumen y tamaño, es vulnerable a ser un blanco fácil para fuerzas opuestas, sin embargo no esta por demás recalcar sobre la simplicidad de su instrumental actual, el mismo que no brinda en lo absoluto las mejores condiciones de vuelo para las tripulaciones.

A finales del 2011 se dio inicio al desarrolló del estudio de ingeniería para la implementación de equipos occidentales en una aeronave de fabricación rusa enmarcado en la normativa OACI para modificaciones o alteraciones en una aeronave.

### **3.2. Características de la aeronave**

- **Generalidades**

- Diseñado para transporte de carga y pasajeros.
- Fecha de llegada al país: DICIEMBRE/ 2010
- Fecha de llegada a la 15-BAE "PAQUISHA": ENERO/2011
- Capacidad de carga interna o externa de 4000 Kg.
- Puede llevar hasta 24 pasajeros con un peso de 100 Kg.
- La tripulación está compuesta por: Piloto, Copiloto, Ingeniero de Vuelo y Mecánico de abordó.

- Cuando es utilizado como ambulancia aérea lleva 12 camillas.
- Fabricación: RUSA.
- Fabrica: ULAN-UDE.
- Peso del helicóptero vacío: 7.140 Kg. / 7.070 Kg.
- Motores principales (2): TB3-117 BM.
- Motor auxiliar para arrancar los motores principales: AI-9B.
- Autonomía de vuelo: 03:15 h.
- Autonomía con tanques auxiliares: 05:30 h.
- Techo practico con peso normal para decolar 6000 m.
- Techo con peso máximo para decolar: 4800 m.
- Potencia de los motores: 2200 HP.
- Condiciones de operación: De -50 a 50 °C.
- **Operación de Carga**
  - Sin tanques auxiliares de combustible para transporte de carga interna o externa con un peso de: menor a 4000 Kg.
- **Operación de Transporte de Pasajeros**
  - Máximo: 27 pasajeros
  - Con un tanque Auxiliar y asientos: 15 pasajeros.
- **Vuelos de rescate**
  - Largo del cable de la grúa: 150 Pies
  - Peso máximo que soporta la grúa: 150 Kg.



- **Sistema eléctrico del helicópteros MI 171E**
  - El sistema eléctrico del helicóptero M I – 171 incluye los siguientes sistemas:
    - Primario
    - Secundario
    - Emergencia
    - Alimentación externa
  - El sistema de CA trifásico compuesto por:
    - Los generadores de CA de 115/200 V – 400 Hz. – 40 KVA cada uno instalados en el reductor principal
    - El sistema de protección, conmutación, control y regulación
  - Las fuentes de los sistemas secundarios son:
    - Alterna monofásica de 115 V CA – 400 Hz
    - Alterna monofásica de 36 V CA - 400 Hz
    - Alterna trifásica de 35 V CA - 400 Hz
    - Sistema de CD de 27 V
  - Las fuentes del sistema de emergencia son:
    - Dos baterías de níquel cadmio.
    - Inversor monofásico de 115 V CA
    - Inversor trifásico
    - Arrancador generador CGT – 3 ( instalado en el AI – 9B)<sup>4</sup>

---

<sup>4</sup> Ubicación específica en el helicóptero MI 171E

- **Sistema de comunicación ORIGINAL del helicóptero**
  - Radio VHF ORLAN 85-CT.
- **Sistema de navegación ORIGINAL del helicóptero**
  - ADF Apk-15.
  - GPS Trimble 2000 instalado en el CEMAE 15 en el mes de diciembre del 2011.



**Figura 15** Configuración original de los Paneles de instrumentos

En las figuras 15 y 16, puede observarse claramente la situación real de los helicópteros una vez que se los recibió en las instalaciones de la 15 BAE “PAQUISHA”.

### **3.3. Características Técnicas de los equipos QUE DISPONE actualmente el helicóptero MI 171E.**

El helicóptero MI 171E, en su ficha matrícula original registra solo una radio como medio de comunicación y un ADF<sup>5</sup>, como medio

---

<sup>5</sup> Radio ayuda

de navegación, posteriormente como una ayuda adicional para los pilotos

sé instaló en el CEMAÉ 15 un navegador GPS Trimble 2000.

### **3.3.1. Radio ORLAN-85CT**

- Rango de frecuencia 118.00 a 137,9917 MHz
- Voltaje de alimentación 27 VCC.
- Salto de frecuencia 8,33 KHz
- Canales de comunicación 2400
- Potencia de salida Transmisión 25 a 40 W
- Tiempo límite de vida 15 años

### **3.3.2. ADF APK-15 M**

- Rango de frecuencia 150 a 1799,5 KHz
- Voltajes de alimentación 27 VCC, 36 VCA 400 Hz

### **3.3.3. GPS Trimble 2000 APPROACH**

- Rango de frecuencia 112 a 118.00 MHz
- Voltaje de alimentación 27 VCC

Ante la falta de instrumentos de comunicación y navegación de esta aeronave, se ve la necesidad de plantear una solución alternativa con tecnología y equipos occidentales (americanos).

Una de las principales razones por las que se considera el empleo de este tipo de equipos o sistemas, es porque actualmente en

la Aviación del Ejército existe personal con la experiencia suficiente en equipos similares, de esta manera se busca un equilibrio entre el mantenimiento y la dependencia del soporte extranjero que normalmente es muy costoso.

Después de un análisis de varios tipos de aeronaves de similares características, podemos determinar qué y cuáles son los sistemas y equipos que se pretende instalar en esta aeronave con el fin de contar al final del proyecto con un helicóptero totalmente fiable para cualquier tipo de operación sea esta diurna o nocturna.

#### **3.4. Características de los equipos QUE SON NECESARIOS para la modernización del helicóptero MI 171E.**

Los sistemas o equipos que cambiarían totalmente la configuración original de comunicación y navegación de estos helicópteros, deberán contar con características que integren diferentes funciones que le permitan al piloto realizar su vuelo visual o instrumental de manera segura en todo sentido.

De manera general se requiere un sistema de visualización multifunción que integre los sistemas de comunicación y navegación entre la aeronave y las pistas o aeropuertos. A continuación se presenta el detalle y una descripción técnica de los sistemas y equipos que se busca implementar en esta aeronave para cumplir con el objetivo planteado:

### **3.4.1. Sistema integrado ILS/GPS IFR/VHF COM.**

Un sistema DUAL integrado que sea conformado por:

- 1 Receptor GPS.
- 1 Receptor VOR
- 1 Receptor ILS
- 1 Transceiver VHF
- 1 Transponder
- 1 Radar meteorológico

Este sistema permitirá resolver los problemas de aeronavegabilidad que actualmente afectan a los helicópteros MI-171E de fabricación Rusa como son: realizar vuelos VFR/IFR. Permite al piloto seguir correctamente el RUMBO o RUTA, y direccionarlo nuevamente en el caso que se desvíe de ella. Además da la facilidad de poder realizar un aterrizaje por instrumentos (ILS) durante la aproximación a la pista de un aeropuerto.

De acuerdo a las regulaciones de aviación es importante que todas las aeronaves dispongan de un sistema alternativo de comunicaciones VHF, lo cual se logra al instalar este sistema integrado obteniendo un sistema VHF de 10 a 16 W de potencia de salida

El receptor GPS que viene incluido dentro del sistema integrado, ayuda a dar la posición exacta del sitio donde se encuentra la aeronave de forma geo referenciada. En tanto

que la tarjeta base de datos del GNS contiene información acerca de los aeropuertos, aproximaciones, VOR, NDB, intersecciones, Waypoints y demás procedimientos.

Además este sistema debe indicar la distancia real que existe entre la aeronave y una estación de tierra para que el piloto pueda determinar su posición, la aproximación al aeropuerto o efectuar esperas a distancias determinadas de la estación de tierra.

#### **3.4.2. Sistema receptor ADF**

Permitirá que la aeronave se oriente hacia las radio estaciones ADF, estaciones de radiodifusión en la banda de AM, con el propósito de que se dirija a la zona de aterrizaje y efectúe los procedimientos normales.

#### **3.4.3. Sistema de comunicación interna (CABINA)**

Este sistema debe ser utilizado para la intercomunicación interna entre los miembros de la cabina, salida de la comunicación externa vía estaciones de radio VHF y HF, escucha de las señales de ADF, radio altímetro y del informador vocal de emergencia, además entrega la señal al sistema grabador de parámetros de vuelo sobre las radiocomunicaciones efectuadas por el piloto y copiloto.

El sistema de comunicación interna debe tener tres luces que permitan al piloto y copiloto tener una información

audible y visual cuando la aeronave pasa sobre una radiobaliza de tierra.

#### **3.4.4. Sistema de comunicación (CABINA - CABINA DE CARGA)**

Con este sistema se debe permitir la comunicación interna entre la tripulación y los puntos considerados como VIP. Así como la comunicación interna entre los miembros de la cabina de carga.

#### **3.4.5. Sistema localizador de emergencia**

Este dispositivo debe operar en conjunto con el sistema integrado ILS/GPS IFR/VHF COM, está constantemente enviando al satélite información cifrada digital que contiene: número de serie del helicóptero, código del país, código de identificación, coordenadas de la posición. En caso de existir algún accidente nos ayudará a localizar la aeronave con las coordenadas exactas del sitio en donde se produjo el accidente.

Una vez descritos de manera general los equipos que se requieren para dar una solución a todos los problemas de comunicación y navegación del helicóptero que en su configuración original es muy básica, en el siguiente capítulo, se identifica la solución tecnológica que se pretende implementar.

## **Capítulo 4**

### **4. IDENTIFICAR LA SOLUCIÓN TECNOLÓGICA ADECUADA PARA MODERNIZAR EL HELICÓPTERO MI- 171E**

Modernizar quiere decir modificar la configuración original de una aeronave, concepto totalmente diferente de equipar una aeronave, en este caso es notorio y evidente el giro que se dará a la configuración de la aeronave una vez que se instalen los equipos y sistemas que se están planteando, al final de los trabajos el helicóptero deja de ser solo para vuelo visual VFR y queda totalmente acondicionado para vuelo IFR, cumpliendo estándares de seguridad establecidos en la aviación mundial para el tipo de operaciones que va a cumplir esta aeronave

Los pasos a seguir para la materialización de este proyecto están definidos de acuerdo al siguiente detalle:

- a) Levantamiento de la información de la aeronave.



- b) Determinar ventajas y desventajas que se obtendrán una vez instalados los equipos.
- c) Realizar un análisis de la compatibilidad de equipos en relación a la aeronave de fabricación rusa.
- d) Determinar cuáles equipos o sistemas van a ser instalados, en base a estadísticas y fiabilidad de varias marcas.
- e) Implementación y ejecución de la Orden de Ingeniería desarrollada para el efecto.

A nivel país y de las Fuerzas Armadas, no se cuenta con un registro que indique que se hayan realizado trabajos de este tipo, esta es una de las razones por las que este proceso investigativo y de ejecución se lo realiza dando cumplimiento a toda la normativa aeronáutica vigente a nivel mundial establecida por la OACI<sup>6</sup>, a fin de que no exista ningún tipo de error operacional o funcional.

En las figura 16, y 17 observamos que es lo que disponemos y posteriormente cual es el objetivo final de esta modernización.



---

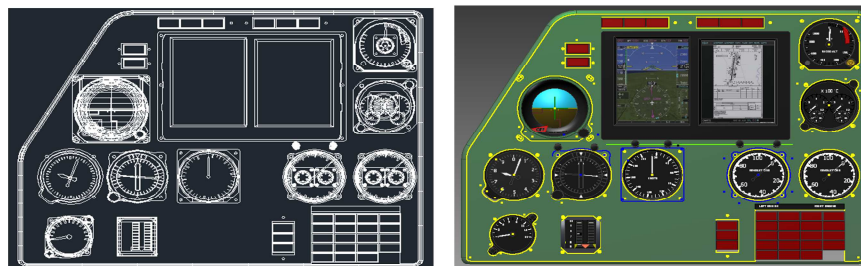
<sup>6</sup> OACI.- Organización de Aviación Civil Internacional

**Figura 16** Conf. ORIGINAL de la aviónica del helicóptero



**Figura 17** Conf. FINAL de la aviónica del helicóptero

Inicialmente para la parte estructural de los paneles de instrumentos, como se observa en la figura 18, el diagrama del diseño final de los paneles de la aeronave técnicamente sustentado en el Capítulo 2 "Diseño Estructural" del Estudio de Ingeniería desarrollado para el efecto.



**Figura 18** Diseño de paneles de instrumentación

El análisis de los equipos se basa en factores como entorno, fiabilidad, precio y características técnicas.

#### 4.1. Entorno.-

En la tabla que se muestra en el cuadro 3 se muestra la situación actual de los equipos que se dispone en la Aviación del Ejército.

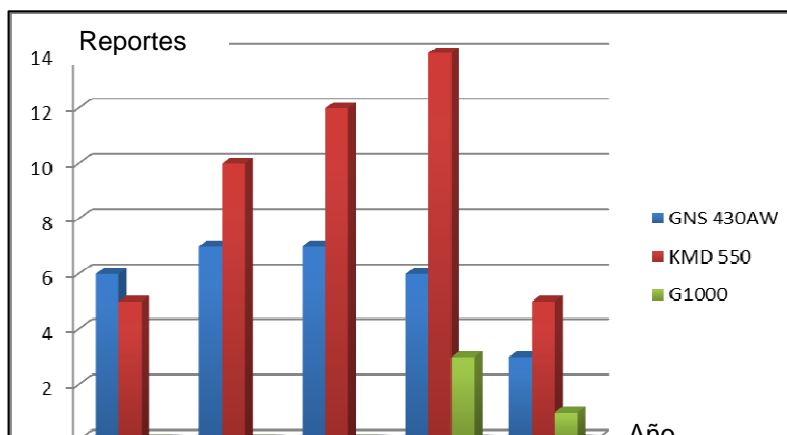
**Cuadro 3.-** Equipos que se dispone actualmente en la AEE.

EQUIPAMIENTO AERONAVES AVIACIÓN DEL EJÉRCITO				
ORD	AERONAVES	CANTIDAD	EQUIPAMIENTO	MARCA
1	Super Puma	5	GNS 430AW	GARMIN
2	Puma	1	GPS	TRIMBLE 2000
3	Lama	3	GNS 430AW	GARMIN
4	Gazelle	5	GNS 430AW	GARMIN
5	Arava	3	GPS	TRIMBLE 2000
6	Casa	3	KMD 550	HONEYWELL
7	Cessna Citation	1	G1000	GARMIN
8	Beachcraft	1	GNS 430AW	GARMIN

Inicialmente se puede hablar que existe una tendencia de equipos GARMIN los mismos que en varios casos no se encuentran actualizados sus data base, y realmente así no se podría definir si son los más óptimos o no en su funcionamiento.

#### 4.2. Fiabilidad.-

En base a la información de las bitácoras de vuelo de las aeronaves, se muestra en la figura 19, una estadística del comportamiento operativo de los equipos en cada una de las aeronaves en la que se encuentran instalados.



**Figura 19** Estadística operativa de equipos

De acuerdo al análisis de los datos tabulados y expresados mediante el gráfico de barras se puede determinar que los equipos GARMIN, presentan mayor fiabilidad con el paso del tiempo, es decir que el equipo se adapta de mejor manera al sistema de la aeronave.

#### **4.3. Precio.-**

El cuadro 4 indica el comparativo de tres soluciones tecnológicas con diferentes equipos de varias marcas, de manera secuencial tomando en cuenta los análisis de los parámetros anteriores, sumado a la calidad de los equipos a nivel mundial, se puede determinar que representa un costo considerable la implementación de este tipo de solución tecnológica.

