



**TECNOLÓGICO  
DE MONTERREY®**



# **Instituto Tecnológico y de Estudios Superiores de Monterrey**

Campus Ciudad de México

**División de Ingeniería y Arquitectura**

***Ingeniería Mecánica Electricista  
Ingeniería Mecatrónica***

Proyecto de Especialidad Aeronáutica  
Proyecto de Ingeniería Mecatrónica I

## **Diseño y adaptación de la aviónica para un helicóptero de R/C**

Autores: Andrea Paz Compeán 

José Manuel Oliveratoro Salazar 

Asesores: Dr. Ernesto Olguín Díaz

Dr. Fidencio Tapia Rodríguez

Agosto - Diciembre del 2004

# INDICE

<b>1.Introducción</b>	<b>3</b>
1.1.    Objetivos	3
1.2.    Estado del Arte	3
<b>2.Desarrollo</b>	<b>4</b>
2.1.    Análisis aerodinámico	4
2.2.    Caja aviónica	5
2.2.1.Características mecánicas	5
2.2.2. Rediseño de la aviónica	7
2.2.3. Integración GPS	9
2.3.    Tren de aterrizaje	11
2.4.    Campo magnético	14
2.5.    Base para la antena del GPS	17
2.6.    Tarjetas de componentes eléctricos de la aviónica	18
2.6.1. Identificación de funciones	18
2.6.2. Rediseño de tabletas	18
2.7.    Manual de calibración	18
2.7.1. Calibración de acelerómetros	19
2.7.2. Calibración de inclinómetro	19

2.7.3. Calibración de altímetro	19
3. Conclusiones	20
4. Trabajo futuro	23
5. Bibliografía	24
Apéndices	
AI: Materiales	
AII: Manufactura	
AIII: Aviónica	
AIV: Diagramas de conexión	
AV: GPS	
AVI: Medición campo magnético	

## 1.- Introducción:

Este proyecto forma parte de un objetivo general, automatizar el vuelo de un helicóptero a control remoto, el cual contará con una cámara de video capaz de transmitir imágenes en tiempo real. Se servirá de áreas de estudio como control automatizado, aeronáutica, electrónica, mecánica, ingeniería de materiales, entre otras.

### 1.1 Objetivos

El proyecto está enfocado en el helicóptero XCell-90 con carcasa modelo Extreme 80-90 [1]. Las metas de este trabajo son: el rediseño del tren de aterrizaje, diseño de la caja contenedora de la aviónica, la cual se coloca por debajo del helicóptero, realización de diagramas de conexión y la puesta en funcionamiento de la aviónica, la correcta transmisión de datos entre la aviónica en el helicóptero y la computadora, así como el desarrollo de un manual de calibración de altímetros y acelerómetros. Diseño de soportes para la antena del GPS y la brújula magnética, esto en función de la determinación del campo magnético generado por el movimiento rotacional de las aspas del rotor principal.

Para evitar la alteración de los datos se colocará la antena de recepción del Sistema de Posicionamiento Global (GPS) fuera del radio de acción del rotor principal. De cualquier manera es necesario conocer el valor del campo magnético generado a partir del movimiento de las aspas[6][7], para realizar las modificaciones pertinentes.

### 1.2 Estado del arte

Los primeros en desarrollar vehículos aéreos sin tripulación, UAV's por sus siglas en ingles, Unmanned Aerial Vehicle, fueron los departamentos de defensa de los diferentes países con alto desarrollo armamentista como Israel, la Unión Soviética, Estados Unidos, y varios países europeos. Los UAV's tienen como misión inicial el reconocimiento, la inteligencia y la adquisición de datos referentes a un blanco, sin embargo también se emplea para medir los daños en un campo de batalla y en monitoreo de áreas. Durante los años 50's, el ejercito de los Estados Unidos de América, empleo cámaras fotográficas en abejones B-17[2].



Figura 1: Proyecto de helicóptero autónomo desarrollado por el MIT.

Actualmente existe una amplia investigación sobre los UAV's por parte de instituciones educativas, donde las aplicaciones de estos vehículos no tripulados han cambiado. Entre las principales universidades que están trabajando en un proyecto de automatización de helicópteros se encuentran el Massachusetts Institute of Technology (MIT)[3], la Universidad Carnegie Mellon[4], Eidgenössische Technische Hochschule, Suiza. (ETH)[5], entre otras.

## 2.- Desarrollo:

### 2.1 Análisis aerodinámico

Se realizó el análisis aerodinámico del XCell-90 para conocer la capacidad de carga de las aspas del rotor principal, conociendo la capacidad de carga y el peso del helicóptero podemos conocer el peso máximo de la caja de aviónica y sus componentes.

Para realizar el cálculo de la sustentación del helicóptero se tomaron en cuenta los siguientes datos.

- Número de palas – 2
- Longitud de pala – 0.72 mts
- Densidad en la Ciudad de México –  $\rho=1 \text{ Kg/m}^3$  (2200 mts)[20]
- Cuerda del perfil de la pala – 0.06 mts
- Velocidad angular – 1700 rpm
- Angulo de paso máximo –  $\theta=8^\circ$  (no cambia a lo largo de la pala)[8]

La sustentación total del helicóptero es de **94.5142** Newtons, **9.6344** Kg. Los cálculos se realizaron con base a la teoría de elemento de aspa [9], la cuál marca que la sustentación esta dada por la ecuación 1.

$$T = b \frac{1}{2} \rho \Omega^2 a \frac{R^3}{2} (\theta_i - \phi_i) c \quad (\text{ecuación 1})$$

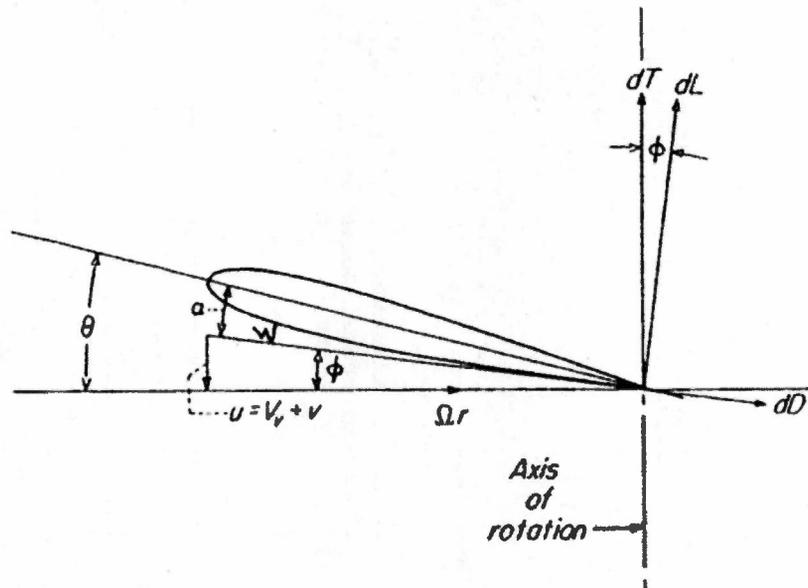


Figura 2: Elemento de aspa. [9]

Si a la sustentación obtenida le restamos el peso del helicóptero 4.350 Kg. Tenemos que la posibilidad de carga extra del XCell-90 es de 5.2844 Kg.

## 2.2 Caja aviónica

### 2.2.1 Características mecánicas

La caja de aviónica tiene como fin almacenar y mantener los elementos electrónicos que la componen en la posición correcta y protegidos de choques o inclemencias ambientales. La caja debe acomodar los componentes de manera adecuada y en el menor espacio posible, tomando en cuenta las características y necesidades de cada elemento, espacio mínimo entre componentes, temperaturas máximas de trabajo, posición adecuada para facilidad de cálculos. (Ver AIII, tabla 1)

Se debe tener especial cuidado en la selección del material con el que será construida pues no debe interferir con el funcionamiento de los elementos que se coloquen en su interior, el material debe ser no conductor magnético y antiestático, la resistencia mecánica del material no es muy importante pues el tren de aterrizaje es el que absorberá cualquier posible impacto.

El diseño debe permitir el fácil acceso a los componentes, de manera que en caso de que algún elemento se descomponga no sea necesario desarmar por completo. Los componentes se montarán sobre tabletas individuales extraíbles (tipo CPU), así en el momento en que se presente alguna falla se extraerá la tableta adecuada y se cambiará el componente sin variar las conexiones o el acomodo de los dispositivos.

La caja tiene dimensiones máximas de 186 x 90.6 x 120 mm, esto debido a que se desea que el rediseño del tren de aterrizaje varíe únicamente en altura, dichas dimensiones se

establecieron después de revisar las hojas de datos de los elementos que integran la aviónica para conocer las temperaturas de trabajo, las dimensiones de los componentes, el espacio mínimo que debe haber entre componentes, posible interferencia que pudieran causarse entre los mismos.

La disposición de los elementos en el interior de la caja se realizó tomando en cuenta los pesos de los componentes con la intención de mantener balance en el interior de la caja. La colocación de los elementos fue parte fundamental en el diseño de la caja. En el interior, hay 2 canales que permiten el posicionamiento de las tabletas de forma vertical, los inclinómetros van colocados en tres de las paredes a la misma altura y alineados uno en cada eje coordenado, el modem va en la parte central en el “piso” de la caja, en la parte superior se colocó el acelerómetro. Es necesario contemplar diferentes accesos para componentes como la antena del modem, la antena del GPS y el altímetro. (Ver AII, planos caja aviónica)

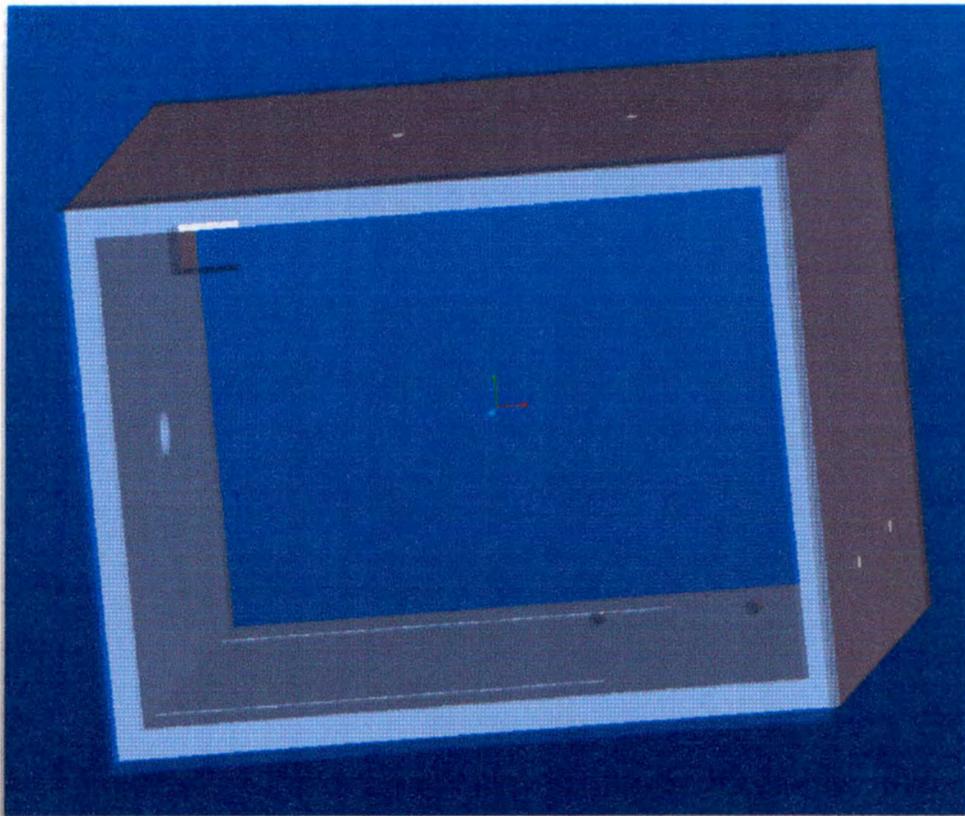


Figura 3: Ensamble caja aviónica.

El material que se eligió para la manufactura de la caja fue aluminio debido a que es un material antiestático que no interfiere con el funcionamiento de los elementos de la aviónica, baja densidad, maquinado sencillo. El peso aproximado de la caja de aviónica sin componentes es de **985 gm**. El peso total de los componentes de aviónica es de **3.1135 Kg** (Ver AIII, Tabla 1)

La idea original contemplaba que las 6 paredes de la caja se maquinarían en aluminio, pero cuidando la estética del proyecto y facilitando el estudio de la aviónica, así como su revisión se optó por colocar dos paredes de acrílico transparente que nos permitirán ver a través de la caja.

La caja se construyó a partir de soleras de aluminio de 4 pulgadas de ancho por  $\frac{1}{4}$  de pulgada de espesor. Para la manufactura se empleó maquinaria de control numérico computarizado para la realización de las ranuras que albergarán a las tarjetas de conexión. (ver AII, código CNC). Las perforaciones para los acelerómetros y antenas se realizaron con taladro de banco. La unión de placas se logró por medio de ángulos.

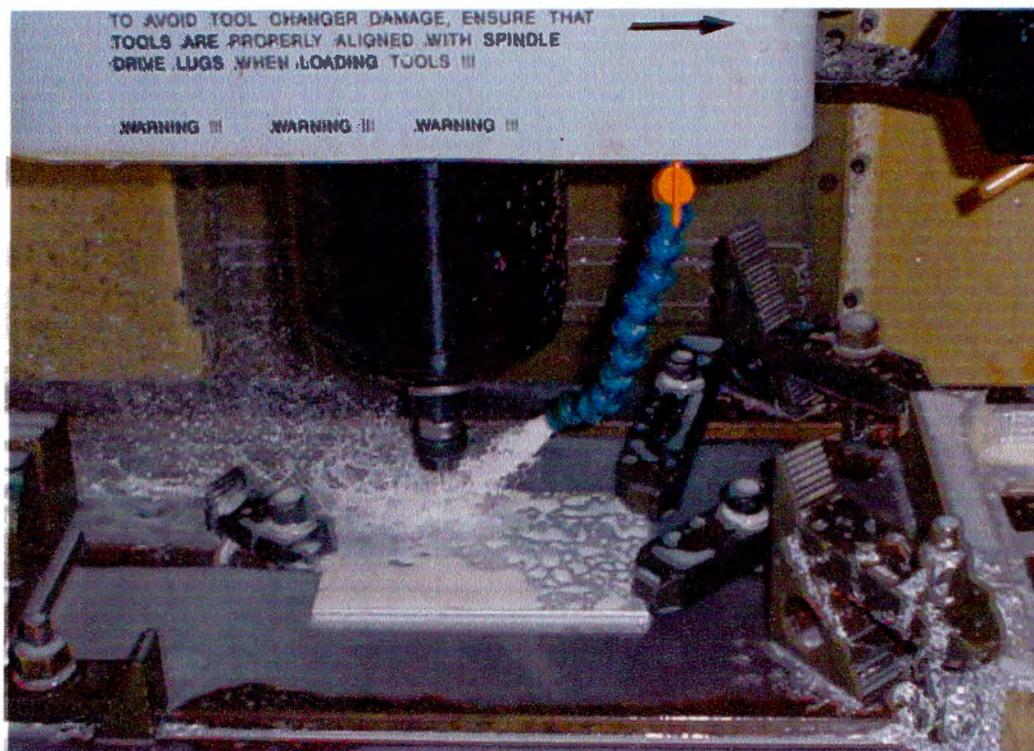


Figura 4: Maquinado de rieles empleando CNC.

Las dimensiones externas finales de la caja son 160 x 101.7 x 101.7 mm, internamente se tiene 147.3 x 101.7 x 101.7 mm. Las ranuras para las tabletas tienen un espesor de 1.58 mm, una longitud de 100 mm y una profundidad de 3 mm; tomando en cuenta estas dimensiones se realiza el circuito impreso, cada tableta debe ser de 100 x 102.3 x 1.58 mm.

Para los componentes que se tienen actualmente las dimensiones de las tabletas son sumamente justas, sin embargo se plantea la opción de emplear en un futuro próximo un dispositivo DSP lo cual reducirá en gran medida el espacio requerido. Los circuitos de la brújula electromagnética y del GPS mantendrán su configuración original, la cual coincide con las dimensiones establecidas de las tabletas.

### 2.2.2 Rediseño de la aviónica

Antes de poder realizar modificaciones al diseño y disposición de la aviónica es necesario verificar el funcionamiento de esta, para eso se desensambló la caja con el fin de comprobar el estado de las conexiones y de los componentes, así como la disposición de los mismos. Tras la revisión de las conexiones, con base a las estipulaciones del manual de las mismas, se detectó que las conexiones al GPS no se habían realizado, también se encontró que varias

conexiones con el multiplexor se encontraban abiertas, así como la falta de un buffer encargado de la interacción multiplexor/GPS; finalmente, se detectó que algunas conexiones se encontraban inestables debido a su posición y al desgaste que experimentan cada que se abre la caja, principalmente las conexiones con la fuente de poder (Ver AIII, tabla 2).

El análisis desarrollado consistió en revisión de continuidad de puntos de soldadura y de alimentación al circuito, pruebas de energizado y envío de datos, tanto con el sistema establecido en la caja de aviónica como con el módulo de GPS.

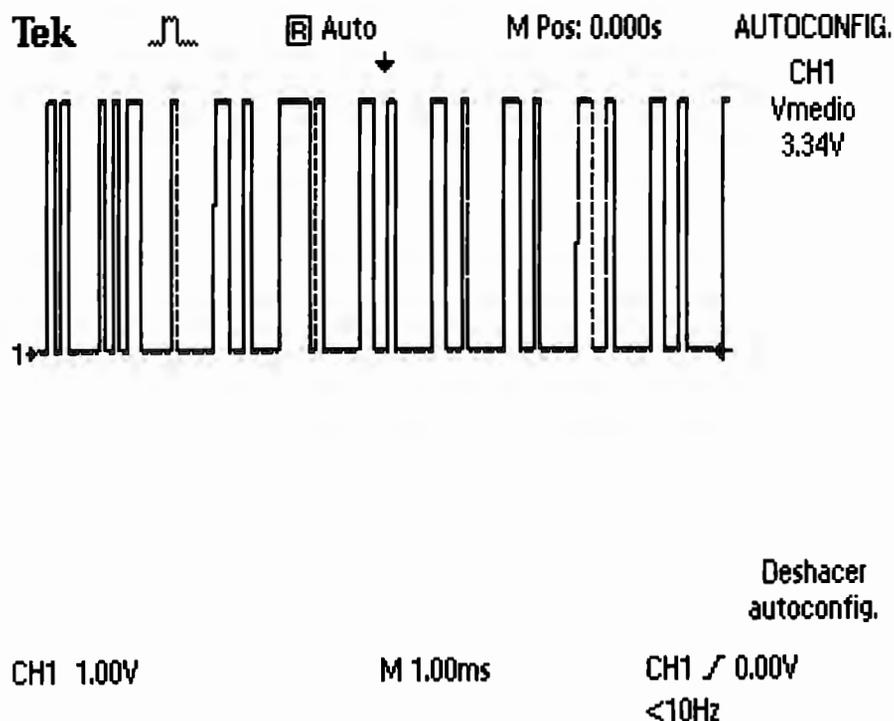


Figura 5: Prueba de osciloscopio de recepción GPS.

El tren de pulsos mostrado manifiesta el funcionamiento del equipo.

Tras la correcta alimentación del sistema, 19.2 V con baterías interconectadas, se obtuvo respuesta visual del funcionamiento del modem inalámbrico. La comprobación se realizó vía interfase computacional, utilizando la aplicación hyperterminal, obteniendo valores de funcionamiento similares a los registros previos.

Las mediciones de altura se dan en metros; mientras que las aceleraciones del tercer acelerómetro se ven disparadas a rangos de 18-25 m/s<sup>2</sup>

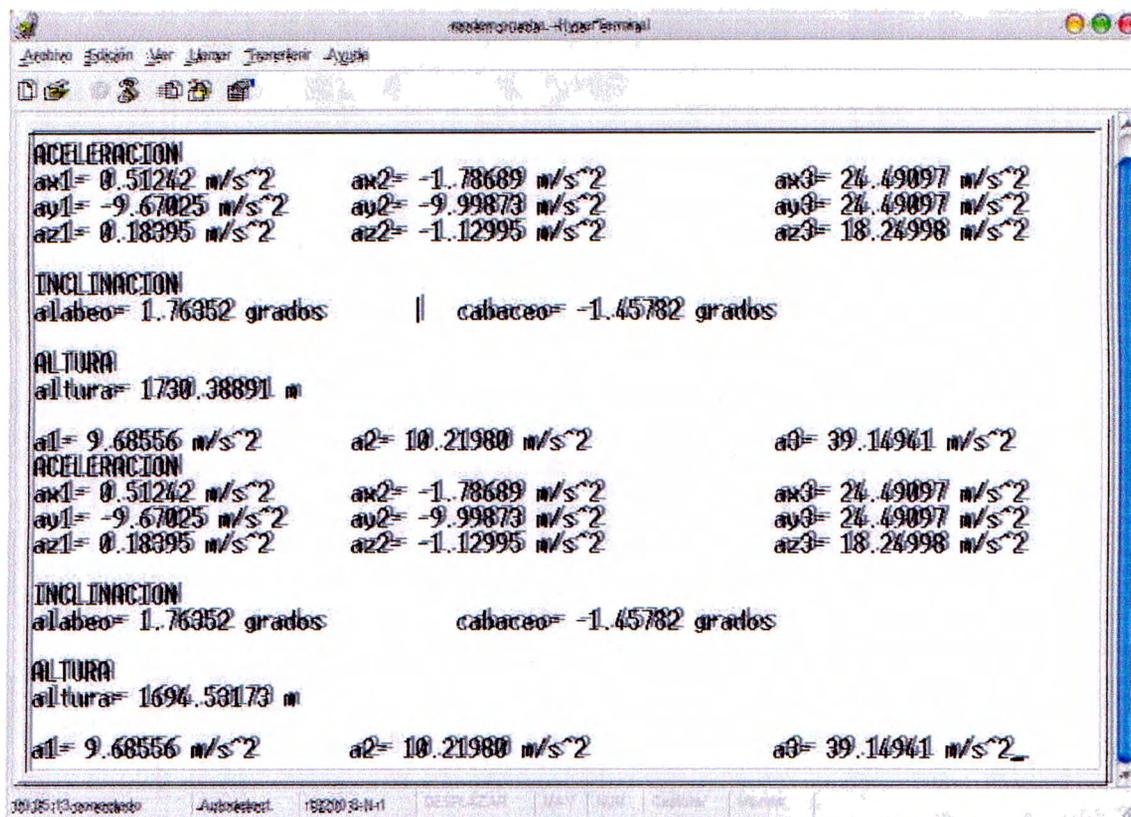


Figura 6: Comprobación de comunicación vía hyperterminal con la caja de aviónica.