**Cuadro 4.-** Comparativo de precios

<b>DESCRIPCIÓN</b>	<b>EQUIPO</b>	<b>PRECIO</b>
ILS VOR/ILS/GPS IFR/VHF COM	GNS-430AW	11789,00
COURSE DESVIATION INDICATOR	Garmin GI-106A	1999,00
RADIO MAGNETIC INDICATOR	Bendix King KI-229	6489,00
ELT	ELT ARTEX C406-NHM	3785,00
CAJA DE CONTROL DE AUDIO	Bendix King KMA 28	2824,00
STATIC INVERTER	SPC-5	1567,00
ADF	KR 87	1995,00
GYRO DIRECTIONAL	KCS305	
INTERCOMUNICADOR DE AUDIO	PM 3000	549,95
GPS / COM / NAV	Garmin G500	22989,00
RADAR METEREOLÓGICO	Garmin GWX 70	20995,00

## OPCIONES

EQUIPO	PRECIO	EQUIPO	PRECIO
AVIDYNE IFD510	14995,00	Bendix King - KLN-94	14250,00
Mid-Continent Instr & Avionics - MD222-406	2351,00	Bendix King - KI-204	3853,00
Bendix King - KNI-582	7526,00	Rockwell Collins RMI-733	7200,00
Kannad - 406AF	1095,00	Ameriking - AK451-12	1532,00
AVIDYNE AMX 240	1500,00	Terra TMA-330D	495,00
CV-400-60-3.5	1300,00	EUROATLAS 3010R & 3010S	1800,00
Collins ADF-650A	1195,00	Bendix King KI-228	2050,00
RC Allen - RCA11A-8F	1500,00	Falcon Gauge - DG02E	1795,00
Sigtronics - SPA-600	252,00	Flightcom - 403	269,00
Dual AVIDYNE IFD5000	7280,00		
Bendix King - ART-2000	22000,00	Garmin - GWX-68	20995,00

#### 4.4. Características Técnicas.

Finalmente la solución tecnológica establecida, debe adaptarse a las características que por su fabricación la aeronave dispone como es el caso de:

- Generadores de CA de 115/200 V – 400 Hz. – 40 KVA C/U
- Alterna monofásica de 115 V CA – 400 Hz
- Alterna monofásica de 36 V CA - 400 Hz
- Alterna trifásica de 35 V CA - 400 Hz
- Sistema de CD de 27/28 V
- Protocolo de comunicación Arinc - 429

#### **RESULTADO:**

Luego de realizado el análisis de los parámetros involucrados en la toma de la mejor solución tecnológica a implementarse, se

puede concluir que la mejor opción por calidad, estandarización de equipos, fiabilidad y características compatibles con la aeronave es la aplicabilidad de equipos de la línea GARMIN, independiente del costo que genera esta implementación, por la magnitud del proyecto y la complejidad del mismo que no es sujeto de fallas o errores de funcionamiento, es justificable una inversión significativa.

Al estar claro el tipo de equipos que se van a implementar en la aeronave, se realiza un análisis de la comunicación entre los mismos, de tal manera que no exista incompatibilidad entre los mismos, razón por la que es necesario hacer un estudio del protocolo de comunicación que se maneja en aviación.

#### **4.5. Protocolo estándar de Aviación ARINC**

*Aeronautical Radio, Incorporated* (ARINC), creado en 1929, es el proveedor líder de comunicaciones de sistemas de transporte y soluciones de ingeniería para cinco industrias principales: (aviación, aeropuertos, defensa, gobierno y transporte). Este tipo de protocolo estándar se subdivide en los siguientes:

##### **ARINC-429**

El más común de aviónica estándar, utilizado por todos los aviones Airbus y Boeing. Se proporciona una descripción de las funciones y las interfaces físicas y eléctricas de apoyo para el sistema de transferencia de información digital. ARINC-429 es similar a la norma ARINC-561 y se basa en la norma ARINC-575. Los mensajes constan de una sola palabra de datos, 32 bits de longitud.

### **ARINC-561**

Proporciona un método estándar de comunicaciones para el "sistema de transporte aéreo de navegación inercial". Se utiliza 6 hilos en 3 pares para transmitir señales de reloj, sincronización y los datos utilizando codificación NRZ con niveles de voltaje de 12 V, y una longitud de palabra de 32 bits.

### **ARINC-575**

Es el precursor de ARINC-429. Es una versión de alambre 2 que se utilizó en el aire de sistema digital de datos, se desarrolló más adelante para ser ARINC-429. Se utiliza una velocidad baja velocidad de datos, con palabras de 32 bits.

### **ARINC-664**

Se basa en la norma IEEE 802.3 Ethernet estándar. Se ha modificado para eliminar los servicios no aviónica de calidad y añadir nuevas funciones como la latencia y el ancho de banda garantizado limitada. La puesta en práctica popular primero que se conoce como *AFDX (Avionics Full Duplex Switched Ethernet)*.

### **ARINC-708**

Es un estándar de la aviónica utilizada principalmente para los equipos de radar meteorológico. El ARINC 708 estándar proporciona una descripción de las funciones y las interfaces físicas y eléctricas de apoyo para el sistema de transferencia de información digital. Utiliza el ARINC-453 de la capa física con cada mensaje que consta de 1600 bits.

## MIL-STD-1553

Un estándar de datos de bus serie utilizado para la integración de la aviónica militar y sistemas de armas. Ha estado en uso desde 1973, y es ampliamente utilizado por todas las ramas de los militares de EE.UU. y la OTAN. La norma tiene dos variantes, 1553A y 1553B. El estándar 1553B aumenta la compatibilidad entre los diseños por diferentes fabricantes por lo que les permite ser eléctricamente intercambiables.

## MIL-STD-1760

Es una versión mejorada del MIL-STD-1553 interfaz digital para la transmisión de mensajes digitales a un terminal remoto. Las mejoras incluyen la detección de errores adicionales en forma de una suma de comprobación. Una suma de comprobación es obligatoria en los mensajes críticos de control y provisional en el resto de los mensajes. La aplicación de este nivel de detección de errores se asegura un mayor grado de datos libres de errores.

### 4.5.1. Comportamiento del protocolo ARINC

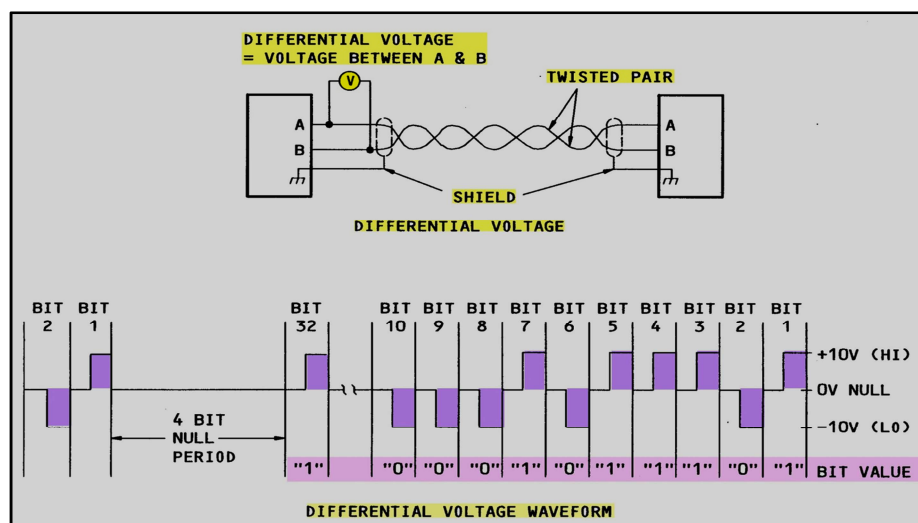




Figura 20 Comportamiento eléctrico Protocolo ARINC 429

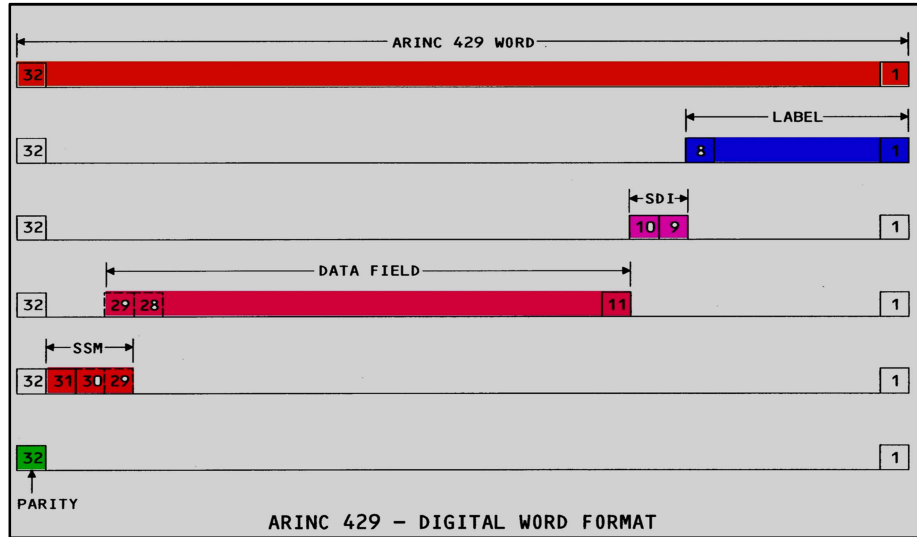


Figura 21 Estructura de dato en formato digital

De la misma manera podemos observar en las figuras 20, 21, se puede observar el comportamiento de un dato establecido en protocolo ARINC-429 pero en diferentes formatos.

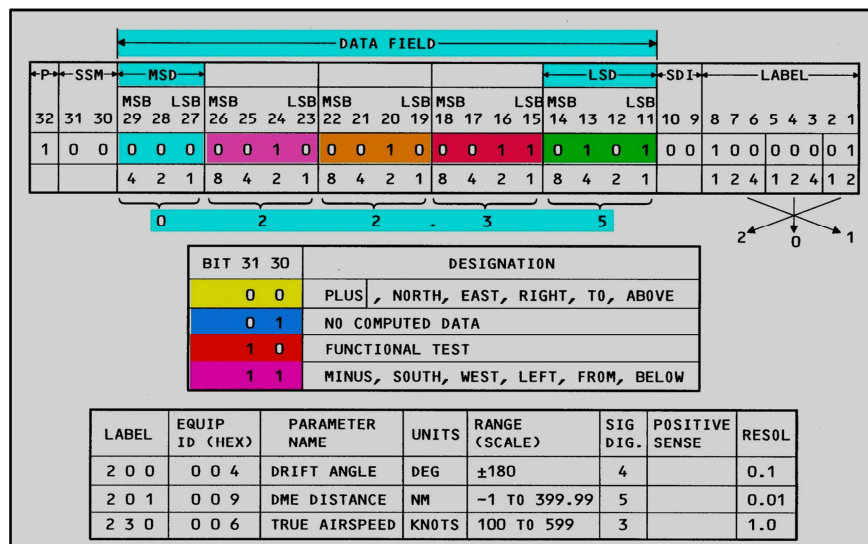


Figura 22 Estructura de dato en formato BCD

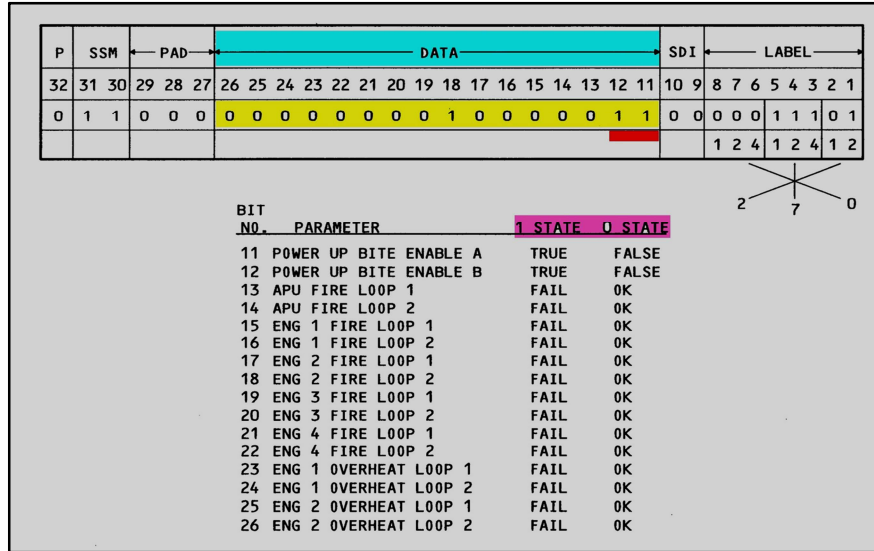
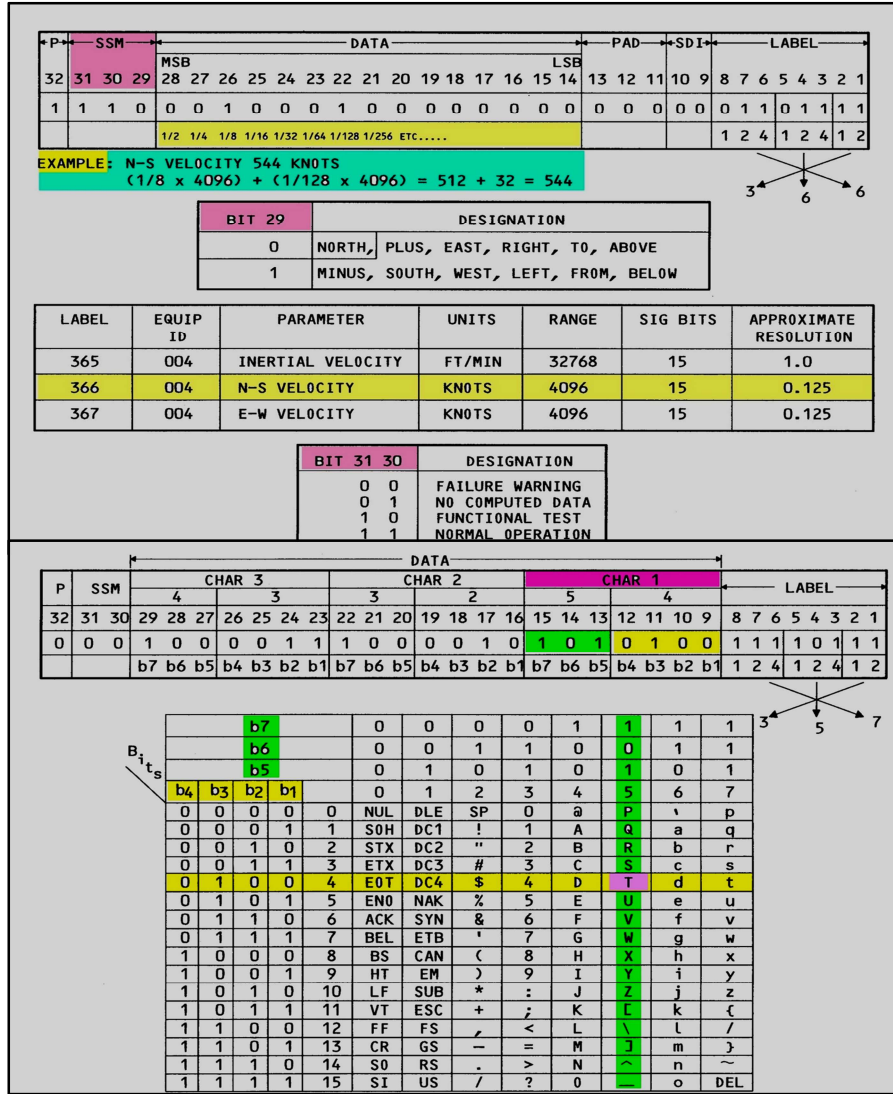


Figura 23 Fig. 4.7 Estructura de dato en formato discreto



Figura

**Figura 25** Estructura de dato en formato alfabeto ISO

Luego de analizar la información detallada en el capítulo 3, y lo explicado hasta el momento, en donde se identifica el tipo de equipamiento requerido, se ha buscado fabricantes, proveedores y equipamiento que cumpla con la normativa y las características que se necesita. Las características de los equipos que se han considerado luego de analizar varias opciones, se detallan a continuación:

#### **4.6. Descripción y características de los Equipos a implementar.-**

En el cuadro 5, se muestran todos los equipos que se colocaran como parte de la solución tecnológica establecida en base al análisis antes expuesto.

**Cuadro 5.-** Listado de Equipos a instalar

ITEM	CANT	EQUIPO	MODELO
1	2	PRIMARY FLIGHT DISPLAY AND MULTIFUNCTIONAL FLIGHT DISPLAY	GARMIN G500H
2	2	ILS VOR/ILS/GPS IFR/VHF COM	GARMIN GNS- 430AW
3	1	ANTENA RADAR	GWX-68
4	1	TRASPONDER MODO S	GTX-330
5	1	CAJA DE CONTROL DE AUDIO	KMA 28
6	1	ADF	KR 87
7	1	INTERCOMUNICADOR DE AUDIO	PS PM 3000
8	1	LOCALIZADOR DE EMERGENCIA-ELT	C406-NHM

#### 4.6.1. GDU 620.

Parte del sistema G500H Tiene dos pantallas VGA (640 X 480 pixeles) de 6,5 pulgadas LCD, al lado izquierdo de la GDU se encuentra la pantalla primaria de vuelo o PFD, al lado derecho se encuentra la pantalla multifunción o MFD.