### 2.2.3 Integración de GPS

La alimentación del módulo GPS es de 5V, y se probó por medio de un osciloscopio y posteriormente por una interfase conectada a la computadora vía software adjunto. En la prueba con osciloscopio, el módulo transmitió un tren de pulsos periódico sin necesidad de manifestar una señal de inicio, los pulsos obtenidos fueron de distinto ancho, por lo que se les pudo asignar la condición de información del sistema en operación.

Para la prueba vía interfase computadora, software, se intentó utilizar el software Starview 8.0 [12], por medio de una conexión DB9 (ver AIV, Figura 1), el resultado de esta prueba fue negativo ya que no se recibió ninguna señal de la tarjeta, la solución que se propuso fue el desarrollo de una interfase que permitiera la compatibilidad de señales.

Tras un estudio detallado del funcionamiento del módulo del GPS, se detectó que el desarrollo de dicha interfase era innecesaria pues la solución era “flotar” la computadora, es decir emplear únicamente señales de transmisión y recepción sin enviar referencia de señal para establecer comunicación con el módulo y la computadora.

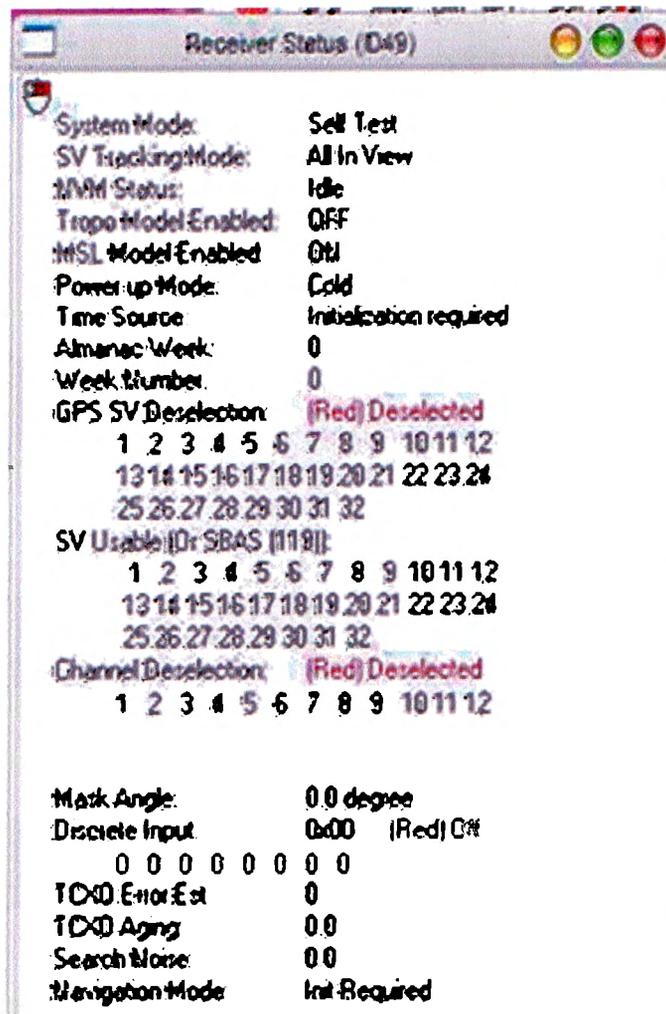


Figura 7: Estatus del GPS como respuesta de la interfase con Starview 8.0

Para que los componentes puedan entrar en la caja de aviónica es necesario que se realice un rediseño de las tabletas existentes en Tarjetas de Circuito Permanente, PCB (Printed Circuit Board) que operen bajo una misma alimentación, y de configuración tal que permitan el uso del sistema de rieles de la caja de aviónica que facilitan la extracción (Ver AIV, Figura 3). El rediseño de los circuitos responde a la necesidad de lograr una conexión entre tabletas a partir de un protocolo permanente, lo cual permitirá futuros cambios o expansiones en las tabletas para alimentación y conexiones.

Si bien la conexión GPS-PC se logró, los resultados para comprobar el correcto funcionamiento y unión a la tableta de sensado no se logró. Durante las distintas conexiones de prueba del GPS, el módulo receptor se mantuvo en un estado de auto-prueba (estado cuya duración debiera ser de 15 segundos) sin poder realizar la adquisición de la red satelital GPS.

Las condiciones de operación para el GPS, así como la operación del software Starview 8.0 se encuentran registradas en los apéndices AV, Condiciones de operación y Manual de operación.

### *2.3 Tren de aterrizaje*

El rediseño del tren de aterrizaje se realizó con el fin de poder colocar adecuadamente la caja que contiene los instrumentos de medición que forman parte de la aviónica del proyecto. Para el diseño del tren de aterrizaje se tomó como referencia el tren original del helicóptero XCell-90, se realizaron los ajustes necesarios en dimensiones para que se pueda colocar una caja contenedora de la aviónica. El tren de aterrizaje tiene como función principal amortiguar el aterrizaje del helicóptero, también sirve como base para mantener vertical el cuerpo del helicóptero mientras se mantenga en tierra, como protección del motor, ubicado en la parte inferior del cuerpo de la aeronave. Para el caso específico de este proyecto se requiere además que el tren de aterrizaje albergue y proteja la aviónica.

Una de las primeras opciones que se propusieron para que el tren de aterrizaje pudiera absorber el impacto era colocar resortes que funcionaran como amortiguadores. El diseño contemplaba la colocación de un par de resortes con resistencia tal que no sufrieran elongación durante el vuelo, es decir que soportaran el peso del tren de aterrizaje y la caja de aviónica, pero que a su vez tuvieran la capacidad de comprimirse en el momento de un choque. Este diseño involucraba el análisis de momento que se generaría en la parte frontal del tren de aterrizaje debido a la colocación de los resortes en la parte posterior; para que los momentos generados no dañaran la estructura tanto del helicóptero como del tren y la caja se emplearía un sistema de argollas (ver esquema) que permitiera el libre movimiento de la parte frontal del tren de aterrizaje.

Esta propuesta fue eliminada debido al alto porcentaje de desgaste al que se verían sometidos los elementos involucrados, resortes y argollas. Un alto factor de desgaste generaría que el funcionamiento correcto del tren estuviera en función de una ardua revisión anterior y posterior al vuelo del helicóptero, esto se vería inmediatamente reflejado en los costos tanto de mantenimiento como de tiempo hombre que requeriría la puesta en funcionamiento del X-Cell 90. Por otro lado el desgaste de los resortes podría ocasionar una vibración inadecuada en el tren, caja aviónica y helicóptero, llegando incluso al caso extremo de tener resonancia en el sistema.

Otra opción fue que el diseño del tren de aterrizaje contemplara la opción de funcionar como un fusible mecánico capaz de absorber el impacto fracturando el soporte del tren evitando así un daño severo en la aviónica y en el cuerpo del helicóptero. Lo que este modelo proponía era tomar un material que tuviera una resistencia similar a la energía de impacto de manera que pudiera otorgar un aterrizaje adecuado pero que a la vez en caso de que el impacto fuera mayor, el material se fracturara evitando que la energía del choque afectara alguna otra parte ya fuera la caja de aviónica o el cuerpo del X-Cell 90.

Cualquiera de las opciones presentadas requería de que se manufacturara el tren de aterrizaje tomando en cuenta las dimensiones necesarias para albergar la caja de aviónica y que mantuviera la distancia de 50 mm entre la tierra y la parte inferior de la caja de aviónica, después de considerar esto las dimensiones mínimas del tren de aterrizaje eran de 170 mm de

altura por 90.6 mm de sección recta en la parte superior del tren y 186 mm de distancia mínima entre soportes.

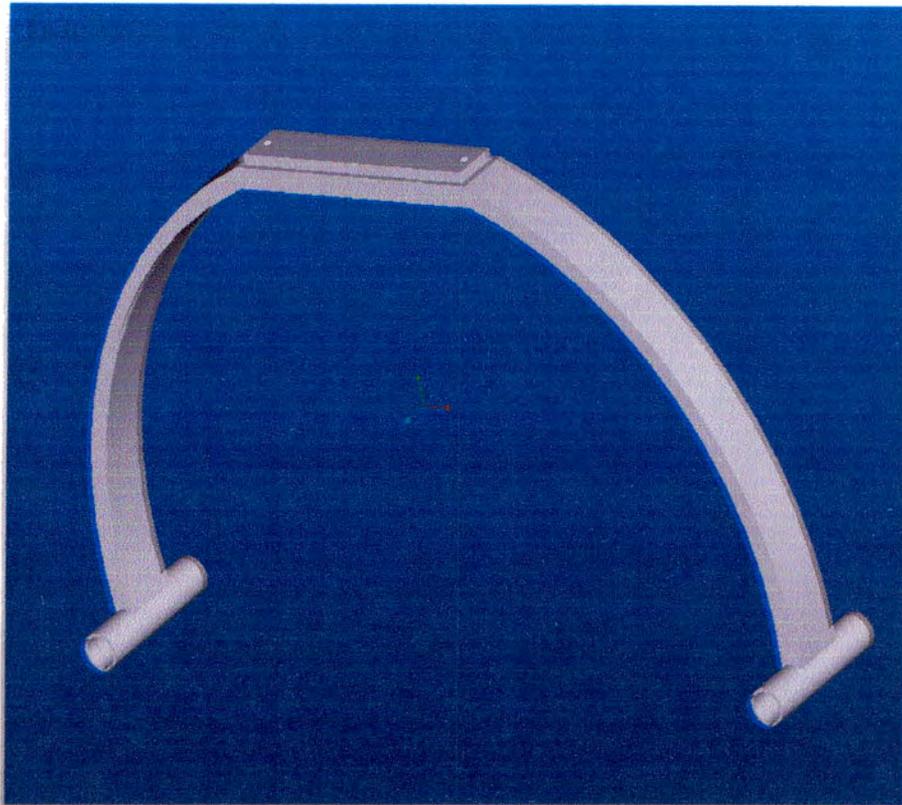


Figura 8: Primer diseño de los soportes del tren de aterrizaje.

Para que el desempeño del tren de aterrizaje sea correcto se hizo un análisis de la resistencia mecánica que debe tener el material, con esto se podrá saber la energía máxima que tendrá que absorber el tren de aterrizaje. Para conocer la energía con la que se impactará el helicóptero se empleó la ley de conservación de energía, considerando que el helicóptero cae en caída libre desde una altura de un metro sobre el nivel del piso, también se asumió que la velocidad vertical del helicóptero al inicio de la caída es cero, por lo que para efectos de este cálculo sólo cuenta con energía potencial y al finalizar la caída, es decir un instante antes de tocar el suelo, cuenta únicamente con energía cinética [10]. La energía resultante es de **44.4143 KJ**.

Una vez que se conoció la energía de impacto se procedió a la investigación de los materiales posibles. Las condiciones que el material debe cumplir son:

- Capacidad de absorber (deformación o fractura) 44.4143 KJ.
- Buena relación resistencia/peso.
- Resistencia a la corrosión.
- No conductivo magnéticamente.

Las opciones de material [11] que se tienen son: (Ver AI, tabla 1)

- Aleación de aluminio
- Aleación de titanio
- Material compuesto (Fibra de vidrio o carbono)
- Polímero termofijo
- Termoplástico de tipo ingenieril.

Las opciones de material se orientaron hacia las aleaciones de aluminios, duraluminio y a un polímero termofijo como lo es el nylamid. Las razones son la resistencia a compresión, la facilidad de manufactura, viabilidad de obtención, aspecto estético, relación peso resistencia.

Las opciones para la manufactura del tren son:

- Deformación de duraluminio
- Maquinado, desbaste de material.

La deformación del duraluminio exige que se tome en cuenta la memoria del material, para que la deformación resultante cumpla con las dimensiones adecuadas, por otro lado, es necesario también tomar en cuenta los radios de curvatura que el material soporta.

El maquinado por su parte permite la realización exacta de las dimensiones y formas propuestas, sin embargo el desperdicio de material es excesivo y existe la posibilidad de que las características del material se vean dañadas a causa de los esfuerzos que se puedan generar durante el maquinado.

Después de considerar los datos anteriores se optó por que el material del tren sea duraluminio, el cual se dobló, se maquinó y se soldó. Los arcos que dan soporte al helicóptero doblaron con ayuda de una dobladora de tubo a un ángulo de 50° y un radio de curvatura de 150 mm, las perforaciones realizadas en los soportes tienen un diámetro de 1/8 de pulgada y una separación de 78 mm de centro a centro. Las barras que sujetan los arcos se maquinaron de manera que los extremos inferiores de los mismos entraran y de esta manera se pudiera conseguir una mayor firmeza del ensamble, la distancia entre barras es de 464 mm, las ranuras se realizaron con ayuda de un taladro de banco, la distancia entre soportes es de 146 mm. El dobles de las barras se logró empleando una dobladora de lámina con un ángulo de 30°. La unión entre los arcos de soporte y las barras se hizo por medio de soldadura de tungsteno, cuidando que el material no sufriera un calentamiento excesivo que pudiera deformarlo.

Al iniciar la manufactura de los soportes del tren se intentó obtener los dobleces empleando una dobladora de lámina, sin embargo el radio de curvatura que generaba esta maquina hacia que el material sufriera una fractura dúctil, la solución que se dio a este problema fue aumentar el radio de curvatura y de esta manera evitar los cambios en las propiedades del material tales como disminución de la resistencia a la tensión ocasionada por concentración de esfuerzos durante el maquinado.

Debido a que los soportes fueron maquinados a partir de soleras de duraluminio se eliminó la opción de colocar una base extra en la parte superior del soporte y se procedió a hacer las perforaciones directamente en la parte recta de los soportes.

Las dimensiones finales del tren de aterrizaje son: 506 x 464 x 174 mm.

La distancia entre soportes es 146 mm (Ver AII, planos tren de aterrizaje)

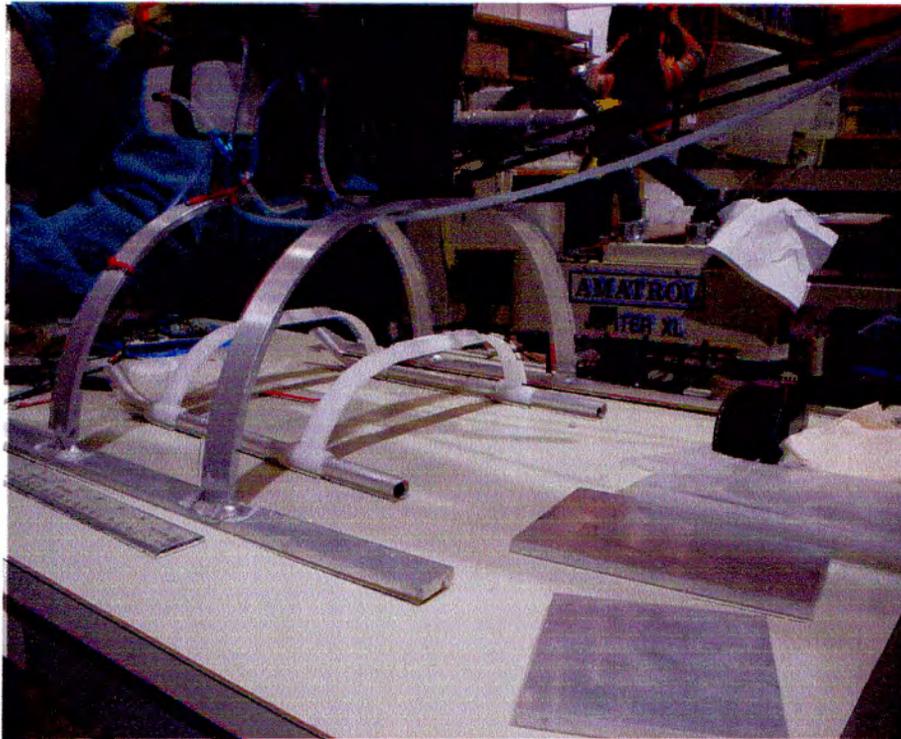


Figura 9: Comparación entre tren de aterrizaje original y nuevo,

## 2.4 Campo Magnético

Debido a que los componentes de la aviónica requieren de interacción con el medio para la transmisión de datos, se debe tomar en cuenta los elementos externos que puedan afectar dicha acción. Uno de los elementos importantes es el campo magnético generado por el movimiento rotacional de las aspas del rotor principal.

La interferencia del campo electromagnético (considerando la interferencia no-intencional de un sistema sobre otro) suele ser abordada de dos formas distintas: aislamiento o control [13]. Debido a que el aislamiento no es posible dada la necesidad de que los componentes interactúen con el medio, se necesita el análisis de la interferencia del campo electromagnético en el espacio para indicar la posición óptima de la brújula y la antena del GPS, de igual forma conocer el comportamiento del campo en dicha ubicación.

El campo electromagnético será clasificado mediante mediciones directas o suposiciones teóricas de acuerdo a su comportamiento en el tiempo como variante o estático (ya sea del Tipo I, en un medio libre de cargas, o del tipo II, en un medio cargado).

Si la medición es realizada de forma directa, se debe cumplir con ciertas condiciones del medio para lograr la simulación de un espacio infinito, semivaciado delimitado por un plano perfectamente conductor e infinito. Una de las opciones para lograr dichas condiciones es hacer las pruebas en una área abierta, plana y extensa –campos abiertos, techos o

estacionamientos vacíos- en la que las superficies estén cubiertas por hojas de metal continuo, con un recubrimiento “aterrizado” o bien mediante una cámara en la que las paredes y techos se encuentren cubiertas con un material electro magnéticamente antiresonante, y el piso de metal sea altamente conductivo y aterrizado [14].

Si bien es importante que se consideren las condiciones para realizar la medición del campo generado por el helicóptero, también lo es el tipo de sensor a utilizar. La decisión ente utilizar sensores de campo magnético de alta intensidad (mayores a 1mili Tesla [mT]) o baja intensidad (menores a 1 mili Tesla [mT]); vectoriales o escalares; o bien, de laboratorio o de campo; deberá ser tomada utilizando como base las dimensiones del sistema total del helicóptero, y la potencia de sus componentes.

A partir de lo anterior, y bajo una hipótesis inicial de un campo magnético de baja intensidad, el sensor a utilizar deberá ser un magnetómetro de compuerta de flujo (fluxgate magnetometer) dada sus dimensiones, maniobrabilidad y confiabilidad (este tipo de sensor es utilizado generalmente en estudios de campo geológicos) [15].

Una vez que se estableció el equipo adecuado para llevar a cabo la medición se procedió a obtener el instrumento. La investigación se realizó inicialmente en los campus del Instituto Tecnológico y de Estudios Superiores de Monterrey (ITESM), comenzando por el campus de la Ciudad de México (CCM), siguiendo con el campus Estado de México (CEM) y finalizando con el campus Cuernavaca, sin embargo la respuesta fue negativa. Con idea de un uso alternativo al de un laboratorio físico de este equipo, se comenzó a contactar al Instituto de Antropología e Historia mediante la ayuda de la Dra. Ana María Salazar Peralta, quien indicó que el manejo y operación de este equipo podría estar a cargo de la Secretaría Técnica del Instituto de Investigaciones Antropológicas situada en Ciudad Universitaria.

Se localizó y contactó al Dr. Luis Alberto Barba Pingaron quien, después de una serie de comunicados en los que se le puso al tanto del interés en el instrumento de medición y los fines de dicha medición, accedió a realizar los trámites requeridos para el uso del equipo existente: un magnetómetro/gradiómetro de puerta de flujo (fluxgate) GEOSCAN FM36 [23] (Ver AVI, Tabla 1).

Se realizó un enlace oficial entre el ITESM CCM, con la colaboración del Dr. Ernesto Olguín Díaz, y el Instituto de Investigaciones Antropológicas, UNAM. Se acordaron las condiciones para realizar la medición del campo magnético, se concertaron dos citas para realizar dicha medición, la primera se realizó con el afán de tener una presentación personal y detallada del proyecto así como para acordar el espacio físico requerido; la segunda fue para realizar la medición.

Las condiciones de realización de este proceso son las siguientes:

- La medición se realizará en las instalaciones del Instituto de Investigaciones Antropológicas, UNAM.
- El uso del equipo será supervisado y operado por personal del Instituto de Investigaciones Antropológicas, UNAM.

- El espacio a utilizar debería de permitir un registro sin influencia de señales eléctricas externas al sistema (líneas de corriente, fuentes de alta tensión, repetidora o transmisora de señales de radio cercana).
- El espacio físico para este proceso deberá de contar con al menos un espacio de  $4\text{m}^2$  para el funcionamiento del helicóptero de R/C y con la ventilación suficiente para disipar los gases del motor principal del helicóptero.
- El experimento será registrado por ambas partes (e.g. registro fotográfico).

La medición se llevó a cabo el día 10 de Noviembre de 2004 a las 17:00 hrs., en la cual por un periodo de 1hr. 45 minutos se tomaron medidas de forma continua y suficiente para registrar los valores de los distintos componentes del sistema como la presencia del helicóptero, la caja de aviónica, la pila y el motor en funcionamiento en términos electromagnéticos. (Ver anexo AVI).



Figura 10: Medición de campo electromagnético.

Para poder conocer el campo magnético que se generaba a causa del movimiento de las aspas y el funcionamiento de los elementos de la aviónica fue necesario reacomodar los componentes dentro de la caja de aviónica, se empleó una caja de las mismas dimensiones y mismo material al original, acrílico. El reacomodo se hizo de manera muy similar a la posición que tendrán los elementos en la caja rediseñada. Se realizó una reconexión de las terminales hacia la fuente externa, baterías, y fuente externa secundaria, fuente de poder para revisión en laboratorio, quedando estas en paralelo.

El equipo empleado para la medición tiene como función la comparación de dos campos magnéticos, uno de ellos el terrestre, esto nos permitió comprender más rápidamente las mediciones obtenidas y apreciarlas como valores dependientes únicamente de los componentes agregados al sistema; es decir, fue posible registrar valores de campo magnético debido exclusivamente al sistema del helicóptero de R/C estudiado, X-Cell 90.

Los resultados de la medición fueron:

Medición Inicial	-70nT
Medición 1; helicóptero	517nT
Medición 2; helicóptero con rotor encendido	526 nT a 1570 rpm.
Medición 3; helicóptero y pila	1190 nT -1233 nT
Medición 4; helicóptero con rotor encendido, pila y caja aviónica	1514nT
Medición 5; helicóptero con rotor encendido, pila y caja aviónica encendida	1514 nT

A partir de lo anterior, es posible observar las siguientes variaciones:

Variación	Razón
447 nT	Presencia del helicóptero
9 nT	Funcionamiento del rotor principal
664 nT	Presencia de la pila
281 nT	Funcionamiento del rotor dado la presencia de la caja y presencia de pila.
0 nT	Funcionamiento de la caja de aviónica

### 2.5 Base para la antena del GPS

La antena GPS permitirá obtener información referente a la posición del helicóptero, en base a esta información se realizarán las correcciones necesarias para que el X-Cell 90 pueda dirigirse a las coordenadas deseadas.

Para la colocación de la antena GPS se pensó en colocarlo sobre el boom del helicóptero, sin embargo se debe poner especial cuidado en la pieza que se emplee para colocarlo, ya que por la construcción del helicóptero y la relación amo esclavo entre rotor principal y rotor de cola es necesario que la pieza que se ocupe no obstaculice dicha relación.