En la PFD se muestra información primaria de vuelo como pitch, roll, rata de banqueo, rumbo, velocidad, velocidad vertical, desviación vertical y de curso, HSI , RMI y ADI . En la MFD se puede visualizar información, cartas de navegación, información del plan de vuelo, tráfico, radar y advertencia de terreno.



**Figura 26** GDU 620

Es un sistema de arquitectura abierta que usa las siguientes interfaces: ARINC 429: Ocho puertos de entrada y cuatro puertos de salida; RS 232: Ocho puertos de entrada o salida; RS – 422 / RS – 485: 4 puertos bidireccionales para Tx y Rx; Ethernet: 2 puertos bidireccionales para Tx y Rx; entradas y salidas discretas: 10 entradas discretas, 8 activadas como bajos y 2 activadas como altos; entradas ARINC 453 / 708: 2 entradas que permiten la comunicación con el radar meteorológico y el TAWS.

#### **4.6.2. GRS 77H (AHRS).**

Parte del sistema G500H, es una unidad de referencia de actitud y rumbo, la cual provee a la GDU 620 las características de actitud y vuelo de la aeronave, esta unidad posee sensores de tilt, rate y acelerómetros.

Tiene una interfaz con el GDC 74A (Air Data Computer), el Magnetómetro y el GPS WAAS Navigator. La información se envía mediante el protocolo ARINC 429. El GRS 77 suministra la información de: Heading, pitch y roll, Rata de Yaw, pitch y roll, Aircraft body-axis accelerations, Ratas de cambio de heading, pitch y roll y Aceleraciones de la



aeronave expresadas en un marco local de referencia.

**Figura 27** GRS 77H

El rango de voltaje de operación es de 10 a 33 voltios DC. Suministra rangos operativos de voltaje al GMU44 (magnetómetro). El GRS 77H tiene las mismas funciones y capacidades del GRS 77, pero tiene una mayor capacidad de vibración y la compatibilidad con el vuelo de helicópteros

#### **4.6.3. GMU 44 (Magnetómetro).**

Censa información de campo magnético, estos datos son enviados a GRS 77H AHRS para procesar y determinar el rumbo magnético de la aeronave, recibe alimentación directa del GRS 77H y mantiene comunicación con este utilizando el protocolo RS 485.

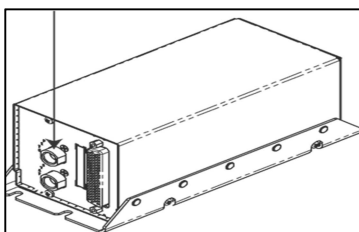
También suministra información magnética que soporta funciones del GRS77H.



**Figura 28** GMU 44

#### **4.6.4. GDC 74A (Air Data Computer).**

Recibe información de los sistemas pitostáticos y de la sonda de temperatura atmosférica externa, es el encargado de proveer al sistema G500H datos de altura, velocidad, velocidad vertical y temperatura atmosférica externa, provee información al GDU 620 y GRS 77H usando una interface digital ARINC 429. Proporciona la siguiente información: Temperatura del aire, presión estática corregida, densidad, altitud, impacto de presión no corregida, velocidad indicada, número mach, presión de altitud, presión total, velocidad verdadera, velocidad vertical.



**Figura 29** GDC 74H

#### **4.6.5. TRANSPONDER GTX-330 Modo S.-**

Es un transmisor-receptor de ondas de radio que opera en frecuencias de radar. Recibe ondas de radares de tierra o interrogaciones de TCAS en frecuencia de 1030 MHz y transmite pulsos de respuesta codificados hacia el radar de

tierra o hacia el TCAS de otras aeronaves en una frecuencia de 1090 MHz. Dispone de puertos de transmisión/recepción de datos con protocolo ARIN 429 y RS 232.



**Figura 30** GTX-330

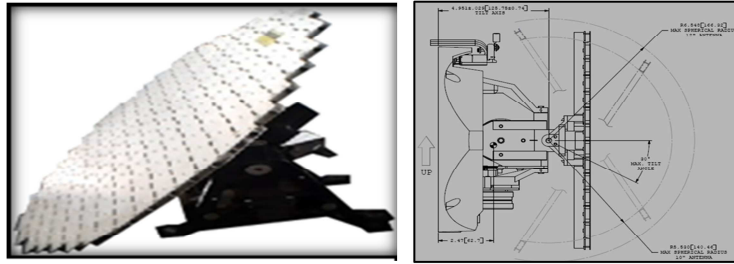
Responde hacia el ATCRBS en modo A, modo C y Modo S a todas las interrogaciones. La pantalla cumple con las especificaciones cuando se visualiza dentro de las siguientes posiciones:

- Angulo de visión frontal 0°
- Ángulo de visión del piloto +- 45° de izquierda a derecha
- Ángulo de visión del piloto desde arriba 30° y desde abajo 10°

#### **4.6.6. GWX 68 (Radar meteorológico).**

Es un sistema que muestra con precisión el clima, este se vuelve altamente dependiente de la barrida de la antena del radar y de su eficiencia de transmisión. No tiene una interfaz directa con el piloto, el radar es controlado por separado a través de una pantalla multifunciones, como la pantalla MFD del G500H, y su función es la visualización y control de la unidad.





**Figura 31 GTX-330**

Tiene un óptimo rendimiento de transmisión al usar una antena tipo DO-213 Clase A de 12" (Instalación basada en STC No. SA01670SE pág. 5), el cual tiene un inclinación en azimut a + -45 grados y de elevación en + -30 grados. Usa interfaces ARINC 429, ARINC 453 y comunicación de interface Ethernet.

#### **4.6.7. GNS 430AW.**

Es un sistema de VOR/LOC/GS/GPS IFR/COM que está diseñado para comunicación VHF en un rango de frecuencias de 118.000 MHz a 136.975 MHz con una salida de potencia de 10 a 16 Vatios. Y para navegación con un rango de frecuencia de 108.00 MHz a 117.95 MHz donde entrega información a los diferentes indicadores de VOR / NAV / GPS y visualización gráfica en la ventana GPS del equipo.



**Figura 32** GNS430AW

**4.6.8. ELT Artex modelo C406-NHM (Localizador de emergencia).**

Es un equipo de una sola salida, que incorpora información de latitud y longitud a partir del GPS IFR del equipo GNS-430AW en el helicóptero. Las tres frecuencias de emergencia (121.5/243.0 y 406,028 MHz) utilizan la misma salida de RF, por lo que requiere un sólo cable coaxial para conectarse con la antena Artex de entrada única. Se activa automáticamente durante un choque y transmite la señal de barrido estándar a 121,5 y 243 MHz cada 50 segundos por 520 ms, el transmisor de 406,028 MHz se enciende y transmite un mensaje digital codificado para el sistema satelital Cospas / Sarsat.



**Figura 33** Localizador de Emergencia ARTEX

#### 4.6.9. KMA 28 (Sistema de Audio).

Es un selector y amplificador de audio que contiene un sistema automático que activa el sistema de intercomunicación (VOX ). En esta se puede seleccionar hasta tres transceptores (Com 1, Com 2 y Com 3) y seis receptores (Nav1, Nav2, ADF, DME, MKR,AUX). Tiene la capacidad de permitir al piloto y copiloto manejar transceptores diferentes por separado. Adicional un receptor de Marker Beacom de 3 luces para proveer marcación visual y audible a la tripulación.



Figura 34 KMA-28

#### 4.6.10. ADF KR 87 (Indicador Automático de Dirección).

Es un receptor de sintonización digital de estado sólido que proporciona indicación de rumbo en estaciones de tierra seleccionadas desde la banda de frecuencia de 200 a 1799 KHz.



Figura 35 ADF KR 87

Proporciona también recepción de audio para que el piloto pueda identificar y escuchar estaciones de difusión o de información meteorológica.

#### 4.6.11. PM3000 (Interconexión de Audio).

Es un panel de intercomunicación con varios volúmenes y los circuitos de VOX (activación por voz squelch o PTT) utilizando los controles de volumen y silenciador unificado para el piloto y copiloto.

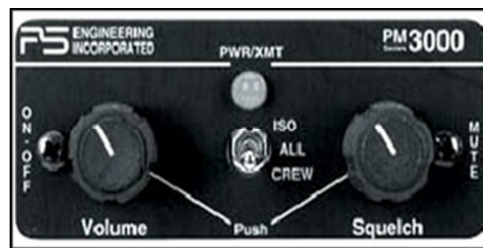


Figura 36 PM3000

## Capítulo 5

### 5. DISEÑO Y EJECUCIÓN DE LA SOLUCIÓN TECNOLÓGICA ESTABLECIDA PARA MODERNIZAR LA AERONAVE

#### 5.1. Evolución de la solución a implementarse.

En la figura 37 se presenta el helicóptero MI 171E tal y cual como se lo adquirió en el año 2010.



**Figura 37** Configuración inicial del Helicóptero

Inicialmente el trabajo consistió en implantar equipos básicos que cumplan con las necesidades requeridas, en la figura 38 se observa como se pensó presentar la aeronave y los instrumentos que iban a instalarse al inicio.



**Figura 38** Primera configuración del Helicóptero

Posteriormente luego de una capacitación con un dealer de la empresa GARMIN, se toma ciertos criterios técnicos y recomendaciones que hacen que se modifique el esquema inicial y se llegue al siguiente diseño, pero con la particularidad que ahora se incrementa un equipo adicional (G500), como se observa en la figura

39.



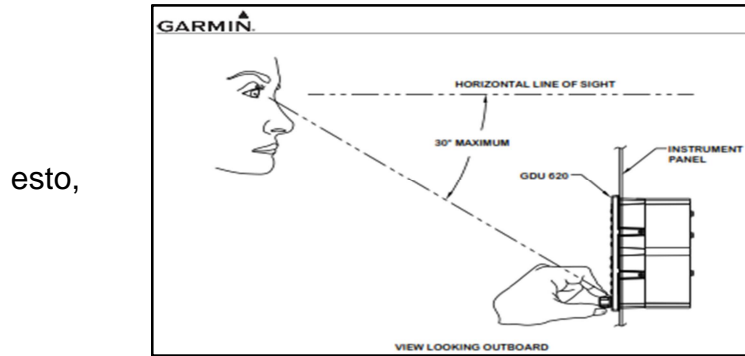
**Figura 39** Configuración de la cabina con equipo G500

Una vez realizado el estudio de ingeniería en el diseño de los paneles, **GARMIN** que es la fábrica de los equipos antes mencionados hace las siguientes recomendaciones obligatorias a fin de que proceda a la autorización para la venta de los equipos y entregue las garantías correspondientes.

**RECOMENDACIONES OBLIGATORIAS:**

El sistema G500 esencialmente está diseñado para reemplazar los antiguos instrumentos mecánicos y se convierte como su nombre

lo indica en el sistema principal de instrumentos de vuelo (PFD), luego la ubicación del equipo según la figura 39 no está acorde con los requerimientos de instalación ya que la G500 debe estar ubicada justo al frente de la vista del piloto. (Ver figura 40 tomada del manual de



instalación).

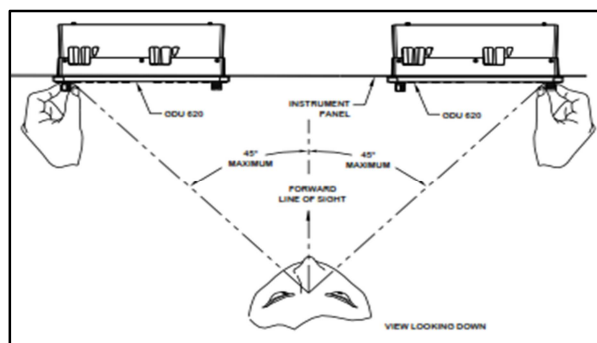
Adicional a

esto,

la ubicación escogida y visualizada en la figura 41 en determinado momento es fatigante para la operación del piloto porque lo obliga a estar bajando continuamente la mirada del tablero hacia el panel central.

**Figura 40** Angulo de vista recomendado para el equipo

En la figura 41 se puede observar la recomendación planteada por el fabricante en la que indica que el ángulo de visión en elevación del piloto con respecto al equipo no debe ser mayor de 30 grados.



**Figura 41** Angulo de visión lateral recomendado para el equipo

En la Figura 41 GARMIN recomienda que el ángulo lateral de visión del piloto no deba ser mayor a 45 grados tomados desde su nariz hacia la izquierda y hacia la derecha.

Luego de un análisis en conjunto con el departamento de técnicos todas las observaciones del fabricante de los equipos, se llega a concluir que el diseño inicial debe ser modificado como se lo muestra en la figura 42.

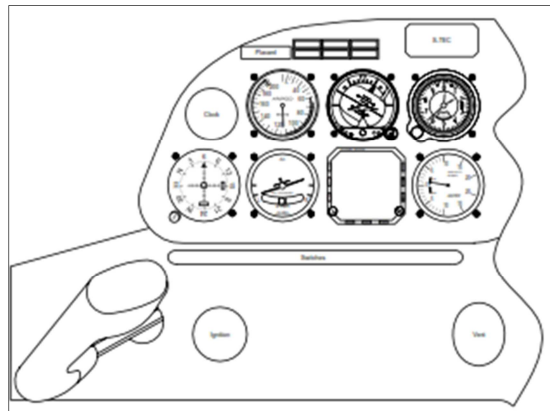


**Figura 42** Cabina bajo recomendación de fabrica

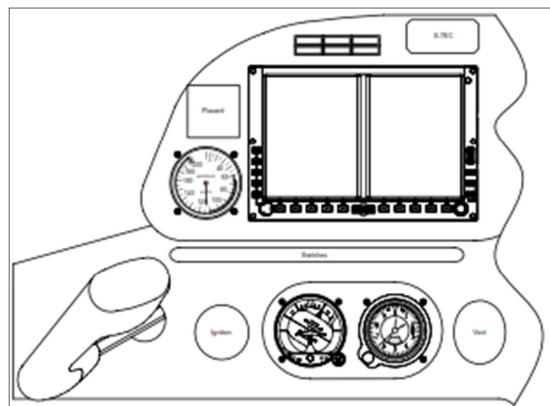
Para realizar la compra del equipo G500 se envió a GARMIN Colombia, el diseño presentado en la fig. 5.6 así como también se solicitó pasar la inspección previa del instalador de GARMIN, pero antes que se dé la inspección del instalador e inspector GARMIN, se



recibe las siguientes recomendaciones de la fábrica. Ver figuras 43, y 44.



**Figura 43** Panel de instrumentos antes de colocar G500



**Figura 44** Panel de instrumentos recomendado por GARMIN

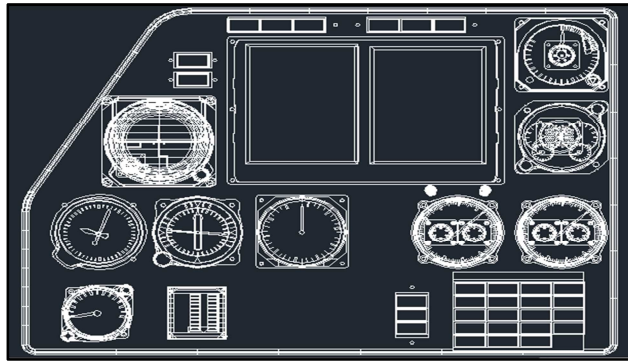
Luego de recibir la visita del instalador e inspector GARMIN, y en conjunto con todas las recomendaciones anteriores se llega a determinar el diseño del panel de la cabina que autoriza la GARMIN para que se ejecute en el proyecto. Ver figura 45.



**Figura 45** Panel de instrumentos bajo parámetros GARMIN

Antes de proceder con los trabajos de ejecución plasmados en la orden de ingeniería No 1 enviada al departamento de gestión de la calidad, y encuadrándose bajo todos los lineamientos establecidos

luego de  
de  
realiza  
técnica  
de



la inspección  
fábrica. Se  
una reunión  
del equipo  
trabajo y se

diseña FINALMENTE el panel completo de instrumentos de la cabina pero con un SISTEMA DUAL<sup>7</sup>, relacionado también con los equipos necesarios que se requieren para los sistemas de comunicación y navegación. Ver figura46, 47.

**Figura 46** Diseño final del panel de instrumentos



<sup>7</sup> Sistema Dual. Considera navegación independiente para cada uno de los pilotos

**Figura 47** Diseño final a ser implementado con sistemas duales

Con el diseño finalmente definido, es importante considerar ciertas recomendaciones que la casa fabricante sugiere y en algunos casos impone realizarlas.

**RECOMENDACIONES:**

En el caso de la instalación del G500 hay que tener cuidado en la ubicación del magnetómetro ya que es un elemento altamente sensible y debe estar alejado de cualquier tipo de interferencia electromagnética. Para ello es mandatorio antes de iniciar cualquier trabajo o estudio de ingeniería realizar una inspección y prueba en la aeronave del magnetómetro en la ubicación que se presume adecuada operando todos los sistemas de la aeronave que pudieran generar cualquier tipo de interferencia con el mismo como lo son luces, motores, actuadores, válvulas, etc., para ello se requiere de un software y herramienta especial que solo está en propiedad de los dealer (representantes autorizados), si la prueba está dentro de los límites aceptables se puede continuar con el proceso pero en caso de no tener resultados aceptables se

debe reubicar el magnetómetro y realizar la prueba de nuevo hasta que se obtengan los resultados requeridos.

**IMPORTANTE:**

Siempre cuando se va a implementar equipos que cambien o no la configuración original de cualquier aeronave, se requiere inicialmente de un STC (Certificado de tipo suplementario), o un estudio técnico aprobado por la máxima autoridad de la institución.

Normalmente los ESTUDIOS TÉCNICOS deben ser entregados como primer paso a seguir para una modificación (Establece OACI), para ser aprobados por el Departamento de Aseguramiento de la Calidad de la entidad usuaria, y firmados por un ingeniero aeronáutico como máxima autoridad para permitir la aeronavegabilidad de la aeronave, solo ahí es posible la aplicación de la modificación. (Ref. Información contenida en las RDAC del Ecuador ART 143 y las normas establecidas por la OACI art 37 anexo 6 en lo relacionado a modificaciones o alteraciones que se pretendan realizar al diseño original de una aeronave, y NO afecten la aeronavegabilidad).

**5.2. Estudio Técnico**

El estudio técnico, también llamado dato técnico, se desarrolla para cualquier tipo de modificación en una aeronave, este debe soportar técnicamente todo el trabajo a realizarse en la aeronave. Su estructura contempla obligatoriamente lo que indica la OACI, a

continuación de manera específica se presenta el contenido elaborado para la modernización del Helicóptero MI-171E y que consta en el estudio técnico:

## **CONTENIDO**

### REGISTRO DE REVISIONES

#### **1 GENERALIDADES**

##### 1.1 PROPOSITO

##### 1.2 APLICABILIDAD

##### 1.3 EQUIPOS A INSTALAR

##### 1.4 DOCUMENTACION TECNICA DE REFERENCIA

##### 1.5 DEFINICIONES Y ABREVIATURAS

##### 1.6 DESCRIPCION DE EQUIPOS

##### 1.6.1. CONFIGURACIÓN EQUIPOS PANEL

###### 1.6.2 Pantalla GDU 620

###### 1.6.3 AHRS GRS 77

###### 1.6.4 GMU 44

##### 1.7 GDC 74H

##### 1.8 TRANSPONDER GTX330 MODO S

###### 1.8.1 Interfaz

###### 1.8.2 Ángulo de Visión del GTX 330

###### 1.8.3 Pulso de Supresión

##### 1.9 GWX 68

###### 1.9.1 Interfaces

###### 1.9.2 Especificaciones Generales

- 1.10 GNS 430AW
  - 1.10.1 Especificaciones Generales
- 1.11 ELT C406
  - 1.11.1 Especificaciones Generales
- 1.12 KMA-28
  - 1.12.1 Especificaciones Generales
- 1.13 ADF KR87
  - 1.13.1 Características Generales
- 1.14 PM 3000
  - 1.14.1 Especificaciones Generales
- 2 DISEÑO ESTRUCTURAL**
- 2.1 FILOSOFIA DEL DISEÑO
- 2.2 MATERIALES
- 2.3 PROPIEDADES MECANICAS
- 2.4 FACTORES DE CARGA
- 2.5 ANALISIS ESTRUCTURAL DEL PANEL DE INSTRUMENTOS
  - 2.5.1 Modelo del Panel
  - 2.5.2 Modelo del Panel
- 2.6 MALLA MODELO 3D
- 2.7 CARGAS ACTUANTES
- 2.8 ESTADO DE ESFUERZOS
- 2.9 ESTADO DE LAS DEFORMACIONES
- 2.10 ANALISIS ESTRUCTURAL DEL SOPORTE DE RADAR
- 2.11 CARGAS ACTUANTES

- 2.12 DISCRETIZACION DEL SOPORTE
- 2.13 ESTADO DE ESFUERZOS
- 2.14 DEFORMACIONES SOPORTE RADAR
- 2.15 PESO Y BALANCE

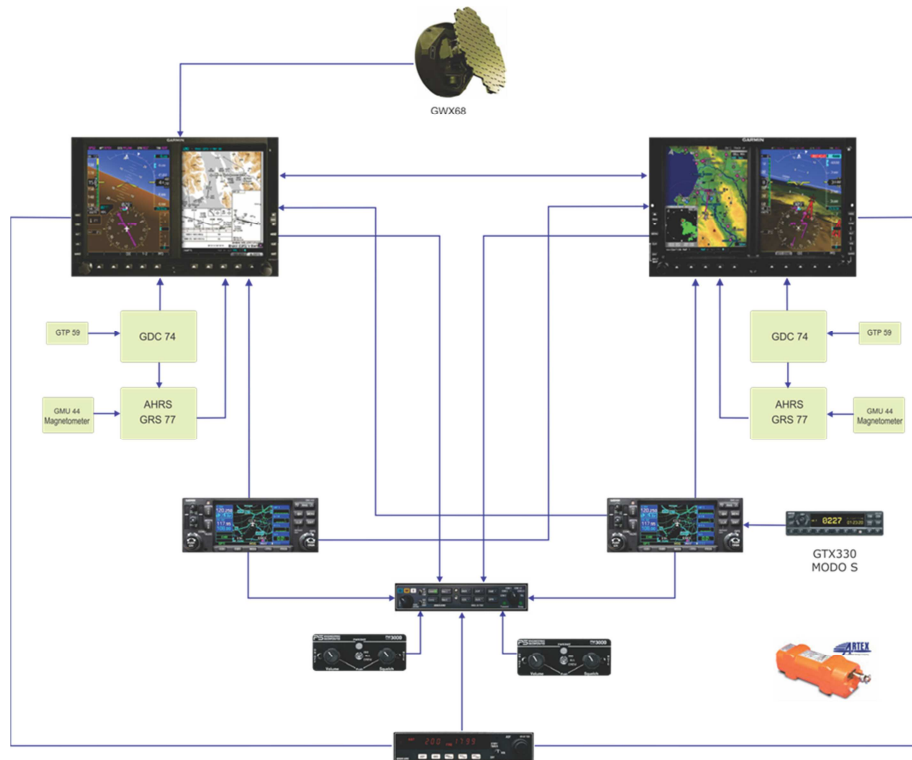
### **3 DISEÑO ELECTRICO**

- 3.1 DESCRIPCION DEL SISTEMA ELECTRICO EN EL HELICOPTERO MI-171E
- 3.2. EVALUACION DEL CALIBRE
- 3.3 ANALISIS DE CARGAS
- 3.4 CONSUMOS TOTALES
- 3.5 CRITERIOS DE EVALUACIÓN
- 3.6 CONCLUSIONES

La solución tecnológica planteada para la modernización de esta aeronave, involucra directamente el diseño eléctrico que se diseñó para la interconexión de los equipos de aviónica que serán implementados.

#### **5.3. Interconexión de equipos**

Los equipos del sistema de COM-NAV (Aviónica) diseñado de acuerdo al estudio de ingeniería, se muestran en la figura 48.



**Figura 48** Integración de aviónica en el helicóptero MI171E.

Esta configuración se materializa en base al levantamiento y diseño de planos eléctricos, cálculos y análisis de cargas, evaluación del tipo de cableado entre otros aspectos que se detallan a continuación de manera general.

#### 5.4. Descripción del sistema eléctrico en el helicóptero MI-171E

Básicamente el helicóptero MI-171E consta de cuatro fuentes de energía para su operación las cuales serán analizadas brevemente para determinar su rendimiento y sus márgenes de seguridad producto de la alteración mayor a la que será sometida la aeronave refiérase al manual de mantenimiento 8AMT.0007.00.RE,



BOOK VII AIRBORNE EQUIPMENT SECCION 24 para mayor información. Los sistemas a tratar son los siguientes:

- Sistema Primario
- Sistema Secundario
- Sistema de Corriente Directa (DC)
- Sistema de Planta Externa.

#### **5.4.1. Sistema Primario**

El sistema Primario está conformado por dos generadores trifásicos independientes de AC, cada uno de los cuales con una capacidad de carga de 40 KVA (80 KVA en total) y suministran una salida de 115/200VAC a una frecuencia de 400HZ.

En operación de sistema de generación primario, cada generador y sus componentes asociados de control y distribución, alimentan a sus propias barras de distribución de potencia eléctrica los cuales son denominados BUS DE GENERADOR No. 1 y BUS DE GENERADOR No.2, en los cuales se ha distribuido uniformemente la máxima carga.

**EI BUS DE GENERADOR No. 1** alimenta principalmente a:

- Transformador Rectificador No. 1
- Sistema de Anti hielo del Rotor Principal
- Sistema de Anti hielo del rotor de Cola.

**EI BUS DE GENERADOR No .2** alimenta principalmente a:

- Transformador Rectificador No. 2
- Tres transformadores TS310SO4B
- Cargas eléctricas de 115VAC / 400HZ en una fase
- Sistema de anti hielo de los vidrios frontales de la cabina
- Sistema de protección contra polvo de los motores

En caso de falla de un Generador la carga será asumida automáticamente por el generador que quede en operación y en caso de falla de ambos generadores únicamente los sistemas de primera categoría es decir todos aquellos esenciales para terminar el vuelo y efectuar un aterrizaje seguro, son alimentados por el sistema de energía de emergencia.

#### **5.4.2. Sistema Secundario**

Está conformado por los siguientes subsistemas:

- Sistema trifásico 36VAC / 400HZ el cual se alimenta del Bus Primario No. 2 vía transformadores TS310SO4B DE 1KVA cada uno.
- Sistema monofásico 36VAC / 400HZ el cual se alimenta del sistema primario y su función es alimentar los instrumentos de motor y sistema hidráulico.
- Sistema 27Vdc, formado esencialmente por un inversor estático PTS-800BM Y usado como stand by en caso de falla de los dos generadores.

#### **5.4.3. Sistema de Corriente Directa**

El helicóptero está dotado con dos transformadores Rectificadores cada uno de ellos con capacidad para 6KVA y conectado a cada uno de los buses primarios. En caso que uno de los dos buses de alimentación a los transformadores falle, la carga será asumida por el bus que permanece operativo.

Cada uno de los Transformadores Rectificadores alimenta su propio bus, pero en caso de falla de uno de ellos, el que quede operando asumirá la carga de total de corriente directa requerida por la aeronave.

Los siguientes sistemas de energía actúan en caso de emergencia cuando se pierden los dos sistemas de energía primaria

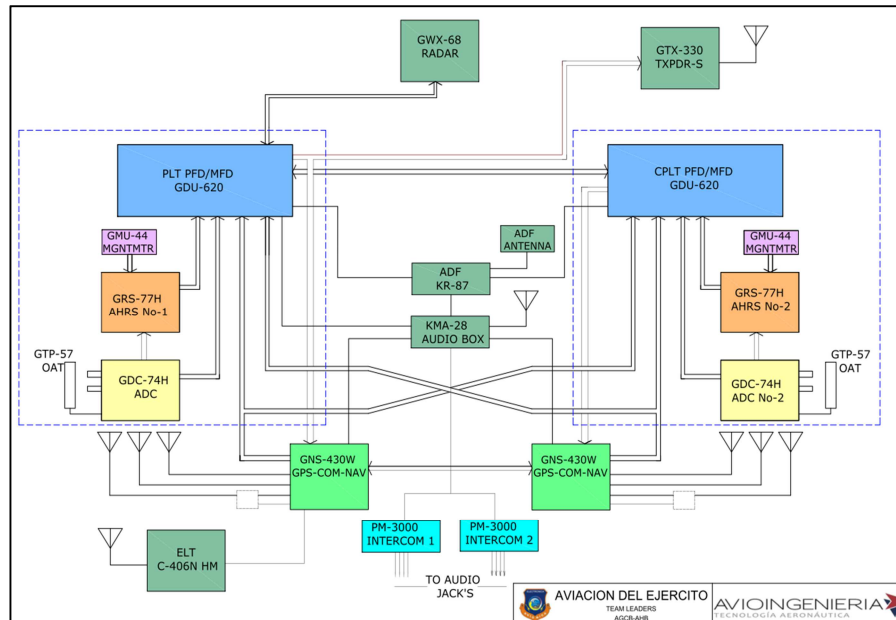
- Dos baterías de 27.5 VDC 25A/H una por cada dc bus
- Inversor estático PTS-800BM
- STG-3 Generador arrancador de la APU

Con ellos se podrá continuar el vuelo y efectuar un aterrizaje seguro durante no más de 25 minutos.

#### **5.4.4. Sistema de Planta Externa**

Utilizada en tierra para efectuar chequeos a los sistemas y para el caso del análisis siguiente no será valorada.

A continuación en la figura 49 se muestra el diagrama de interconexión que se va a implementar para realizar la modernización de la aeronave.



**Figura 49** Diagrama de interconexión implementado

## 5.5. Evaluación del calibre

De acuerdo a lo establecido por el fabricante los documentos utilizados para el análisis de cable son los manuales de instalación, de operación y mantenimiento donde se recolectan datos como el tipo y calibre de cable a utilizar en líneas de alimentación y tierra, además de los parámetros de operación de la unidad a evaluar.

Se determina el tipo y calibre del cable para cada equipo, y con el cuadro 6 “Current carrying capacity and resistance of copper wire” de la AC43.13-1B<sup>8</sup> se determina la resistencia del cable.

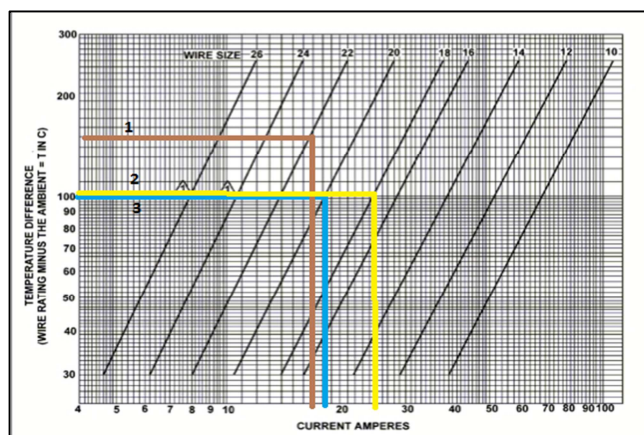
**Cuadro 6.-** Calibre y resistividad de cables (Current capacity and resistance of copper wire)

Wire Size	Continuous duty current (amps)-Wires in bundles, groups, harnesses, or conduits. (See Note #1)			Max. resistance ohms/1000ft@20 °C tin plated conductor (See Note #2)	Nominal conductor area - circ.mils
	Wire Conductor Temperature Rating				
	105 °C	150 °C	200 °C		
22	3	5	6	16.20	755
20	4	7	9	9.88	1,216
18	6	9	12	6.23	1,900

Note #1: Rating is for 70°C ambient, 33 or more wires in the bundle for sizes 24 through 10, and 9 wires for size 8 and larger, with no more than 20 percent of harness current carrying capacity being used, at an operating altitude of 60,000 feet. For rating of wires under other conditions or configurations see paragraph 11-69.  
 Note #2: For resistance of silver or nickel-plated conductors see wire specifications.