La forma más adecuada para la colocación de la base fue empleando la pieza número 0683 del diseño original del X-Cell 90, una pinza de caja de cambios de rotor de cola sobre la cual se montó una placa de aluminio de 60 x 60 mm. (Ver AII, planos base antena GPS)

## *2.6 Tarjetas de componentes electrónicos de la aviónica.*

### *2.6.1 Identificación de funciones*

A partir de las tabletas anteriores; fue posible identificar una tableta como la tableta procesadora, y otra como la tableta de sensado. En la primera tableta, se observó la instalación de las fuentes de voltaje para los distintos componentes. Las fuentes están integradas por dos reguladores, 5 y 12 V, conectados a una fuente de voltaje común de 19.2 V, también notamos las conexiones requeridas para procesar los datos mediante un procesador 8535, y convertidores MAX232.

Si bien esta tableta mantiene un funcionamiento adecuado, será posible sustituir algunos componentes por un DSP que permita realizar estas mismas funciones en un menor espacio y con convertidores A/D y entradas puramente digitales. Esta tarjeta es la que posee la conexión al modem inalámbrico.

La segunda tableta se encuentra formada por las entradas a todos los sensores:

- 3 acelerómetros,
- 1 inclinómetro,
- 1 altímetro,
- 1 brújula digital y
- 1 módulo de recepción GPS

esta tableta es la encargada de realizar el envío de las señales hacia el procesador mediante un multiplexor con convertidor A/D incluido [ADC0816]; así como un multiplexor digital 158. Sin embargo, esta tableta no se encuentra totalmente terminada debido a la necesidad de agregar las conexiones del módulo GPS.

### *2.6.2 Rediseño de la tarjeta*

La fabricación de una tableta de componentes electrónicos mediante el método WireWrap en un sistema sujeto a vibraciones continuas, dio pie al rediseño de las tabletas hacia tabletas de circuito permanente por lo que se procedió a realizar los diagramas pertinentes de los componentes y sus conexiones, para después diseñar las tabletas finales.

El primer rediseño de estas tabletas dio un espacio de 100x165x85mm en la tableta de sensado. Haciendo uso de herramientas computacionales (ULTIBOARD 2001, personal) fue posible obtener diseños acordes respecto a la caja de aviónica en diseño.

## *2.7 Manual de calibración.*

El sistema de la caja de aviónica arroja actualmente valores de altura, aceleración e inclinación que deben ser procesados para obtener las variables requeridas en el control de vuelo de un helicóptero (e.g. aceleración angular, pitch, altura relativa). Sin embargo, estas

variables están sujetas a una calibración de los sensores para arrojar valores reales relacionados con la ubicación geográfica del helicóptero.

### 2.7.1 Calibración de acelerómetros.

Debido a que los datos enviados por los acelerómetros están directamente relacionados con su posición respecto a los ejes coordenados y la distancia entre ellos en la caja de aviónica. Lo anterior se debe a que al realizar un diferencial entre sus mediciones, nos permite tener una mejor relación de la aceleración del helicóptero mismo. Actualmente, la diferencia entre ellos en la caja de aviónica inicial es la siguiente:

- 10 cm (acelerómetro frontal y derecho)
- 10 cm (acelerómetro frontal e izquierdo)
- 11 cm (acelerómetro izquierdo y derecho)

Tomando en cuenta la configuración de la caja final, se tiene una diferencia de ellos de:

- cm (acelerómetro frontal y derecho)
- cm (acelerómetro frontal e izquierdo)
- |100 cm (acelerómetro izquierdo y derecho)

### 2.7.2 Calibración de inclinómetro.

Dado que el diseño de la caja de aviónica y tren de aterrizaje mantiene la posición horizontal del inclinómetro, la calibración de este será igual a la que se maneja en la fase anterior de este proyecto.

### 2.7.3 Calibración del altímetro.

Empleando como referencia el reporte del equipo que desarrolló la aviónica [21], sabemos que la ecuación que describe el comportamiento de la presión atmosférica en una atmósfera isotérmica a partir de la ley de Laplace es:

$$P = P_0 * e^{\left(\frac{-Mg}{kT}\right)}$$

Donde :

M = es el peso molecular del aire 28.8g/mol

g = es la aceleración gravitatoria terrestre

k = es la constante de Boltzmann

T = Es la temperatura absoluta (K).

P<sub>0</sub> = es la presión atmosférica a nivel del mar a 25°C, en atmósferas.

P = presión atmosférica, en atmósferas.

X = altura a nivel del mar, en metros.

⇒

$$P = P_0 * e^{\left(\frac{-x}{8782.73}\right)}$$

En base a lo anterior, la altura a la que se encuentre el helicóptero se obtendrá por medio de la siguiente ecuación:

$$h = -\ln\left(\frac{P}{P_0}\right) * 8782.73$$

Para que la medición sea correcta se debe hacer la calibración siguiendo estos pasos:

- Identificación de la altura sobre el nivel del mar del lugar en el que se encuentra el helicóptero ( $x_1$ )
- Identificación de la presión actual en el lugar en el que se ubica el X-Cell 90 ( $P_1$ )
- Sustituir el valor de  $P_0$  de acuerdo a la siguiente expresión:

$$P_0 = P(0.999886146652)^x$$

A partir de los datos anteriores se obtendrá la relación de altura la cual está dada por:

$$P = P_1(0.999886146652)^{x_1} * e^{\left(\frac{-x}{8782.73}\right)}$$

$$h = 8782.73 \left( \ln\left(\frac{P}{P_1}\right) + 1.13859829754E - 04 * x_1 \right)$$

### 3.- Conclusiones.

- La sustentación generada por las aspas del rotor principal es de 94.5143 Newtons, 9.6344 Kg

En caso de que se desee que el helicóptero tenga una mayor sustentación y por lo tanto una mayor capacidad de carga es necesario que se haga un cambio de aspas, sin embargo será necesario realizar un análisis de si la potencia del motor será capaz de hacer girar las aspas a la velocidad deseada.

- El peso del helicóptero es de 4.350 Kg.

Este dato es obtenido a partir de la medición del cuerpo del helicóptero sin contemplar el tren de aterrizaje ni cualquier otro componente extra.

- El peso del tren de aterrizaje es de 0.930 Kg

El peso está compuesto por el peso del material empleado, el duraluminio, y el peso de la soldadura.

- El peso de la aviónica es de 3.1135 Kg.

El peso de la aviónica contempla las baterías con las que se contaban desde el proyecto anterior, sin embargo con el rediseño se desea que las pilas sean sustituidas, por lo que este no es el peso que tendrá la aviónica al terminar el rediseño.

- El peso de la caja de aviónica es de 0.985 Kg.

La caja de aviónica y su peso están compuestos por cuatro piezas de aluminio y dos piezas de acrílico, es necesario tomar en cuenta también el peso de los tornillos, rondanas, tuercas y ángulos con los que se une la caja.

- Las dimensiones de la caja de aviónica son: 160 x 101.7 x 101.7 mm

Las dimensiones se obtuvieron después de tomar en cuenta las condiciones y características de trabajo de cada componente, así como las especificaciones físicas de las dimensiones de la caja y del tren de aterrizaje.

- El material con el que se manufacturó la caja es aluminio y acrílico

Se eligió aluminio ya que es un material ligero y no conductor magnéticamente hablando.

- El tamaño de las tabletas para los circuitos impresos es: 100 x 102.3 x 1.58 mm

- El tamaño máximo del circuito impreso es: 100 x 101.7 mm

Las tabletas tienen que tener el tamaño adecuado para que puedan quedar fijadas en la caja de aviónica, contemplar los 3 mm de profundidad de las ranuras tanto arriba como abajo. A diferencia del circuito impreso que debe ser de menores proporciones que las tabletas ya que debe quedar dentro de la caja y no hay componentes a la altura de los rieles.

- Las dimensiones del tren de aterrizaje son: 506 x 464 x 174 mm

En un principio se deseaba que el cambio en las dimensiones del tren de aterrizaje sólo se viera afectado en cuanto a altura, durante la manufactura se detectó que era necesario ampliar el radio de curvatura para los dobles de los soportes en base a esto se cambió también el ancho de las dimensiones originales.

- El material con el que se manufacturó el tren de aterrizaje es duraluminio, soleras de 1x¼ de pulgada.

El duraluminio fue el material ideal para la manufactura del tren, ya que cumple con la característica de bajo peso y la resistencia adecuada para resistir el impacto desde un metro de altura en caída libre.

- Máxima variación de campo magnético es de 664 nT, debida a la presencia de la pila alcalina de 12 V.

Al obtener los gradientes electromagnéticos:

Medición Inicial	-70nT
Medición 1; helicóptero	517nT
Medición 2; helicóptero con rotor encendido	526 nT a 1570 rpm.
Medición 3; helicóptero y pila	1190 nT -1233 nT
Medición 4; helicóptero con rotor encendido, pila y caja aviónica	1514nT
Medición 5; helicóptero con rotor encendido, pila y caja aviónica encendida	1514 nT

Es posible observar tan solo un diferencial entre 10 a 40 nano Teslas debido al funcionamiento del motor contra las variaciones de 447 nano Teslas por la sola presencia del helicóptero o 664 nano Teslas por presencia de la pila; es posible observar que la recolocación, así como su necesidad de protección de los componentes fuera de las ya asignadas por los fabricantes es redundante; y un intento específico de un blindaje electromagnético sobra en la construcción de la caja de aviónica .

Si bien estas mediciones pudiesen despertar sospecha de interferencia externa, esta es despreciable al observar las constantes dieléctricas de los objetos adyacentes al medio:

Material	Constante Dieléctrica (k)
Aire	1.0006
Madera	2.6
Suelo Mojado	1.0006
Agua	81

Sin embargo, el gradiómetro utilizado (GEOSCAN FM36) se encuentra construido de tal forma que los 50 cm de separación entre sus sensores, y la protección de los mismos permitan mediciones con un enrejado de malla metálica presente en las inmediaciones sin interferencia de ruido en las mismas.

- Rediseño de las tabletas de circuitos eléctricos, reacomodo de componentes y disminución de espacio, conexión por medio de conectores de borde de 44 pines.

Fue posible alcanzar una reducción de un 35.4% al lograr un tamaño de: 100 x 100 mm dejando 1.7 mm de espacio para la sujeción por rieles diseñada en la caja de aviónica. Este rediseño no sólo permite una mejora en una posible interferencia electromagnética interna de los circuitos; sino que permite una protección de los componentes ante las vibraciones generadas por el motor del helicóptero (que en la prueba de campo electromagnético ocasionaron que uno de los disipadores de los reguladores de voltaje fuese separado, y un regulador de voltaje fuese desprendido de la tarjeta de baquelita).

La interconexión de las PCB's, se realizará mediante conectores de borde de 44 pines (utilizándose actualmente 20 pines con posibilidad a expansión)

Se recomienda el cambio de las tabletas existentes empleando un diseño que involucre la utilización de un módulo DSP lo cual permitiera la reducción del espacio utilizado y ampliará las capacidades de la aviónica. Sin embargo, si se requiriese realizar las PCB's, se sugiere que estas se realicen mediante un proceso alta exactitud. Por tal motivo, se recomienda contactar a la compañía MicroCircuitos LTDA, cuyo servicio en esta rama es capaz de proveer a partir de los archivos de diseño, una tableta en un periodo de una semana aproximadamente.

- Conexión GPS-PC, reconocimiento por parte de la PC de la existencia del módulo GPS.