En la AC 43.13-1B capítulo 11 sección 5, “Electrical Wire Rating” se determina las temperaturas de operación y correcciones de corrientes para un cable especificado.

Se utiliza la figura 50 Single Cooper Wire in Free Air, para obtener este dato según calibre y diferencia de temperatura.

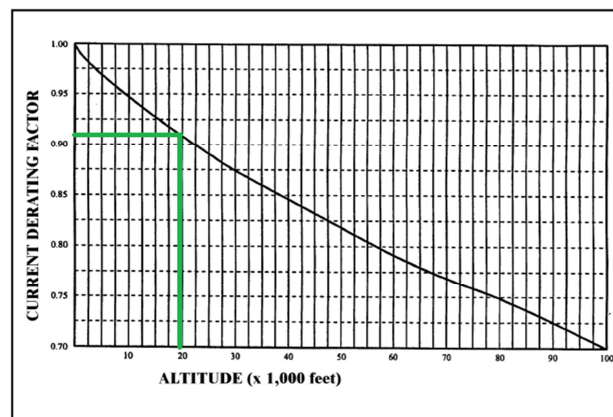


**Figura 50** Ref. Calibre y diferencial de temperatura

<sup>8</sup> Manual de Técnicas Corrientes de aviación para sistemas eléctricos

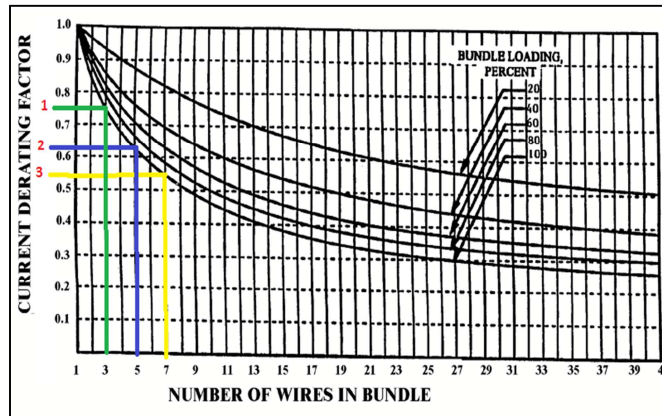
- La referencia 1 del grafico indica que donde  $\Delta T=150^{\circ}\text{C}$  y AWG 22,  $I_{\text{max}}= 17\text{Amp}$ , aplica para GRS 77 AHRs/GMU44, GTX-330.
- La referencia 2 del grafico indica que donde  $\Delta T=100^{\circ}\text{C}$  y AWG 18,  $I_{\text{max}}= 25 \text{ Amp}$ , aplica para KMA-28.
- La referencia 3 del grafico indica que donde  $\Delta T=100^{\circ}\text{C}$  y AWG 20,  $I_{\text{max}}= 18 \text{ Amp}$  aplica para GDU 620, GDC-74A, GNS430AW, GWX-68, KR-87, PM-3000, ELT C-406H.

Para el factor de corrección por la altura se utiliza la figura 51 Altitud Derating Curve, para obtener este dato de corrección de corriente se hace de acuerdo con la altura máxima de operación de la aeronave la cual es de 6000 metros (19.685ft) y da como resultado un factor de corrección de 0,91.



**Figura 51** Índice de corrección de acuerdo a altura de operación

Para el factor de corrección de la corriente por los arneses elaborados se toma como referencia la figura 52 que nos da el factor de corrección por arnés a emplearse.



**Figura 52** Índice de corrección de acuerdo al ARNES

Luego de realizar los cálculos establecidos en el estudio de ingeniería se tiene como resultado lo siguiente:

- La referencia 1 del grafico nos da un factor de 0,75 que aplica para las unidades GRS 77AHRS / GMU 44 PM-3000, ELT C-406H.
- La referencia 2 del grafico nos da un factor de 0,63 que aplica para las unidades GDC 74A, KR 87, KMA-28.
- La referencia 3 del grafico nos da un factor de 0,53 que aplica para las unidades GDU 620, GNS 430AW, GTX-330, GWX 68.

Con estos parámetros se halla las longitudes óptimas para el tipo de cable que será utilizado para la señal de alimentación y tierras en el circuito de cada equipo a instalar, se calcula:

- La máxima longitud permitida por caída de voltaje
- La máxima longitud permitida por corriente.

En los cuadros 7 y 8 se resumen las características y los cálculos para la selección del cable a utilizar en los equipos que se instalarán en la modificación de aviónica.

La longitud máxima resultante del cable se considera como crítica, luego de ajustarse por resistencia, rango de temperatura, altitud y cantidad de hilos por arnés, la longitud real debe superar la longitud establecida para cada equipo y no excede el límite de pérdidas de 1V; por lo tanto, los cables seleccionados son apropiados para las líneas de alimentación y de tierra para la modernización de aviónica en el helicóptero MI171E.



**Cuadro 7.- Tipo y características del cable a utilizar**

EQUIPO	MIL STD	RESIST. AWG (Ohm/Ft) Rc	AISLAMIENTO	RANGO TEMP.	PESO NOMINAL (Lb/1000Ft)	VOLTAJE NOMINAL	TIPO DE OPERACION	CORRIENTE DE CARGA I2 (A)	PERDIDA ADMTIDA DE VOLTAJE ΔV (V)
<b>GDU 620</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55 to 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	2.7	1
<b>GRS77 AHRs /GMU44</b>	MIL-W-22759/22	0.01620	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55°C a 200 °C	3.04	28 Vdc	Continua	1	1
<b>GDC-74A</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55 to 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	0.235	1
<b>GNS 430AW CONNECTOR</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55 to 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	1.2	1
<b>GNS 430AW CONNECTOR</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55 to 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	3	1
<b>GTX-330</b>	MIL-W-22759/22	0.01620	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethy.	-55°C a 200 °C	3.04	28 Vdc	Continua	1.6	1
<b>GWX-68</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55°C a 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	2.0	1
<b>KR-87 ADF</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-thylene	-55°C a 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	0,5	1
<b>KMA-28 INTERPHONE</b>	MIL-W-22759/18	0.00686	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55°C a 150 °C	6.41	28Vdc	Continua	2,5	1
<b>PM-3000 INTERPHONE</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55°C a 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	0,4	1
<b>ELT C-406H</b>	MIL-W-22759/20	0.00988	ETFE Ethylene-Tetrafluoro-Ethylene	-55°C a 150 °C	4.60	28 Vdc	Continua	2	1

**Cuadro 8.-** Calculo de la longitud crítica del cable

EQUIPO	T <sub>a</sub> (°C)	T <sub>r</sub> (°C)	ΔT (°C)	I <sub>2</sub> (A)	CABLE AWG	I <sub>MAX</sub> (A)	I <sub>MAX (ALT)</sub> (A)	I <sub>MAX (BUN)</sub> (A)	T <sub>2</sub> (°C)	RESIST. AWG (Ohm/Ft)	L <sub>1</sub> (ft)	L <sub>2</sub> (ft)	LR (ft)
										R <sub>c</sub>			
<b>GDU 620</b>	50	150	100	2,7	20	18	16,38	8,6814	105,77	0,00988	37,49	28,04	24.6
<b>GRS77 AHRs/GMU44</b>	50	200	150	1	22	17	15,47	11,6025	94,04	0,0162	61,73	47,82	25
<b>GDC-74A</b>	50	150	100	0,235	20	18	16,38	10,3194	65,09	0,00988	430,70	365,88	30
<b>GNS 430AW CONNECTOR MAIN</b>	50	150	100	1,2	20	18	16,38	8,6814	87,18	0,00988	84,35	66,73	26.24
<b>GNS 430AW CONNECTOR COM</b>	50	150	100	3	20	18	16,38	8,6814	108,78	0,00988	33,74	25,01	26.24
<b>GTX-330</b>	50	200	150	1,6	22	17	15,47	8,1991	116,26	0,0162	38,58	27,99	25.2
<b>GWX-68</b>	50	150	100	2	20	18	16,38	8,6814	98,00	0,00988	50,61	38,74	32.8
<b>KR 87</b>	50	150	100	0,5	20	18	16,38	10,3194	72,01	0,00988	202,43	168,08	26.24
<b>KMA-28</b>	50	150	100	2,50	18	25	22,75	14,3325	91,76	0,00686	58,31	45,48	26.24
<b>PM-3000</b>	50	150	100	0,40	20	18	16,38	12,285	68,04	0,00988	253,04	212,85	26.24
<b>ELT C-406H</b>	50	150	100	2,00	20	18	16,38	12,285	90,35	0,00988	50,61	39,65	35.26

## 5.6. Análisis de cargas

Este estudio tiene como propósito establecer la viabilidad desde el punto de vista del sistema eléctrico y las repercusiones en el mismo generadas por la instalación de nuevos sistemas, cambio de equipo obsoleto y la remoción de algunos sistemas los cuales se referencian a continuación:

La instalación de un sistema dual G500, dos unidades GPS GNS430AW, un transponder GTX-330, una caja de audio KMA-28 para comunicación con toda la tripulación; un sistema de ADF KR-87, un localizador de emergencia C-406H y una sistema de radar meteorológico GWX-68.

**Cuadro 9.-** Tipos del sistema Eléctrico del Helicóptero MI 171E

TIPO DE SISTEMA	CONFORMADO POR	ALIMENTACION
PRIMARIO	GENERADOR No. 1 TRIFASICO115 / 200 AC DE 40 KVA	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Transformador Rectificador</li> <li>• Sistema anti hielo Rotor principal</li> <li>• Sistema antihelio rotor de cola</li> </ul>
	GENERADOR No. 2 TRIFASICO115 / 200 AC DE 40 KVA	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Transformador Rectificador No. 2</li> <li>• Tres transformadores TS310SO4B</li> <li>• Sistema de anti hielo de los vidrios frontales de la cabina</li> <li>• Sistema de protección contra polvo de los motores</li> </ul>
SECUNDARIO	Sistema trifásico 36VAC / 400HZ	Bus primario
	Sistema monofásico 36VAC / 400HZ	Bus primario Instrumentos de motor Instrumentos Sistema hidráulico
	Sistema 27VDC	Usado como emergencia para los generadores
DC	Rectificadores	6KVA
	2 Baterías 1 invertido estático	Elementos que actúan en caso de emergencia: 27.5 VDC 25A/H PTS-800 Bm

Los equipos en el sistema eléctrico son protegidos mediante un conjunto de CB (circuit breaker) ubicados en el panel central inferior los

cuales están marcados con su respectiva función y amperaje (ver cuadro 10).

**Cuadro 10.-** Circuit Breakers del sistema Eléctrico

ITEM	SISTEMA	AWG	PROTECCIÓN (Amp)
1	ADF	20	1
2	KMA 28	20	2
3	GNS430	20	5
4	PM3000	20	2
5	ELT	20	1
6	ELT	20	1
7	RADAR	20	5
8	TRANSPONDER	20	5
9	GDU-620	20	5
10	GRS-77	22	5
11	GDC-74	22	5

### 5.7. Consumos Totales

En el siguiente análisis se encuentran los valores de corrientes del sistema eléctrico donde se hace un inventario de cargas generales del helicóptero con el sistema removido y el sistema instalado. Este balance de cargas determinar el porcentaje de carga y consumo del sistemas eléctrico alterado y el tiempo mínimo de carga de la batería en situación de emergencia.

Inicialmente se mostraran los equipos que serán removidos y la configuración nueva que afectaran el desempeño del sistema eléctrico en el helicóptero MI 171E (ver cuadro 11). Estas cargas se totalizan en sus valores máximos de corriente que manejan según las características del fabricante.

**Cuadro 11.-** Carga total de los equipos que serán removidos

<b>EQUIPOS A INSTALAR</b>	<b>QTY</b>	<b>Amp</b>
KSG 305	1	2
TAPE RECORDER P-503B	1	0,5
RADIO ORLAN-85ST Main	1	8,8
COMPASS SYSTEM GMK-1GE	1	1,68
GYRO HORIZON AGB-96D	1	2,4
ATTITUDE MONITOR BKK-18	1	1,65
AUTOPILOT AP-34B	1	2.5
Speed Sensitive Switch BSGO-400A	1	0,8
<b>TOTAL CORRIENTE REMOVIDA</b>		<b>17,83</b>

A continuación se listan los equipos que se instalarán en el helicóptero MI 171E y se hará una comparación de cargas entre los dos sistemas para analizar la diferencia de carga con el nuevo sistema (ver cuadro 11 y 12).

Este dato es muy importante porque al final de este análisis se podrá fundamentar técnicamente si la aplicación de estos equipos es apropiada o no.

**Cuadro 12.-** Carga total de los equipos a instalar

<b>EQUIPOS INSTALADOS</b>	<b>Cantidad</b>	<b>Carga Unitaria (Amp)</b>	<b>Carga Total(Amp)</b>
GDU 620	2	2,7	5,4
GRS77 AHRS/GMU44	2	1	2
GDC-74A	2	0,2	0,4
GNS 430AW CONNECTOR MAIN	2	1,2	2,4
GNS 430AW CONNECTOR COM	2	3	6
GTX-330	1	1,6	1,6
GWX-68	1	2	2
KR 87	1	0,45	0,45
KMA-28	1	2,5	2,5
PM-3000	1	0,4	0,4
ELT C-406H	1	2	2
<b>TOTAL CARGA INSTALADA</b>			<b>25,15</b>

**Cuadro 13.-** Variación de Cargas REMOVIDA vs INSTALADA

<b>VARIACIÓN CARGAS DE AVIONICA</b>	<b>CARGA TOTAL (Amp)</b>
CONSUMO AVIÓNICA REMOVIDA	17.83
CONSUMO AVIONICA A INSTALAR	25.15

Para el cálculo del cambio neto que será cargado a la barra de la alimentación se hace la siguiente operación:

$$\text{Nueva carga a la barra (A INSTALAR)} - \text{la carga antigua (REMOVIDA)} = \\ 25,15 \text{ Amp} - 17.83\text{Amp} = \mathbf{7.32\text{Amp}}$$

Este valor indica que el sistema eléctrico aumento en un 29% su capacidad; por lo tanto al final se debe evaluar si el sistema de generación y batería para saber si el helicóptero es capaz de soportar esta carga en situación de emergencia.

## **Capítulo 6**

### **6. CRITERIOS DE EVALUACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS**

#### **6.1. Criterios de Evaluación**

El análisis de cargas se basa en los consumos de cada equipo instalados en cada una de las etapas del vuelo como lo especifica la guía estándar para el análisis de cargas eléctricas y capacidad de fuentes de energía para aviones teniendo en cuenta las etapas del vuelo por unidad de tiempo. Las fases evaluadas son:

- Encendido de motores
- Carreteo
- Despegue
- Crucero
- Aterrizaje
- Emergencia.

A continuación para cada una de estas fases se considera y cuantifica el consumo en corriente de cada una de las cargas continuas. Las cargas intermitentes no se tomarán en cuenta, según lo especifica la guía de referencia, porque de hacerlo incurriríamos en errores ya que estas operan en tiempos muy cortos.

Es claro que algunos equipos presentan diferentes consumos dependiendo de la función que estén realizando, como los equipos de

comunicación que tienen consumos diferentes en transmisión y recepción, para lo cual en el análisis solo se tendrá en cuenta los consumos de recepción son más bajos que los consumos de transmisión.

#### **6.1.1. Análisis de Cargas para Condición de Emergencia**

Ya que se aumenta el consumo de carga en el sistema eléctrico se analizara este sistema en diferentes fases de vuelo para determinar si las batería de la aeronave son capaces de soportar el sistema de emergencia en vuelo (ver cuadro 12).