#### **4.- Trabajo a futuro.**

Debido a la falta de comunicación entre GPS y satélites, tras la revisión de conexiones en base al manual de operación y asesoría del proveedor del módulo y antena pasiva, se planteó la posibilidad de que la antena se encuentre defectuosa.

Se recomienda el cambio de las tabletas existentes empleando un diseño que involucre la utilización de un módulo DSP lo cual permitiera la reducción del espacio utilizado y ampliará las capacidades de la aviónica. Sin embargo, si se requiriese realizar las PCB's, se sugiere que estas se realicen mediante un proceso alta exactitud. Por tal motivo, se recomienda contactar a la compañía MicroCircuitos LTDA, cuyo servicio en esta rama es capaz de proveer a partir de los archivos de diseño, una tableta en un periodo de una semana aprox.

Así mismo, se recomienda realizar una conexión serial de la caja de aviónica a partir de las entradas al puerto serial; de tal forma que esta conexión permita realizar futuros análisis dentro de un laboratorio para poder verificar valores de los sensores.

Es necesario realizar un análisis vibratorio para conocer que tanto pueden afectar a la caja de aviónica y las uniones de esta, así como a la aviónica, mediciones y componentes.

Se debe intentar el cambio de baterías para la aviónica de manera que puedan suministrar la energía necesaria adaptándose al espacio y a las características deseadas.

## 5.- Bibliografía

- [1] Instruction Manual. Kit # 1021-5 X-Cell *Fury* Extreme 80-90.
- [2] Página de Global Security, sección de inteligencia.  
<http://www.globalsecurity.org/intell/systems/uav-intro.htm>
- [3] Página de ingeniería de control del MIT <http://gewurtz.lids.mit.edu/research/heli-news.htm>
- [4] Página de la historia del desarrollo del helicóptero autónomo de la Universidad de Carnegie Mellon <http://www-2.cs.cmu.edu/afs/cs/project/chopper/www/history.html>
- [5] de la Eidgenössische Technische Hochschule de Suiza. <http://www.heli.ethz.ch/>
- [6] Control Measurement of Unintentional Electromagnetic Radiation, W. Scott Bennet, Wiley Interscience Publication, ISBN:0-471-17564-1
- [7] The measurement, instrumentation, and sensors handbook / editor-in-chief, John G. Webster, CRC Press, ISBN:0849383471
- [8] Ángulo de ataque máximo, bajo condiciones de vuelo Hovering, rango -2° a 8° a 1500 rpm.
- [9] Alfred Gessow and Garry C. Myers, Jr. *Aerodynamics of the helicopter* Ed College Park Press ISBN:0804442754
- [10] Serway Raymond *Física*. Mc Graw Hill 4 ed tomo II, 1997 ISBN:970-10-1297-6
- [11] Askeland, Donald R. *Ciencia e ingeniería de los materiales*. Ed. Thompson, 3ª edición, 1999. ISBN:968-7529-36-9
- [12] Software correspondiente a la antena GPS
- [13] *Electromagnetic field theory fundamentals* / Bhag Singh Guru, Hüseyin R. Hiziroglu, PWS Publication, ISBN:0534955045
- [14] Magnetometer/Gradiometer, Peter Barker C Eng MICE MIWEM MIFA, Stratascan Ltd, <http://www.stratascan.co.uk/index.html>
- [15] ] *Engineering electromagnetics* / Umran S. Inan, Aziz S. Inan, Addison-Wesley, ISBN:0805344233
- [16] Baumeister, Jerry *Basic Serial Interface* <http://www.jbgizmo.com/page2.html>
- [17] Project: RS-232 to TTL cable, Kevin Ross,  
<http://www.seattlerobotics.org/encoder/aug97/cable.html>
- [18] Pagina de Samtec para conector SMM 2x10 compatible con el módulo de GPS, [http://samtec.com/signal\\_integrity/technical\\_specifications/overview.asp?series=SMM&menu=Signal\\_Integrity](http://samtec.com/signal_integrity/technical_specifications/overview.asp?series=SMM&menu=Signal_Integrity)
- [19] Catalogo de Datasheets para circuitos integrados, diodos, triacs, y otros semiconductores, <http://www.datasheetcatalog.com/>
- [20] J. D. Anderson, *Introduction to flight*. 4a edición, ed. Mc. Graw Hill ISBN 007109282X
- [21] Novatel: Product Manuals, <http://www.novatel.com/Downloads/docupdates.html>  
Rob Rose, Customer Service Admin, Steve Lieber & Associates, Inc, [rose@slainc.com](mailto:rose@slainc.com)  
Serial (RS232) port connectors. Pinout and signals for the serial port connector, AGGSoftware, <http://www.aggsoft.com/rs232-pinout-cable/serial-cable-connections.htm>
- [22] SUPERSTAR II User Manual (OM-20000077), Novatel Inc,  
<http://www.novatel.com/Downloads/docupdates.html>
- [23] Geoscan Research: Typical FM256 Specifications (FM18/36 can be upgraded to these specifications, Geoscan. <http://www.geoscan-research.co.uk/page32.html>

# AI: Materiales

Propuesta de materiales para la construcción del tren de aterrizaje:

- Aleación de aluminio
  - El aluminio anodizado puede sufrir deformaciones (fusible mecánico), sin embargo el peso es considerable.
  - Duraluminio, buena resistencia a la corrosión y cierta flexibilidad, buena resistencia.
- Aleación de titanio
- Material compuesto
  - Fibra de vidrio, la hay muy resistente pero es necesario saber trabajarla.
  - Fibra de carbono, alta resistencia, bajo peso, difícil de trabajar y de conseguir.
- Polímero termofijo
  - Es necesario fabricar el molde, utilizar un proceso de polimerización.
  - Trozo de material polimérico y maquinarlo.
- Termoplástico de tipo ingenieril.

Tabla 1. Comparación de materiales.

	Densidad (Kg/m <sup>3</sup> )	Peso aproximado (Kg)	Resistencia a la tensión (GPa)
Aluminio	270	0.09063171	0.034482759
Titanio	451	0.15138852	
Fibras	236	0.07921883	2.75862069
Polimero	144	0.04833691	4.482758621

# AI: Manufactura

## Código CNC para la manufactura de rieles para tabletas.

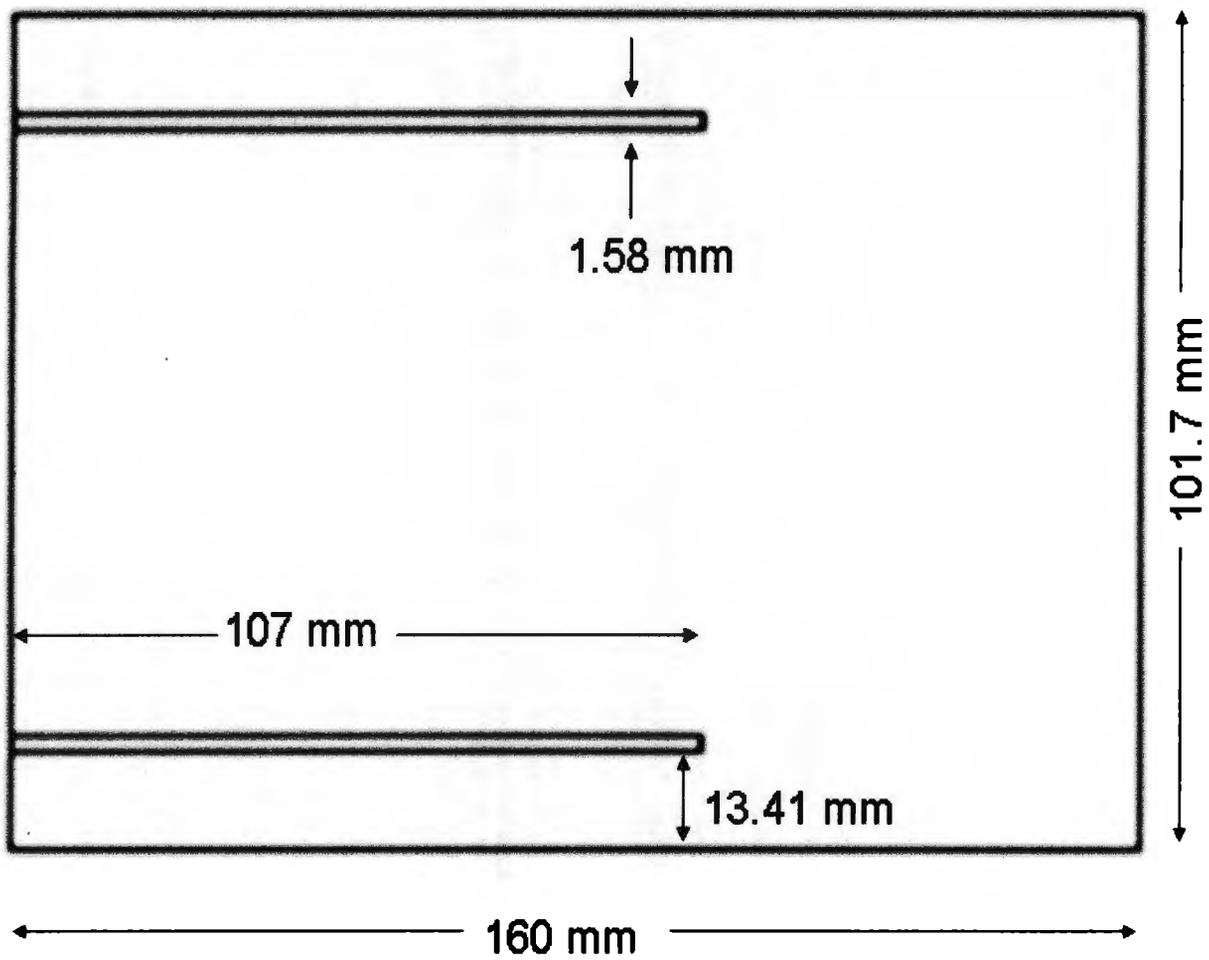
%	N190G1Z-2.2F30.
O0018	N192X107.F60.
N100G21	N194G0Z.8
N102G0G40G49G80G90	N196X-1.5
N106G0G90G55	N198G1Z-2.4F30.
N107X-1.5Y14.206Z3.	N200X107.F60.
N108S3500M3	N202G0Z.6
N109M8	N204X-1.5
N110G1Z-.2F30.	N206G1Z-2.6F30.
N112X107.F60.	N208X107.F60.
N114G0Z2.8	N210G0Z.4
N116X-1.5	N212X-1.5
N118G1Z-.4F30.	N214G1Z-2.8F30.
N120X107.F60.	N216X107.F60.
N122G0Z2.6	N218G0Z.2
N124X-1.5	N220X-1.5
N126G1Z-.6F30.	N222G1Z-3.F30.
N128X107.F60.	N224X107.F60.
N130G0Z2.4	N226G0Z0.
N132X-1.5	N228Z3.
N134G1Z-.8F30.	N230X-1.5Y87.494
N136X107.F60.	N232G1Z-.2F30.
N138G0Z2.2	N234X107.F60.
N140X-1.5	N236G0Z2.8
N142G1Z-1.F30.	N238X-1.5
N144X107.F60.	N240G1Z-.4F30.
N146G0Z2.	N242X107.F60.
N148X-1.5	N244G0Z2.6
N150G1Z-1.2F30.	N246X-1.5
N152X107.F60.	N248G1Z-.6F30.
N154G0Z1.8	N250X107.F60.
N156X-1.5	N252G0Z2.4
N158G1Z-1.4F30.	N254X-1.5
N160X107.F60.	N256G1Z-.8F30.
N162G0Z1.6	N258X107.F60.
N164X-1.5	N260G0Z2.2
N166G1Z-1.6F30.	N262X-1.5
N168X107.F60.	N264G1Z-1.F30.
N170G0Z1.4	N266X107.F60.
N172X-1.5	N268G0Z2.
N174G1Z-1.8F30.	N270X-1.5
N176X107.F60.	N272G1Z-1.2F30.
N178G0Z1.2	N274X107.F60.
N180X-1.5	N276G0Z1.8
N182G1Z-2.F30.	N278X-1.5
N184X107.F60.	N280G1Z-1.4F30.
N186G0Z1.	N282X107.F60.
N188X-1.5	N284G0Z1.6

N286X-1.5  
N288G1Z-1.6F30.  
N290X107.F60.  
N292G0Z1.4  
N294X-1.5  
N296G1Z-1.8F30.  
N298X107.F60.  
N300G0Z1.2  
N302X-1.5  
N304G1Z-2.F30.  
N306X107.F60.  
N308G0Z1.  
N310X-1.5  
N312G1Z-2.2F30.  
N314X107.F60.  
N316G0Z.8  
N318X-1.5  
N320G1Z-2.4F30.