**Cuadro 14.-** Análisis de cargas luego de la modernización de la Aviónica del helicóptero MI 171E.

ITEM	EQUIPOS A INSTALAR	Cant	Amp	Tipo de Operación	Normal Operation						Emergency Operation			
					Operation Taxing		Operation Take-Off		Operation Cruise		Operation Cruise		Operation Landing	
					Consumo Taxeo	Operation for 10 min	Load Take-off	Operation for 10 min	Load Cruise	Operation for 60 min	Load Cruise	Operation for 10 min	Load Landing	Operation for 10 min
1	GI-106SA	1	0,1	C	0,1	1	0,1	1	0,1	1	0,1	1	0,1	1
2	KI-229	1	0,75	C	0,75	7,5	0,75	7,5	0,75	7,5	0,75	7,5	0,75	7,5
3	ARTEX C406-NHM	1	2	C	2	20	2	20	2	20	2	20	2	20
4	KMA28	1	2,5	C	2,5	25	2,5	25	2,5	25	2,5	25	2,5	25
5	KR 87	1	0,45	C	0,45	4,5	0,45	4,5	0,45	4,5	0	0	0	0
6	PS PM 3000	1	0,4	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
7	GNS 430AW CONNECTOR MAIN No.1	1	1,2	C	1,2	12	1,2	12	1,2	12	1,2	12	1,2	12
8	GNS 430AW CONNECTOR COM No.1	1	3	C	3	30	3	30	3	30	3	30	3	30
9	GNS 430AW CONNECTOR MAIN No.2	1	1,2	C	1,2	12	1,2	12	1,2	12	0	0	0	0
10	GNS 430AW CONNECTOR COM No.2	1	3	C	3	30	3	30	3	30	0	0	0	0
11	GTX33	1	1,6	C	1,6	16	1,6	16	1,6	16	1,6	16	1,6	16
12	GDU 620	1	2,7	C	2,7	27	2,7	27	2,7	27	2,7	27	2,7	27
13	GRS 77/ GMU 44	1	1	C	1	10	1	10	1	10	1	10	1	10
14	GDC 74	1	0,2	C	0,2	2	0,2	2	0,2	2	0	0	0	0
15	GAD 43	1	0,21	C	0,21	2,1	0,21	2,1	0,21	2,1	0,21	2,1	0,21	2,1
16	ANUNCIADOR MB	1	0,4	C	0,4	4	0,4	4	0,4	4	0,4	4	0,4	4
17	RADIO ALTIMETRO	1	1,1	C	1,1	11	1,1	11	1,1	11	1,1	11	1,1	11

ITEM	EQUIPOS A INSTALAR	Cant	Amp	Tipo de Operación	Normal Operation						Emergency Operation			
					Operation Taxing		Operation Take-Off		Operation Cruise		Operation Cruise		Operation Landing	
					Consumo Taxeo	Operation for 10 min	Load Take-off	Operation for 10 min	Load Cruise	Operation for 60 min	Load Cruise	Operation for 10 min	Load Landing	Operation for 10 min
18	FLIGHT DATA RECORDER BUR-1-2 Ser.2	1	2,2	C	2,2	22	2,2	22	2,2	22	2,2	22	2,2	22
19	AIR CONDITIONS SYSTEM RECEIVER TB-19	1	0,35	C	0,35	3,5	0	0	0	0	0	0	0	0
20	BLOWING	1	3,5	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
21	FIRE EXTINGUISHING	1	3,5	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
22	FUEL SYSTEM	1	5	C	5	50	5	50	5	50	5	50	5	50
23	HYDRAULIC SYSTEM	1	3	C	3	30	3	30	3	30	3	30	3	30
24	ANTI-ICING	1	25	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
25	INTERNAL LIGHTING	1	6	C	6	60	6	60	6	60	0	0	0	0
26	LIGHT WARNING	1	4,7	C	4,7	47	4,7	47	4,7	47	4,7	47	4,7	47
27	EXTERNAL LIGHTING	1	15,8	C	15,8	158	15,8	158	15,8	158	15,8	158	15,8	158
28	LIGHT CONTROL SYSTEM FPP-7M	1	8	C	8	80	8	80	8	80	8	80	8	80
29	AKR-15M AUTOMATIC DIRECTION FINDER	1	1	I	0	0	0	0	1	10	0	0	0	0
30	RAMP CONTROL SYSTEM	1	2,3	C	2,3	23	2,3	23	2,3	23	0	0	0	0
31	PITOT STATIC No. 1	1	4,2	C	4,2	42	4,2	42	4,2	42	4,2	42	4,2	42
32	PITOT STATIC No. 2	1	4,2	C	4,2	42	4,2	42	4,2	42	0	0	0	0
33	HYDRAULIC STOP	1	1,3	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
34	ENGINE CONTROL E'RD-3VM-2s	1	2,7	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

ITEM	EQUIPOS A INSTALAR	Cant	Amp	Tipo de Operación	Normal Operation						Emergency Operation			
					Operation Taxing		Operation Take-Off		Operation Cruise		Operation Cruise		Operation Landing	
					Consumo Taxeo	Operation for 10 min	Load Take-off	Operation for 10 min	Load Cruise	Operation for 60 min	Load Cruise	Operation for 10 min	Load Landing	Operation for 10 min
35	ENGINE INSTRUMENT	1	3,1	C	3,1	31	3,1	31	3,1	31	3,1	31	3,1	31
36	GEAR BOX INSTRUMENT	1	2,6	C	2,6	26	2,6	26	2,6	26	2,6	26	2,6	26
37	WINCH SYSTEM	2	2	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
38	EXTERNAL STORE	1	4,9	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
39	BAMBI BUCKET	1	2	I	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
<b>TOTAL CONSUMO EN EL SISTEMA ELÉCTRICO</b>			<b>129,16</b>		<b>82,86</b>	<b>828,6</b>	<b>82,51</b>	<b>825,1</b>	<b>83,51</b>	<b>835,1</b>	<b>65,16</b>	<b>651,6</b>	<b>65,16</b>	<b>651,6</b>

Donde el índice “C” indica carga constante en las fases de taxeo, decolaje, crucero y emergencia, y el índice “I” indica cargas intermitentes que son difíciles de determinar su tiempo de operación continua, por tanto se consideraran las cargas de tipo constantes para determinar el tiempo mínimo del sistema en emergencia.

Este balance tiene como resultado el siguiente análisis:

- Capacidad de la batería= 27.5 Amp.hr x (0,75) Factor Corrección= 20.625 Amp.Hr x 60 min= 1237.5 Amp.min x 2 baterías= 2475Amp.min
- Corriente durante crucero normal= 83.51 Amp
- Consumo durante el crucero= 83.51 Amp x 5 min= 417.55 Amp.min
- Corriente en aterrizaje de emergencia= 65,16 Amp
- Consumo durante aterrizaje de emergencia= 65.16 Amp x 10 min= 651,16 Amp.min
- Capacidad remanente para crucero= 2475Amp.min – 417.55 Amp.min - 651.16Amp.min= 1406.29 Amp.min
- Corriente en crucero de emergencia= 65.16 Amp
- Duración en crucero de emergencia= 1406.29 Amp.min / 65.16 Amp= 21,58 min
- Duración total para la potencia en vuelo emergencia= ( 5 + 21.58 min + 10 min)= 36.58 min.

Como se observa en el cálculo anterior la duración total del vuelo de emergencia debe ser mayor a 30 minutos y por tanto las batería deberá soportara esta carga en la barra de emergencia en caso de falla del alternador.

**Condición:**

Si la duración total en vuelo de emergencia es > a 30 min, entonces las baterías soportan la carga en emergencia

**Resultado:**

Como 36.58 min >30 min se concluye que sin problemas las dos baterías soportaran la carga en caso de emergencia

Para determinar el porcentaje de carga que es utilizado por la nueva instalación, sé tomara en cuenta la capacidad de los generadores en el sistema eléctrico. Este porcentaje no debe superar el 80% de la carga de los generadores.

Como los Generadores son Trifásicos de 115 / 200 AC DE 40 KVA, estos valores equivale a 201 Amperios de cada unidad; por tanto la carga total de generación es de 402 Amp.

**Cuadro 15.-** Porcentaje de carga de acuerdo a la alteración

<b>Sistemas</b>	<b>Carga</b>	<b>Capacidad</b>
Carga Generadores	402 Amp	100 %
Consumo de Equipos en la Alteración	129.16 Amp	32,10 %

Si el 80% de la carga total de los generadores equivale a 321.6 Amp, se hace la siguiente relación final de consumos.

32,10% (129.16 Amp) < 80%( 321.6 Amp)

Como el porcentaje de capacidad usada en la nueva instalación es menor al 80% de la carga de los generadores, al final de todo el análisis de cargas del sistema que se instala, se puede concluir lo siguiente.

## **6.2. Análisis de resultados**

- Los sistemas que serán instalados no generan cambios drásticos en los consumos de la aeronave.
- Como el consumo de los equipos a instalar es menor comparado con las unidades removidas, esto permitirá que el alternador conserve su margen de seguridad y no se degrade.
- El consumo de batería en el sistema eléctrico nuevo (INSTALADO) tendrá una capacidad aceptable en una situación de emergencia y cumplirá con el requerimiento mínimo de 30 minutos para soportar la operación de emergencia.
- La instalación nueva no superara la capacidad límite que demanda los generadores en el sistema eléctrico con un 32.107% de la carga de generación
- De acuerdo a los resultados obtenidos se puede indicar que el comportamiento de los equipos a ser instalados se acopla perfectamente con las performances de la aeronave.

### 6.3. Síntesis fotográfica



**Figura 53** Helicóptero MI 171E a ser modernizada



**Figura 54** Cabina de instrumentos original (Antes de Modernizar)



**Figura 55** Diseño e ingeniería





**Figura 56** Reunión Técnica para planificación y ejecución



**Figura 57** Desmontaje de instrumentos cabina



**Figura 58** Instalación de cableados (Arneses)





**Figura 59** Instalación y diseño de paneles e instrumentación



**Figura 60** Cabina de Instrumentos terminada



**Figura 61** Sistema G500H Operando (M1 7171E Modernizado)

#### **6.4. Diagramas y Pruebas de campo operacionales**

La diagramación de los planos estructurales, eléctricos, suplementos al manual de vuelo del piloto, y todos los check list que se realizaron se encuentran plasmados en el Estudio de Ingeniería AI-114-04MI171E-00, Quito, Pichincha: 15-BAE, 2012. Que actualmente se encuentran en el Departamento de Control de Calidad de la Aviación del Ejército.

## **Capítulo 7**

### **7. CONCLUSIONES**

#### **7.1. Conclusiones, recomendaciones y trabajo a futuro.**

Una vez realizada la modernización del helicóptero ruso MI171E, la aeronave cambia su configuración original de operación, dejando de ser solamente para vuelo visual (VFR), a vuelo visual o instrumental (VFR/IFR), lo que le proporciona mayor seguridad en las operaciones de vuelo y una ventaja operativa frente a otras aeronaves de su tipo.

Este trabajo permitió cumplir con el propósito fundamental de planificar, diseñar e implementar instrumental, equipos, dispositivos de aviónica y modificaciones estructurales, que mejoren el desempeño en los sistemas de navegación y comunicación originales del helicóptero MI171E.

Al realizar las pruebas de vuelo reglamentarias como aproximaciones instrumentales a pistas de aterrizaje cortas y largas que permitieron verificar que no existe un mínimo desplazamiento o diferencia entre el vuelo instrumental y el vuelo visual, confirmando de esta manera la fiabilidad y estabilidad del sistema diseñado e implementado.

El sistema hasta el momento ha operado 32 horas de vuelo visual e instrumental, sin haber presentado reporte alguno de mal funcionamiento o de marcación errónea de los parámetros de vuelo normal establecidos para la aeronave.

Este helicóptero actualmente por disponer de este tipo de sistema que brinda excelentes condiciones de seguridad para las operaciones aéreas, se encuentra cumpliendo comisiones de vuelo presidencial y de ministros de estado

Por el trabajo y la complejidad del proyecto una vez realizadas las pruebas funcionales, en base a los resultados que se obtuvieron, es necesario que se realice en lo posterior un análisis del alcance del espectro de radiación electromagnética del radar GWX68, a fin de determinar si los lóbulos laterales y posteriores, pueden afectar o no a las tripulaciones de vuelo.

El aporte de este proyecto en beneficio de la Aviación del Ejército en el ámbito operativo se ve reflejado en la actualización de los sistemas de COM-NAV con equipos de cuarta generación, los mismos que han permitido avanzar tecnológicamente el equipamiento de estos helicópteros para un tiempo estimado de 10 años.

El costo beneficio para la Fuerza Terrestre económicamente hablando, se refleja en un ahorro promedio de 800.000,00 a 1'000.000,00 de dólares por cada aeronave modernizada.

Actualmente en el Ecuador no existen sistemas similares al que se diseñó e instaló en el helicóptero MI171E de fabricación Rusa en el CEMA E 15.

Luego de los resultados alcanzados, se dio inicio a la planificación de trabajos para la modernización de los helicópteros medianos

restantes, y posteriormente en lo posible para aeronaves de las otras Fuerzas Armadas.

El aporte en el campo operativo, en base a las encuestas realizadas al personal de pilotos e instructores de vuelo de esta aeronave antes y después del trabajo desarrollado, existe un 99% de aceptación y confianza en el nuevo sistema, así mismo se creó un ambiente autodidacta en el personal de pilotos que de una u otra manera sienten la necesidad de estar actualizados en el nuevo sistema G500H.

La investigación y materialización de este proyecto, por el hecho de haber sido planificado y ejecutado por técnicos ecuatorianos, en base al desarrollo de su estudio de ingeniería bajo normativa OACI, diferentes STC, análisis de cargas, compatibilidad de equipos, análisis de esfuerzos estructurales finitos aplicados en diferentes aeronaves, entre otros, hacen que sea aún más valioso el aporte científico-tecnológico entregado a la Aviación del Ejército.

## **8. BIBLIOGRAFÍA**

- A. Capelo y A. Hernández, *Estudio de Ingeniería AI-114-04MI171E-00*, Quito, Pichincha: 15-BAE, 2012.
- US Department of Transportation - Federal Aviation Administration, *Document AC 43.13-2A*, Washington DC: Aviation Supplies & Academics, 1977.

- US Department of Transportation - Federal Aviation Administration , *Aircraft Inspection Repair & Alterations, Document AC 43.13-1B*, Washington DC: Aviation Supplies & Academics, 1998.
- GARMIN Co., *Manual de instalación del Sistema GNS 430AW*, USA: GARMIN Co., 2004.
- GARMIN Co., *Manual de Instalación equipo G500H Documento 190-01102-06*, USA: GARMIN Co., 2011.
- DAC, *RDAC 043-MANTENIMIENTO-APÉNDICE 1*, QUITO - ECUADOR: DAC, 2012.
- V. V. Briones, *Radiaciones Electromagnéticas*, 2008.
- UIT-R, «<http://www.itu.int/es/Pages/default.aspx>,» 2012. [En línea]. Available: [http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/m/R-REC-M.1464-1-200306-!!!PDF-S.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/m/R-REC-M.1464-1-200306-!!!PDF-S.pdf).
- Manual de instalación del sistema ELT ARTEX C406-NHM P/N 570-5060, revisión D (20 Marzo de 2007)
- Manual de instalación del sistemas CAJA DE CONTROL DE AUDIO KMA 28 P/N 006-10565-000, revisión 0 (Septiembre del 2000)
- Manual de instalación del sistema ADF KR 87 P/N 006-05184-0007, revisión 7 (Julio de 1998)
- Manual de Mantenimiento, Parte Eléctrica MI-171, documento 8AMT.0007.00.RE LU
- Manual de Mantenimiento, Parte Estructural MI-171, documento 8AMT.0007.00.RLE- LU

- Manuales de instalación equipos GWX 68. Documento 190-00140-02
- Manuales de instalación equipos GTX 330. Documento 190-00207-02
- Standarization Guide for Integrated Cockpits, Document AC 23-23
- System Safety Analysis and Assessment for Part 23 Airplanes. Document AC 23-1309-1E.
- Installation of electronic Displays in Part 23 Airplanes. Document AC 23-1311-1C
- Standard Guide for aircraft Electrical Load and Power Source Capacity Analysis. Document ASTM F 2490-5
- Procedures for Performing a Failure Mode, Effects and Criticality Analysis. Document MIL-STD-1629A
- Standard Applied to Wire Cable Aerospace. Document MIL-W-22759/SAE AS 22759
- Metallic Materials Properties Development and Standardization. Document MMPDS-01
- SPC-5 Document FAA-TSO-C73

## **9. ARTÍCULO TÉCNICO**

A continuación se muestra el artículo técnico elaborado para el presente proyecto, el mismo que plasma en su contenido un resumen de la planificación y ejecución del mismo.