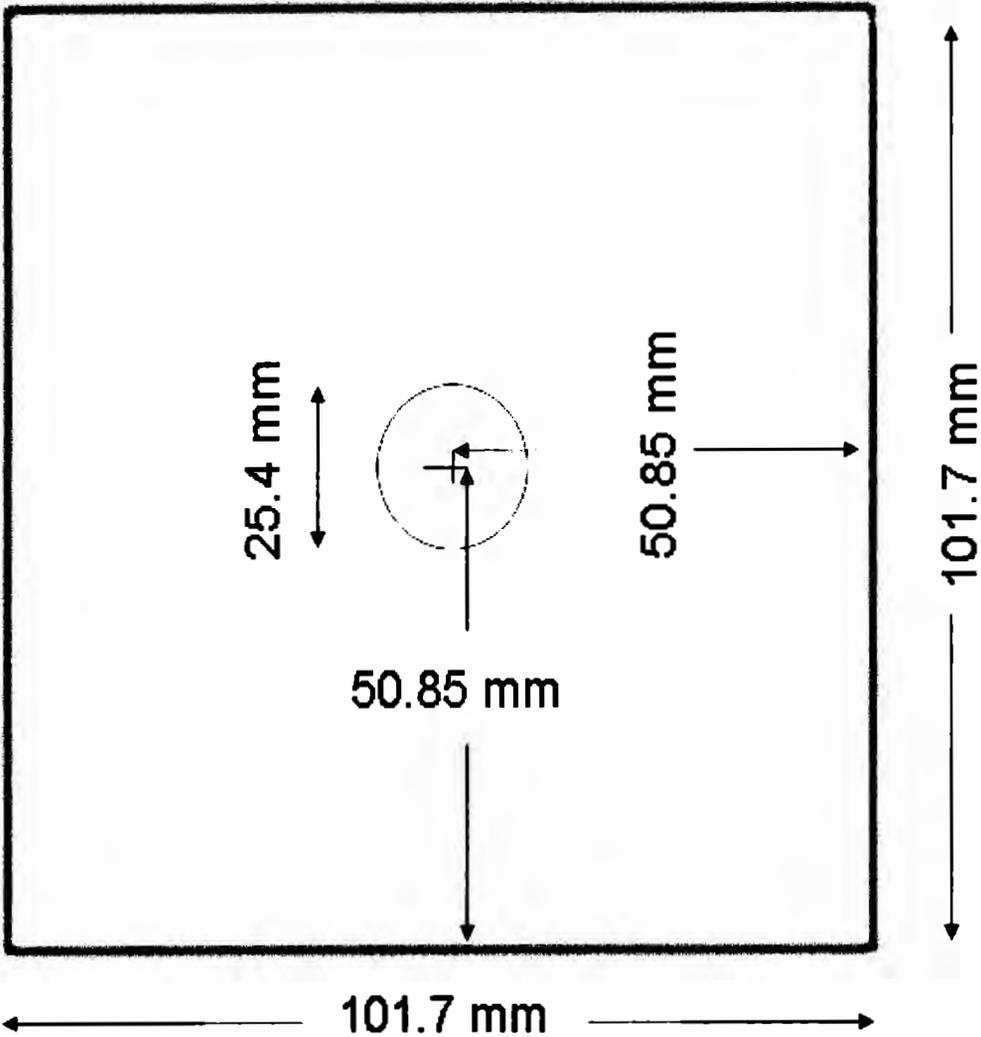
N322X107.F60.  
N324G0Z.6  
N326X-1.5  
N328G1Z-2.6F30.  
N330X107.F60.  
N332G0Z.4  
N334X-1.5  
N336G1Z-2.8F30.  
N338X107.F60.  
N340G0Z.2  
N342X-1.5  
N344G1Z-3.F30.  
N346X107.F60.  
N348G0Z3.  
N350M5  
N352G91G28M9  
N354M30  
%

**Planos caja aviónica.**

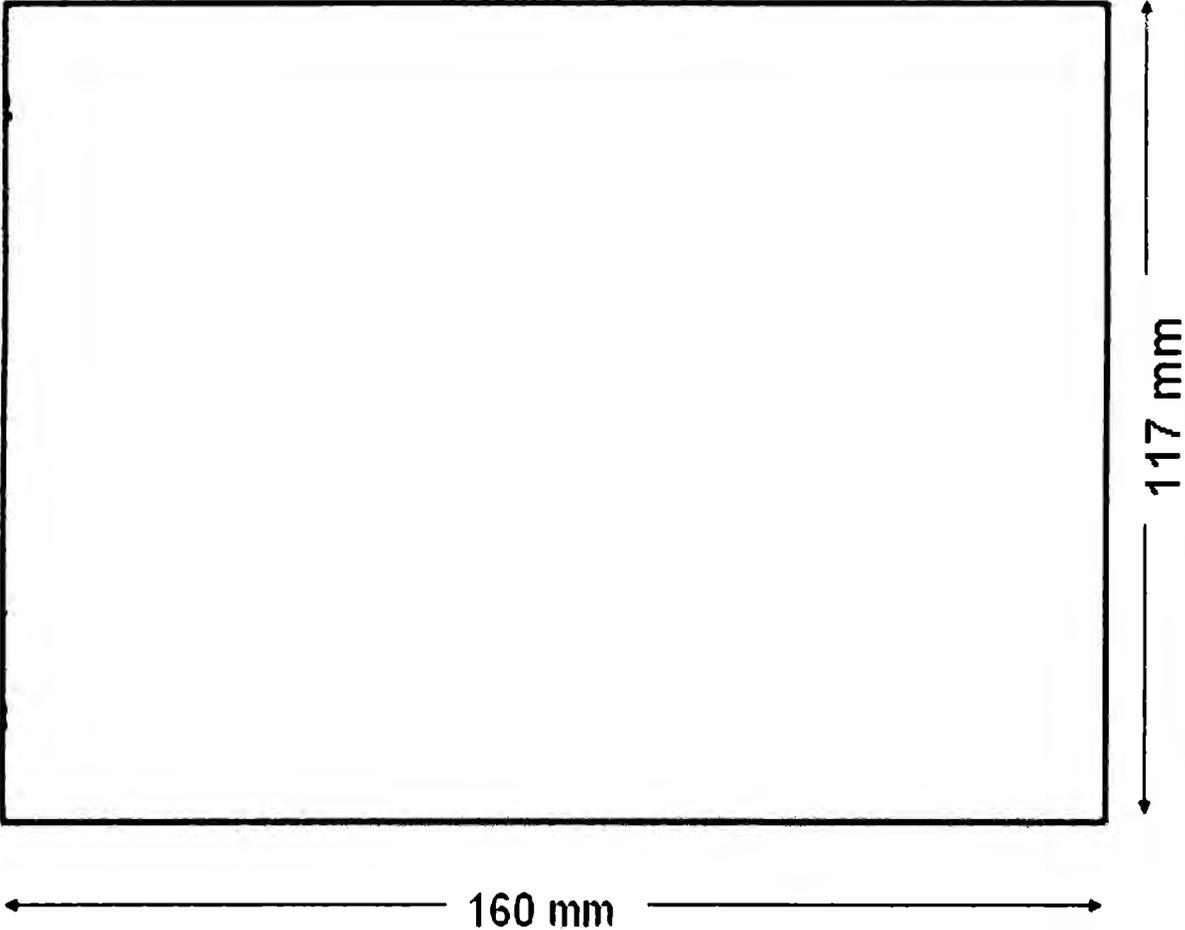
Tapa superior e inferior



Tapas laterales

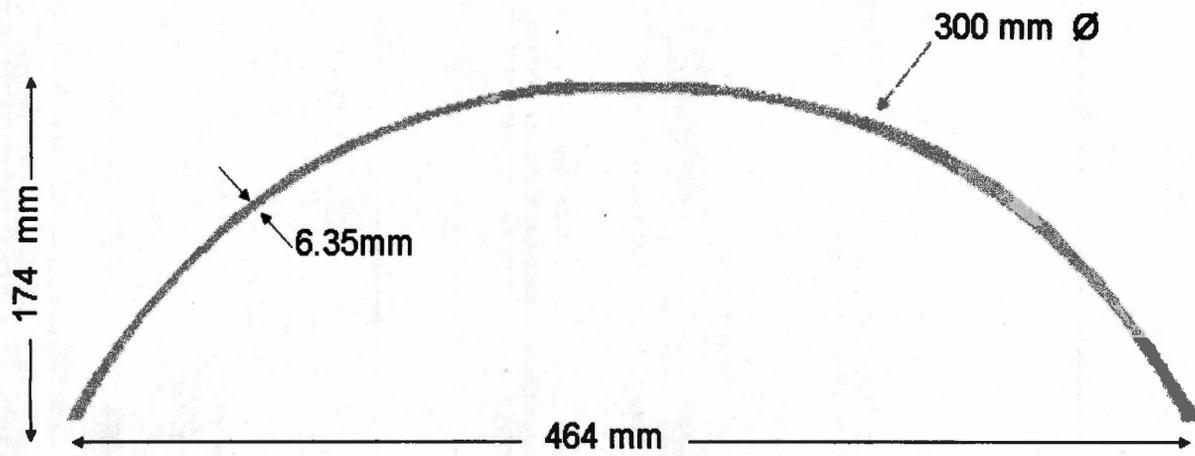


Tapas acrílico

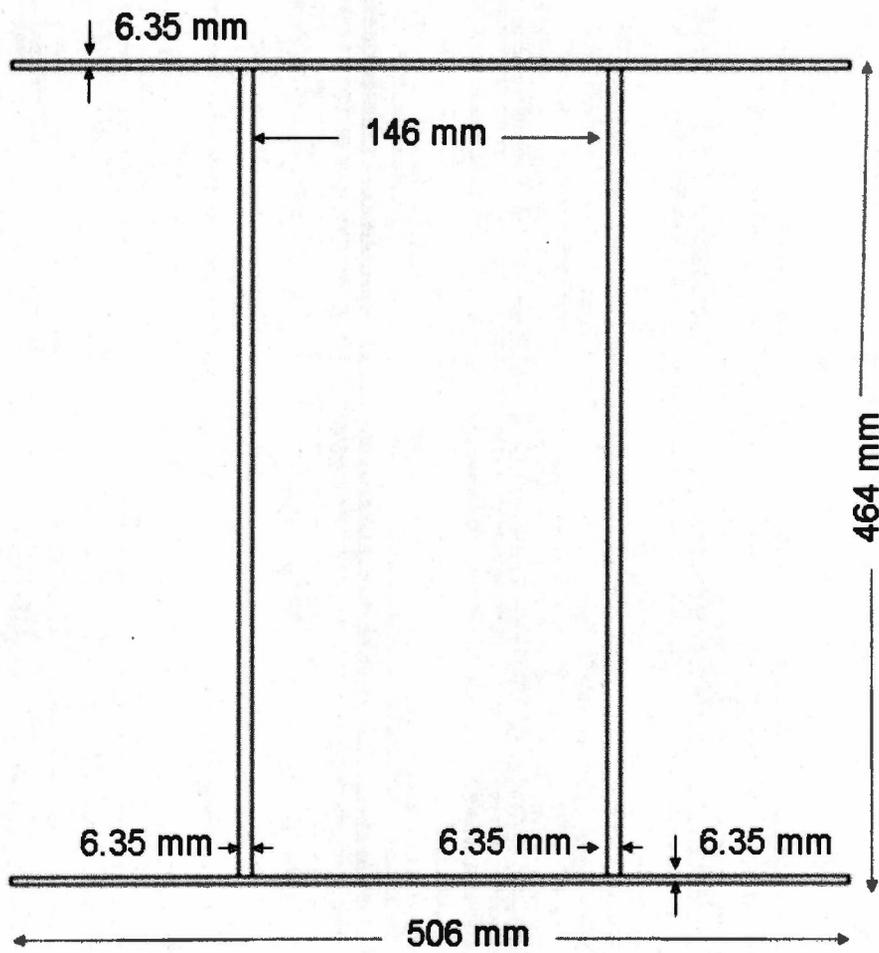


Planos tren de aterrizaje.