# MODERNIZACIÓN DE LOS SISTEMAS DE COMUNICACIÓN Y NAVEGACIÓN DEL HELICÓPTERO MI-171E RUSO

Aldo Capelo Badillo<sup>1</sup>, Danilo Corral De Witt<sup>2</sup>

*1 Centro de Mantenimiento de la Aviación del Ejército, Sangolquí. Ecuador*

*2 Departamento de Eléctrica y Electrónica, ESPE. Sangolquí. Ecuador*

*aldogrivaldy2005@hotmail.com; drcorral@espe.edu.ec*

**Resumen:** Existe un creciente interés por mejorar y optimizar la seguridad de las aeronaves que cumplen misiones de transporte de personal, suministros y trabajos específicos en Fuerzas Armadas. La falta de equipo e instrumentos que mejoren la seguridad de vuelo y el empleo de los actuales sistemas de comunicación y navegación con prestaciones mínimas y desactualizados en las aeronaves ponen en riesgo las operaciones y las vidas humanas que se encuentran involucradas en su operación diaria.

El presente artículo reúne los resultados de la investigación, planificación e implementación de un sistema de comunicación y navegación (COM-NAV) de cuarta generación en un helicóptero MI 171E Ruso con equipos y tecnología norteamericana.

Para ello se realizó el diseño de la solución específica para el helicóptero, basado en el Estudio de ingeniería elaborado con el soporte de las casas fabricantes, se ejecutaron los trabajos planteados en la solución diseñada y finalmente se realizaron las pruebas de campo y los vuelos de verificación de la operatividad del sistema.

Los resultados permitieron comprobar el desempeño del sistema implementado integrando varios equipos de comunicación y navegación de fabricación norteamericana, proporcionando de esta manera una solución a los problemas mencionados, obteniendo como resultado una aeronave en condiciones de realizar vuelo instrumental (IFR) y/o nocturno.

**Palabras Clave:** Sistemas de COM-NAV, Modernización, Helicóptero MI 171E Ruso, Vuelo instrumental IFR.

**Abstract:** There is a growing interest in improving and optimizing the safety of aircraft meeting personnel transport missions, supplies and specific jobs in the Armed Forces. Lack of equipment and tools to improve flight safety and the use of existing communication and navigation systems with minimum benefits and outdated to endanger aircraft operations and human lives that are involved in its daily operations.

This paper brings together the results of research, planning and implementation of a communication and navigation system (COM-NAV) fourth generation in a Russian helicopter MI 171E with U.S. equipment and technology.



This was achieved by designing the specific solution for the helicopter, based on the engineering study prepared with the support of the houses manufacturers, raised work were implemented in the solution designed and finally conducted field tests and flights verification of system operability.

The results could check the system performance by integrating various communication and navigation equipment American-made, thus providing a solution to these problems, resulting in an aircraft capable of performing instrument flight (IFR).

**Key words:** COM-NAV systems, Modernization, 171E Russian Helicopter MI, IFR Instrument flight.

## I. Introducción

La Fuerza Terrestre a través de la Brigada de Aviación del Ejército No. 15 “PAQUISHA”, tiene la misión de planificar y ejecutar operaciones aéreas en todo el territorio nacional; para lo cual es prioritario mantener operables sus helicópteros y así cumplir con las tareas encomendadas. Actualmente dispone de 2 helicópteros MI171E nuevos, de fabricación rusa, adquiridos a finales del año 2010, los cuales disponen de sistemas de comunicación y navegación básicos para condiciones de vuelo visual VFR (Visual Flight Rules) y no para condiciones de vuelo instrumental IFR (Instrumental Flight Rules), las aeronaves cuentan también con sistemas de navegación y comunicación básicos como Brújula Magnética y Radio VHF Orlan, lo que ha limitado su utilización y empleo en condiciones climatológicas extremas, constituyendo un factor de riesgo en las operaciones que realiza.

Al modernizar los sistemas de comunicación y navegación de los helicópteros MI-171E, se está en condiciones de realizar vuelos VFR / IFR, bajo las normas de aeronavegabilidad y seguridad vigentes. Este proyecto, permite mantener en condición segura de operación y aeronavegabilidad a los helicópteros MI-171E por un período estimado de diez años. Marcando así el inicio de este tipo de actividades de mantenimiento y actualización de aeronaves en la 15 BAE “PAQUISHA” y en el país, con la participación de técnicos e ingenieros exclusivamente ecuatorianos.

Para la modernización, se emplea instrumentos y equipamiento que cumplen con el estándar ARINC (Aeronautic Radio Incorporated), el mismo que permite la interoperabilidad entre dispositivos de aviación, cumpliendo con todos los parámetros establecidos por la FAA (Federal Aviation Administration) para una comunicación y navegación segura de la aeronave. Además se elaboró el Estudio de Ingeniería [1] que contempla el cumplimiento de todo lo relacionando a modificaciones estructurales, eléctricas, de conectividad y de procedimiento en los sistemas de comunicación y navegación para el Helicóptero MI 171E bajo la norma OACI<sup>9</sup>, considerando variables como el diseño de aeronave, la seguridad de vuelo y los sistemas de COM-NAV actuales.

---

<sup>9</sup> OACI.- Organización de Aviación Civil International

En la orden de ingeniería realizada, están registradas todas las cartas de trabajo y los formularios de seguimiento y cumplimiento ejecutados, además la verificación en cada fase a lo largo de la ejecución del proyecto por parte del Departamento de Control y Aseguramiento de la Calidad.

Como contribuciones que aporta este proyecto de investigación y ejecución se puede decir que:

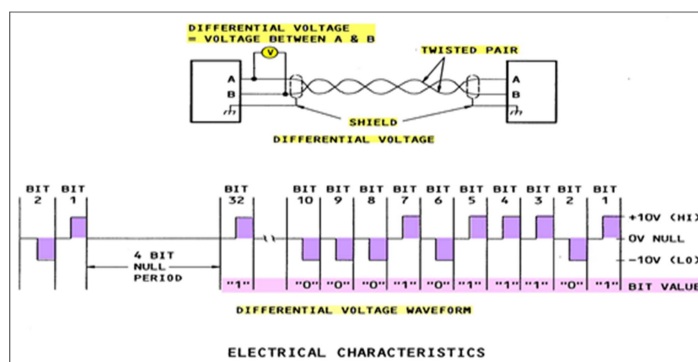
- a) Es posible modernizar los sistemas de comunicación y navegación del helicóptero MI-171E Ruso con tecnología norteamericana y técnicos ecuatorianos.
- b) Se demostró que existe instrumentación disponible y adecuada para comunicación y navegación aérea, que es compatible con los sistemas actuales de la aeronave.
- c) Se comprobó que los protocolos de comunicación del instrumental y equipos a implementarse, son compatibles con el sistema original de la aeronave.
- d) Finalmente se demostró que la modernización de los sistemas de comunicación y navegación, no afectaron al diseño estructural, eléctrico y electrónico actual de la aeronave.

## **II. Normativa para la modernización de los sistemas de comunicación y navegación para el helicóptero MI 171E Ruso**

Para llevar a cabo la modernización del helicóptero MI 171E, se realizó el análisis de los protocolos de comunicación que maneja la aeronave y que se aplican a los equipos que se implementaron, al mismo tiempo se elaboró el Estudio Técnico respectivo [1] bajo normas OACI que regulan cualquier tipo de modificación estructural o de sistemas a la configuración de una aeronave [2] [3]. Se determinaron los equipos a emplearse en base a factores como entorno, fiabilidad, costo y aplicabilidad. Esta aeronave en su ficha de matrícula original registra solo una radio como medio de comunicación y un ADF (radio ayuda) como medio de navegación.

### a) *Protocolo estándar de Aviación ARINC.*

Aeronautical Radio Incorporated (ARINC), creado en 1929, es el proveedor que lidera las comunicaciones de sistemas de transporte y soluciones de ingeniería para las cinco industrias principales: aviación, aeropuertos, defensa, gobierno y transporte. Este tipo de protocolo estándar, a su vez se subdivide en: ARINC-429, 561, 575, 664, 708 y MIL-STD-1553.



**Figura 1. Protocolo ARINC 429<sup>10</sup>**

ARINC-429 es el protocolo más común de aviónica estándar, utilizado por todos los aviones y helicópteros Airbus y Boeing, en él se proporciona una descripción de las funciones y las interfaces físicas y eléctricas de apoyo para el sistema de transferencia de información digital [4] [5]. Es similar a la norma ARINC-561 y se basa en la norma ARINC-575. Los mensajes constan de una sola palabra de datos, 32 bits de longitud, como se observa en la figura 1.

b) *Norma OACI para modificaciones en aeronaves.*

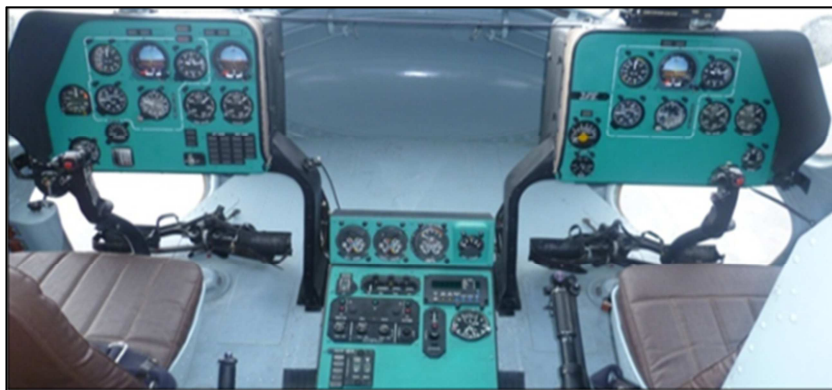
La información contenida en la RDAC 043 del Ecuador [6] y las normas establecidas por la OACI art 37 anexo 6 en lo relacionado a modificaciones o alteraciones que se pretendan realizar al diseño original de una aeronave, y no afecten la aeronavegabilidad contempla que los Estudios Técnicos de Ingeniería deben ser entregados como primer paso a seguir para una modificación a la configuración original de una aeronave, estos a su vez deben ser aprobados por el Departamento de Aseguramiento de la Calidad de la entidad usuaria, y firmados por un ingeniero aeronáutico como máxima autoridad para permitir la aeronavegabilidad de la aeronave, solo ahí es posible la aplicación de la modificación.

Este documento debe contener entre otros, dependiendo de la modificación, una tabla de contenido, razón de la modificación o alteración, referencias técnicas, materiales y sus características, análisis de peso y balance, análisis de cargas eléctricas, análisis estructural, reportes de pruebas, diagramas de instalación, suplementos a los sistemas afectados, suplementos de vuelo para los pilotos y vuelos de prueba si aplica.

**III. Diseño e implementación del proyecto.**

El helicóptero MI 171E cuando fue adquirido en el año 2010, en la configuración inicial poseía el panel de instrumentos como se observa en la figura 2, es decir con los instrumentos analógicos básicos para la aeronavegación visual.

<sup>10</sup> [www.expertsmind.com/arinc-429](http://www.expertsmind.com/arinc-429)



**Figura 2. Configuración inicial del Helicóptero**

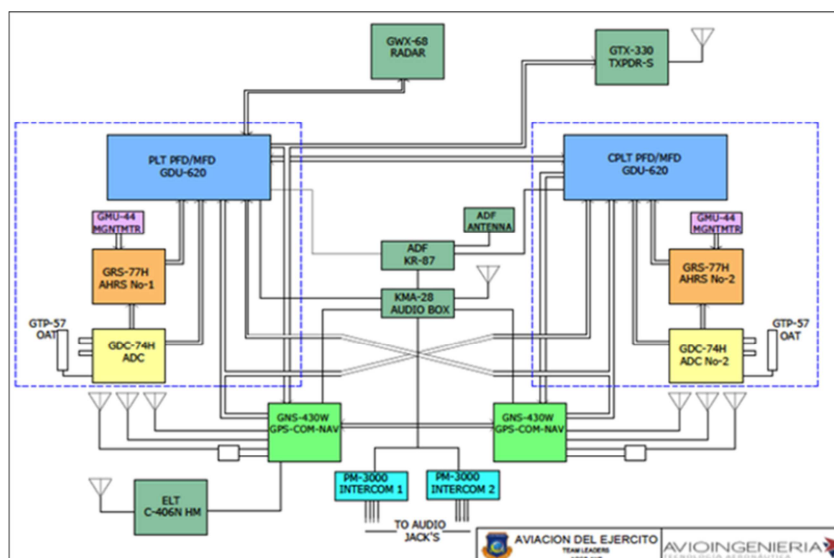
Para la implementación del proyecto se utilizó los siguientes equipos: pantallas duales GARMIN G500H, navegador ILS-VOR-GPS-IFR-VHF-GARMIN GNS-430AW, radar GWX-68, transponder modo S GTX-330, caja de control de audio KMA 28, ADF KR.87, intercomunicador de audio PS PM3000 y localizador de emergencia C406-NHM.

Estos equipos fueron elegidos luego de un análisis de su entorno, su fiabilidad, costos y compatibilidad con la aeronave.

Luego del respectivo análisis se pudo determinar que los equipos del fabricante GARMIN, presentan mayor fiabilidad con el paso del tiempo, es decir que el equipo se adapta de mejor manera al sistema de la aeronave.

En lo que respecta a costos de los equipos de la línea GARMIN, no resultan ser de los más económicos pero son aquellos que en base a los parámetros considerados, justifican su adquisición y se adaptan a la performance original de la aeronave.

El diseño esquemático de la solución tecnológica planteada es el que se muestra en la figura 3. La interconexión de los equipos en la aeronave se encuentra establecida de acuerdo a criterios netamente técnicos y aeronáuticos.



**Figura 3. Diagrama de interconexión implementado**

A continuación se resume la función que realiza cada uno de los dispositivos que forman parte de la solución ejecutada.

**GDU 620** tiene dos pantallas VGA (640 X 480 pixeles) de 6,5 pulgadas LCD, al lado izquierdo de la GDU se encuentra la pantalla primaria de vuelo o PFD, al lado derecho se encuentra la pantalla multifunción o MFD.

En la PFD se muestra información primaria de vuelo como pitch, roll, rata de banqueo, rumbo, velocidad, velocidad vertical, desviación vertical y de curso, HSI<sup>11</sup>, RMI<sup>12</sup> y ADI<sup>13</sup>. En la MFD se puede visualizar información, cartas de navegación, información del plan de vuelo, tráfico, radar y advertencia de terreno.

Es un sistema de arquitectura abierta que usa las siguientes interfaces: ARINC 429: Ocho puertos de entrada y cuatro puertos de salida; RS 232: Ocho puertos de entrada o salida; RS – 422 / RS – 485: 4 puertos bidireccionales para Tx y Rx; Ethernet: 2 puertos bidireccionales para Tx y Rx; entradas y salidas discretas: 10 entradas discretas, 8 activadas como bajos y 2 activadas como altos; entradas ARINC 453 / 708: 2 entradas que permiten la comunicación con el radar meteorológico y el TAWS<sup>14</sup>.

**AHRS GRS 77H** es una unidad de referencia de actitud y rumbo, la cual provee a la GDU 620 las características de actitud y vuelo de la aeronave, esta unidad posee sensores de tilt, rate y acelerómetros. Tiene una interfaz con el GDC 74A (Air Data Computer), el Magnetómetro y el GPS WAAS<sup>15</sup> Navigator. La información se envía mediante el protocolo ARINC 429. El GRS 77 suministra la información de: Heading, pitch y roll, Rata de Yaw, pitch y roll, Aircraft body-axis accelerations, Ratas de cambio de heading, pitch y roll y Aceleraciones de la aeronave expresadas en un marco local de referencia.

El rango de voltaje de operación es de 10 a 33 voltios DC. Suministra rangos operativos de voltaje al GMU44 (magnetómetro). El GRS 77H<sup>16</sup> tiene las mismas funciones y capacidades del GRS 77, pero tiene una mayor capacidad de vibración y la compatibilidad con el vuelo de helicópteros

**GMU 44 (Magnetómetro)** censa información de campo magnético, estos datos son enviados a GRS 77H AHRS para procesar y determinar el rumbo magnético de la aeronave, recibe alimentación directa del GRS 77H y mantiene comunicación con este utilizando el protocolo RS 485. Suministra información magnética que soporta funciones del GRS77H.

**GDC 74A (Air Data Computer)** recibe información de los sistemas pitostáticos y de la sonda de temperatura atmosférica externa, es el encargado de proveer al sistema G500H datos de altura, velocidad, velocidad vertical y temperatura atmosférica externa, provee

<sup>11</sup> HSI.- Indicador de situación Horizontal.

<sup>12</sup> RMI.- Indicador Radio Magnético.

<sup>13</sup> ADI.- Indicador Director de Attitud.

<sup>14</sup> TAWS.- Terrain Awareness Warning System (Sistema de advertencia de la proximidad del terreno).

<sup>15</sup> WAAS.- Sistema de aproximación y precisión.

<sup>16</sup> H.- Significa para Helicóptero.

información al GDU 620 y GRS 77H usando una interface digital ARINC 429. Proporciona la siguiente información: Temperatura del aire, presión estática corregida, densidad, altitud, impacto de presión no corregida, velocidad indicada, número mach, presión de altitud, presión total, velocidad verdadera, velocidad vertical.

**TRANSPONDER GTX330 Modo S** es un transmisor-receptor de ondas de radio que opera en frecuencias de radar. Recibe ondas de radares de tierra o interrogaciones de TCAS<sup>17</sup> en frecuencia de 1030 MHz y transmite pulsos de respuesta codificados hacia el radar de tierra o hacia el TCAS de otras aeronaves en una frecuencia de 1090 MHz. Dispone de puertos de transmisión/recepción de datos con protocolo ARIN 429 y RS 232.

Responde hacia el ATCRBS<sup>18</sup> en modo A, modo C y Modo S a todas las interrogaciones. La pantalla cumple con las especificaciones cuando se visualiza dentro de las siguientes posiciones:

- Ángulo de visión del piloto +- 45° de izquierda a derecha
- Ángulo de visión del piloto desde arriba 30° y desde abajo 10°

**GWX 68 (Radar meteorológico)** es un sistema que muestra con precisión el clima, este se vuelve altamente dependiente de la barrida de la antena del radar y de su eficiencia de transmisión. No tiene una interfaz directa con el piloto, el radar es controlado por separado a través de una pantalla multifunciones, como la pantalla MFD del G500H, y su función es la visualización y control de la unidad.

Tiene un óptimo rendimiento de transmisión al usar una antena tipo DO-213 Clase A de 12” (Instalación basada en STC<sup>19</sup> No. SA01670SE pág. 5), el cual tiene un inclinación en azimut a + -45 grados y de elevación en + -30 grados. Usa interfaces ARINC 429, ARINC 453 y comunicación de interface Ethernet.

**GNS 430AW** es un sistema de VOR/LOC/GS/GPS IFR/COM<sup>20</sup> que está diseñado para comunicación VHF en un rango de frecuencias de 118.000 MHz a 136.975 MHz con una salida de potencia de 10 a 16 Vatios. Y para navegación con un rango de frecuencia de 108.00 MHz a 117.95 MHz donde entrega información a los diferentes indicadores de VOR / NAV / GPS y visualización gráfica en la ventana GPS del equipo.

**ELT Artex modelo C406-NHM (Localizador de emergencia)** es un equipo de una sola salida, que incorpora información de latitud y longitud a partir del GPS IFR del equipo GNS-430AW en el helicóptero. Las tres frecuencias de emergencia (121.5/243.0 y 406,028 MHz) utilizan la misma salida de RF, por lo que requiere un sólo cable coaxial para conectarse con la antena Artex de entrada única. Se activa automáticamente durante un choque y transmite la señal de barrido estándar a 121,5 y 243 MHz cada 50 segundos por 520 ms, el transmisor de 406,028 MHz se enciende y transmite un mensaje digital codificado para el sistema satelital Cospas / Sarsat.

---

<sup>17</sup> TCAS.- Sistema de alerta de colisión y tráfico.

<sup>18</sup> ATCRBS .- Air Traffic Control Radar Beacon System.

<sup>19</sup> STC.- Certificado Tipo Complementario (según FAA).

<sup>20</sup> VOR/LOC/GS/GPS IFR/COM.- Sistema de comunicación y navegación.

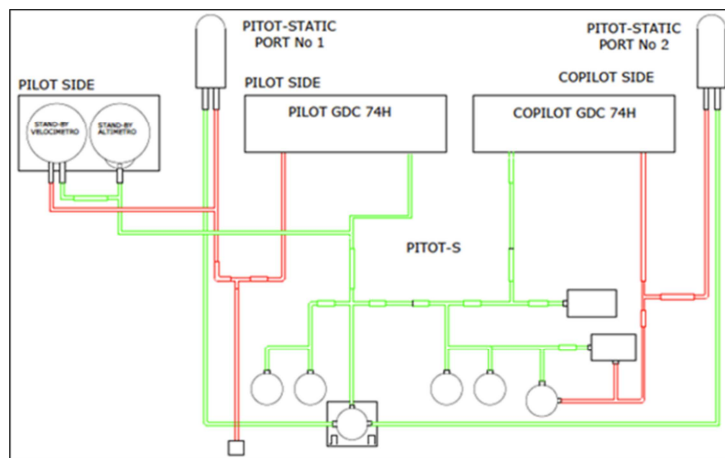
**KMA 28 (Sistema de Audio)** es un selector y amplificador de audio que contiene un sistema automático que activa el sistema de intercomunicación (VOX<sup>21</sup>). En esta se puede seleccionar hasta tres transceptores (Com 1, Com 2 y Com 3) y seis receptores (Nav1, Nav2, ADF, DME, MKR,AUX). Tiene la capacidad de permitir al piloto y copiloto manejar transceptores diferentes por separado. Adicional un receptor de Marker Beacom<sup>22</sup> de 3 luces para proveer marcación visual y audible a la tripulación.

**ADF KR 87 (Indicador Automático de Dirección)** es un receptor de sintonización digital de estado sólido que proporciona indicación de rumbo en estaciones de tierra seleccionadas desde la banda de frecuencia de 200 a 1799 KHz y que proporciona también recepción de audio para que el piloto pueda identificar y escuchar estaciones de difusión o de información meteorológica.

**PM3000 (Interconexión de Audio)** es un panel de intercomunicación con varios volúmenes y los circuitos de VOX (activación por voz squelch<sup>23</sup> o PTT) utilizando los controles de volumen y silenciador unificado para el piloto y copiloto.

#### IV. Análisis de Resultados

La parte medular de la solución implementada en la aeronave consiste en la integración de las pantallas G500H con los navegadores GNS 430AW, y al final se integra todo el sistema con el subsistema de audio sin dejar de lado al sistema anemobarométrico PITOT de la aeronave, como se observa en la figura 4.



**Figura 4. Integración del sistema G500H con el sistema anemobarométrico**

Para el diseño de todos los elementos que involucran modificación de la parte estructural, se realizó el respectivo análisis de cargas y esfuerzos finitos que pueden afectar a los paneles, soportes de instrumentos y equipos a instalarse en la aeronave [1], en el caso de los paneles de instrumentos, se diseñó y modeló la estructura que fue cortada en duraluminio 2024-T3 0.125/0.064/0.040 de uso aeronáutico, el cambio de la apariencia de los paneles se muestra en la figura 5.

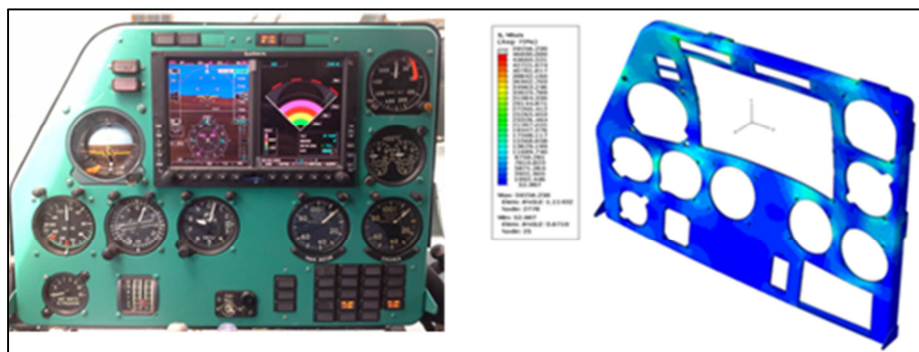
<sup>21</sup> VOX.- Activación por voz squelch o PTT (Push To Talk)

<sup>22</sup> Marker Beacon.- Sistema Radiobaliza para ILS (Aterrizaje por instrumentos).

<sup>23</sup> Squelch.- Función de los equipos de RF que permite limitar los ruidos de fondo de la señal de radio, silenciándolos.

Finalmente una vez materializada toda la ingeniería y el diseño estructural en el CEMAE 15, la aeronave es sometida a un proceso minucioso de regulaciones y alineamientos tanto en tierra como en vuelo.

Realizada la integración de los diferentes sistemas y equipos, la aeronave cambia su configuración inicial y deja de ser una aeronave que solo realizaba vuelo visual a ser una aeronave con toda la capacidad de realizar vuelo instrumental y nocturno



**Figura 5. Configuración final del Panel de instrumentos y diseño estructural**

En base al análisis del Peso y Balance contemplado en el estudio de Ingeniería elaborado (Capítulo 2), se obtuvieron los resultados que se muestran en la tabla 1.

Se pudo observar que el Centro de Gravedad de la aeronave que originalmente se encontraba desplazado -84 mm hacia adelante, se recorrió 18 mm hacia atrás, ubicándose en los -66.02 mm de su punto cero. El rango de operación normal de la aeronave permite un desplazamiento +/- 95 mm.

**Tabla 1: Peso y Balance de la Aeronave**

ITEM	DESCRIPCIÓN	PESO (kg)	BRAZO (mm)	MOMENTO
1	Peso del helicóptero vacío antes de la modificación	7278.780	-84.00	-611417.52
2	Peso del helicóptero vacío luego de la modificación	7312.694	-66.02	-482789.338

Para determinar el porcentaje de carga que es utilizado en la nueva configuración, se tomó en cuenta la capacidad de los generadores del sistema eléctrico. Este porcentaje no debe superar el 80% de la carga. Como los Generadores son Trifásicos de 115 / 200 AC DE 40 KVA, estos valores equivale a 201 Amperios de cada unidad; por tanto la carga total de generación es de 402 Amp.

En base al análisis de carga establecido en el estudio de Ingeniería elaborado (Capítulo 3), se obtuvieron los resultados que se muestran en la tabla 2, en donde se observa que el consumo de los equipos instalados corresponde a un 32.10 % y no sobrepasa el 80 % de la carga.



**Tabla 2: Porcentaje de Carga de acuerdo a la modificación**

<b>Sistemas</b>	<b>Carga</b>	<b>Capacidad</b>
Carga Generadores	402.00 Amp	100.0 %
Consumo de Equipos en la Alteración	129.16 Amp	32.10 %

## **V. Trabajos relacionados.**

Actualmente en el Ecuador no existen sistemas desarrollados similares al que se diseñó e instaló en el helicóptero MI171E de fabricación rusa, que pertenece a la Fuerza Terrestre Ecuatoriana.

Luego de los resultados alcanzados, se han iniciado conversaciones para realizar en Ecuador, específicamente en el CEMA E 15, la modernización para las aeronaves de las Fuerzas Armadas de Colombia, México y Perú.

Esto hace aún más valiosa la investigación y materialización de este proyecto que se fundamentó en base a diferentes STC, Órdenes de Ingeniería, análisis de cargas, compatibilidad de equipos, análisis de esfuerzos estructurales finitos aplicados en diferentes aeronaves, todo esto diseñado y ejecutado por profesionales ecuatorianos.

En lo que corresponde a las radiaciones electromagnéticas producidas por el radar que se instaló como parte del sistema, se tomó como referencia a los trabajos de investigación desarrollados por Verenis Vargas B [7], que presenta los efectos producidos por las radiaciones electromagnéticas, así como también la recomendación UIT-R M. 1464 [8] en donde se indica los criterios de protección de los radares.

## **VI. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO**

Una vez realizada la modernización del helicóptero ruso MI171E, la aeronave cambió la posibilidad de vuelo de reglas visuales solamente (VFR), a reglas visuales o instrumentales (VFR/IFR), lo que le proporciona mayor seguridad en las operaciones de vuelo y una ventaja operativa frente a otras aeronaves de su tipo.

La realización de este trabajo ha permitido cumplir con el propósito fundamental de planificar, diseñar e implementar instrumental, equipos, dispositivos de aviónica y modificaciones estructurales, que mejoren el desempeño en los sistemas de navegación y comunicación originales del helicóptero MI171E.

Se realizó pruebas de vuelo reglamentarias como aproximaciones instrumentales a pistas de aterrizaje cortas y largas que permitieron verificar que no existe un mínimo desplazamiento o diferencia entre el vuelo instrumental y el vuelo visual, confirmando de esta manera la fiabilidad y estabilidad del sistema diseñado e implementado.

El sistema hasta el momento ha operado 32 horas de vuelo visual e instrumental, sin haber presentado reporte alguno de mal funcionamiento o de marcación errónea de los parámetros de vuelo normal establecidos para la aeronave.

Por el trabajo y la complejidad del proyecto una vez realizadas las pruebas funcionales y en base a los resultados que se obtuvieron, es necesario que se realice en lo posterior un análisis del alcance del espectro de radiación del radar GWX68, a fin de determinar si los lóbulos laterales y posteriores, pueden afectar o no a las tripulaciones de vuelo.

## AGRADECIMIENTOS

A: Ing. Patricio Vizcaíno, Msc. Colaborador, al Ing. Rodrigo Silva T, Msc. Coordinador del programa MRIC, al Ing. Alonso Hernández AIT 1783, soporte GARMIN, a la Brigada de Aviación del Ejército, auspiciante del Proyecto, al personal técnico de la Sección Aviónica, que creyeron, confiaron y brindaron todo su apoyo en las diferentes áreas involucradas en este proyecto, a la Fuerza Terrestre, que asignó el soporte económico necesario para poder materializar esta solución tecnológica planteada en beneficio de la seguridad de las operaciones aéreas.

La investigación y desarrollo de este sistema de COM-NAV como un trabajo a nivel de maestría, plasma en el resultado final el haber demostrado que fue posible materializar un gran proyecto en base a la formación y a los conocimientos adquiridos a lo largo de los estudios realizados en el programa MRIC en conjunto con la experiencia profesional y personal de 15 años en el área de aviación.

## VII. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] A. Capelo y A. Hernández, *Estudio de Ingeniería AI-114-04MII71E-00*, Quito, Pichincha: 15-BAE, 2012.
- [2] US Department of Transportation - Federal Aviation Administration, *Document AC 43.13-2A*, Washington DC: Aviation Supplies & Academics, 1977.
- [3] US Department of Transportation - Federal Aviation Administration, *Aircraft Inspection Repair & Alterations, Document AC 43.13-1B*, Washington DC: Aviation Supplies & Academics, 1998.
- [4] GARMIN Co., *Manual de instalación del Sistema GNS 430AW*, USA: GARMIN Co., 2004.
- [5] GARMIN Co., *Manual de Instalación equipo G500H Documento 190-01102-06*, USA: GARMIN Co., 2011.
- [6] DAC, *RDAC 043-MANTENIMIENTO-APÉNDICE 1*, QUITO - ECUADOR: DAC, 2012.
- [7] V. V. Briones, *Radiaciones Electromagnéticas*, 2008.
- [8] UIT-R, «<http://www.itu.int/es/Pages/default.aspx>,» 2012. [En línea]. Available: [http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/m/R-REC-M.1464-1-200306-I!!PDF-S.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/m/R-REC-M.1464-1-200306-I!!PDF-S.pdf).

Ing. Aldo G. Capelo B.



Nació en Riobamba-Chimborazo.

En el 2008 obtuvo el título de Ingeniero Electrónico en Instrumentación en la Escuela Politécnica del Ejército. En el 2010 inicia la maestría en Redes de Información y Conectividad en la Escuela Politécnica del Ejército. Actualmente se desempeña como Segundo Comandante y Jefe de la Sección Aviónica del Centro de Mantenimiento de la Aviación del Ejército CEMAE 15.

Ing. Danilo Corral De Witt



Nació en Quito-Pichincha.

En el 2003 obtuvo el título de Ingeniero Electrónico en Telecomunicaciones en la Escuela Politécnica del Ejército. En el 2010 se graduó de la Maestría en Redes de Telecomunicación para Países en Desarrollo en la Universidad Rey Juan Carlos de Madrid - España. Es candidato a PhD por la misma universidad. Actualmente se desempeña como Docente del DEEE de la ESPE e Ingeniero de Proyectos en la empresa privada.