Soportes:



Armado:



# Planos base antenna del GPS

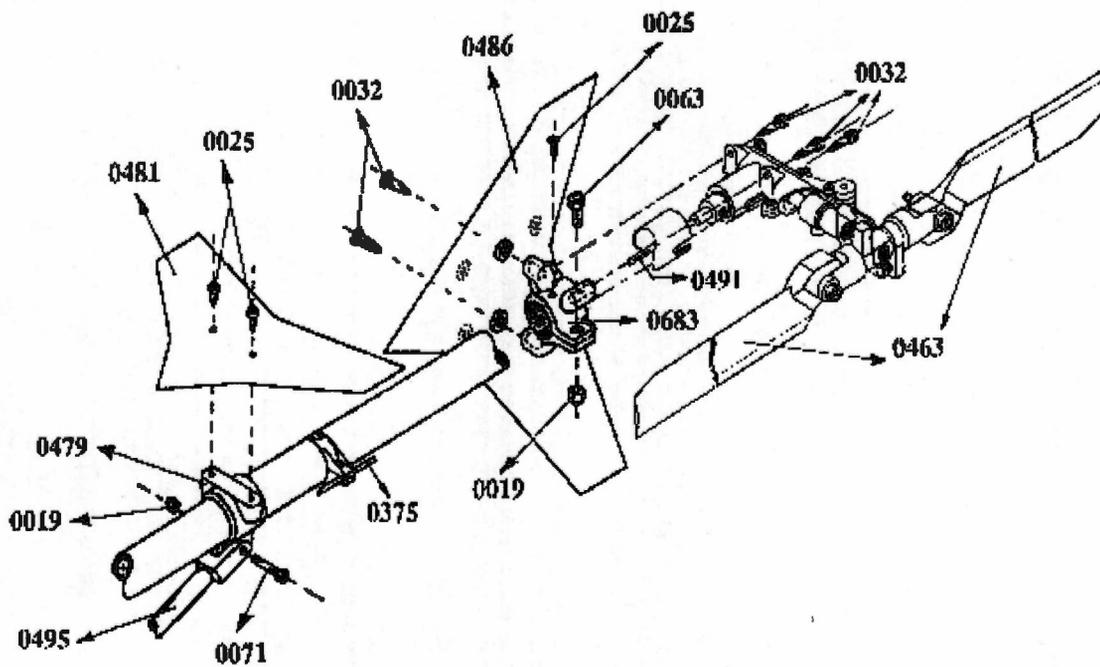
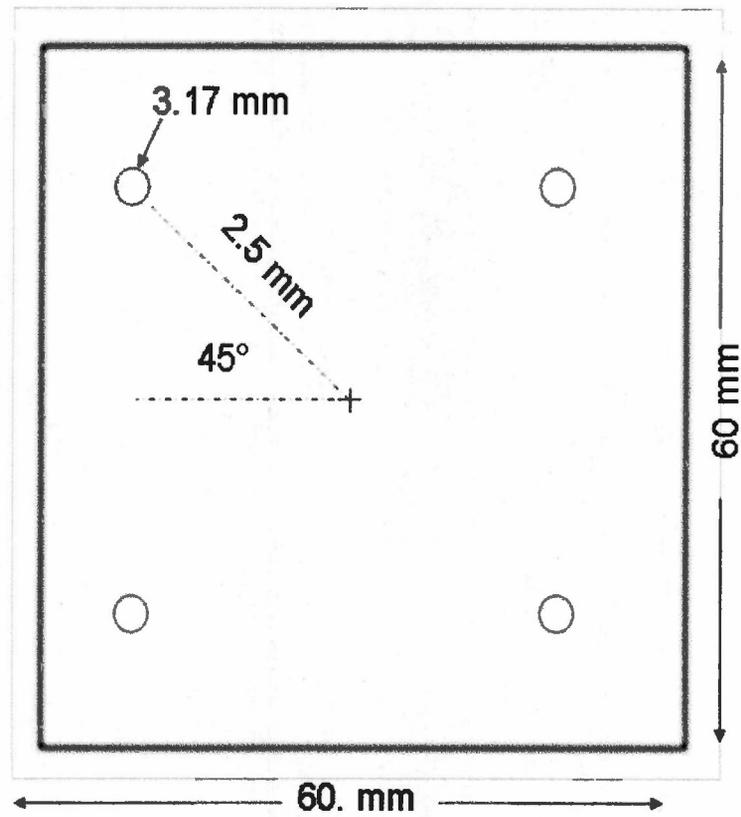


Figura 1: pieza empleada para soportar la antenna del GPS al boom del helicóptero, 0683.

# AIII: Aviónica

Tabla 1: Elementos de aviónica

#	Componentes	Peso unitario (gm)	Peso total (gm)
1	cable 50 cm de 9-9 pines (tipo serial)	10	10
1	cable 180 cm. 9-9 pines (tipo serial)	20	20
1	cable 250 cm 8-9 pines (serial-paralelo)	25	25
1	modulo de transmisión MODEM inalámbrico (FreeWave Spread Spectrum Wireless Data Transceiver)	560	560
2	Paquetes de Batería tipo alcalina ) total 12 V (6V en medición).	500	1000
2	antenas (MODEM)	100	200
	<i>Tableta 1</i>		
1	Push button	1	1
11	Capacitares	5	55
1	Microprocesador ATMEL AT90S8535 con cristal de cuarzo adjunto	5	5
2	reguladores de voltaje (5, 12 v) con sendos dispersores de calor	5	10
1	T! 3AA669M	10	10
1	cable de 20 pines	5	5
	<i>Tableta 2</i>		
1	Receptor Superstar II GPS	150	150
1	multiplexor CD74HC158E	5	5
1	LM555	5	5
1	Multiplexor , conversor A/D Nacional JH048AB	5	5
1	Brujula digital HMR32003	7.5	7.5
3	Acelerómetros Crossbow CXL04M3	46	138
1	modulo de transmisión MODEM inalámbrico (FreeWave Spread Spectrum Wireless Data Transceiver)	560	560
1	Inclinómetro Crossbow TA02	43	43
1	B32 Altímetro/Barómetro Motorota MDX4115A	250	250
2	cables caimán.	50	100
			314.5

Tabla 2: Revisión de la aviónica

Tableta	Problema
Tableta 1	Se expusieron tres distintas conexiones abiertas en esta tableta; por lo que se separaron respecto a cualquier otra conexión y prepararon para reparación.
	Una de las conexiones de los cables banana caimán se desprendió (dejando claro donde se desprendió debido a rastros de la soldadura).
	Conexión de 16 pines en los cuales se notan conexiones a los demás componentes. No existe un Circuito Integrado (CI) conectado a estos.
Tableta 2	El modulo de GPS estaba desconectado en dos conexiones (una de las cuales pertenece a una conexión de la tableta 1 visiblemente).

# AIV: Diagramas de conexión

## Connections for 9 pin "D" connector

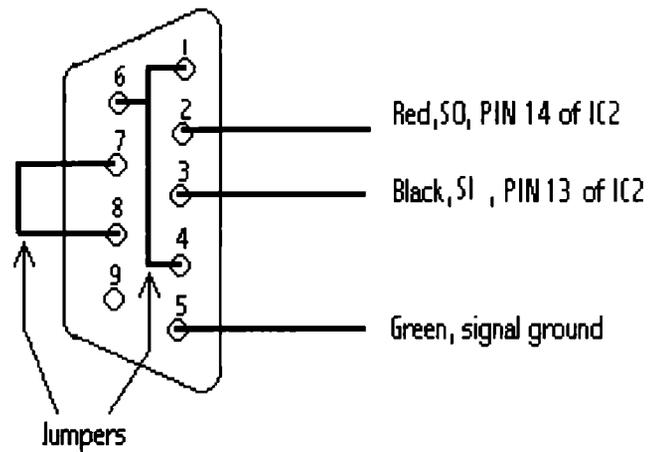


Fig 1: Esquema DB9 para conexión puerto serial.

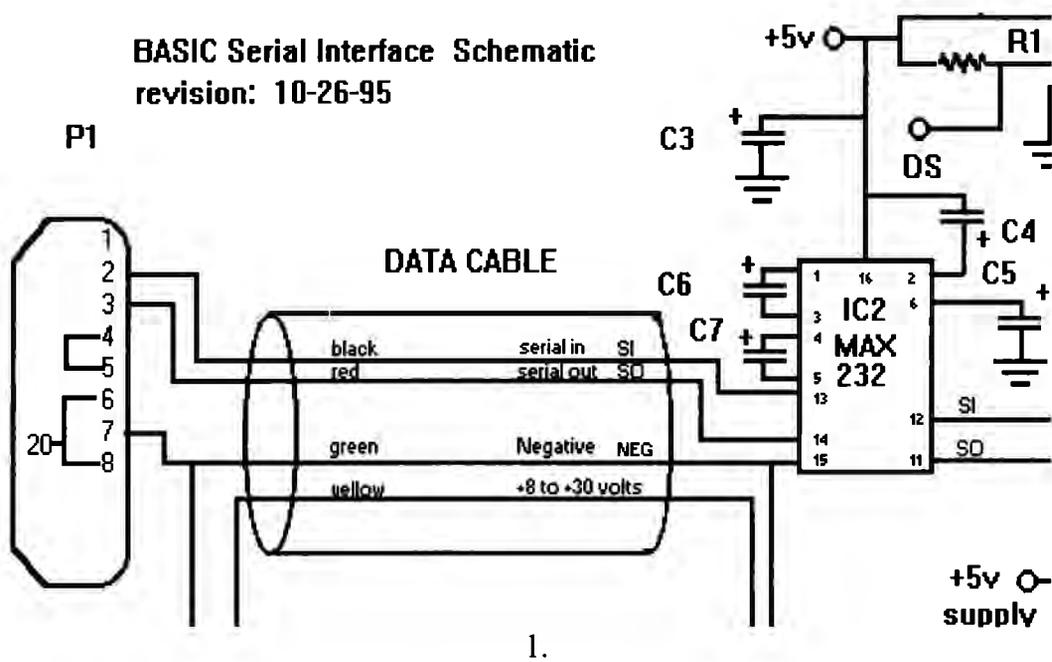


Fig 2: Interfases realizadas entre TTL y puerto serial. [16]

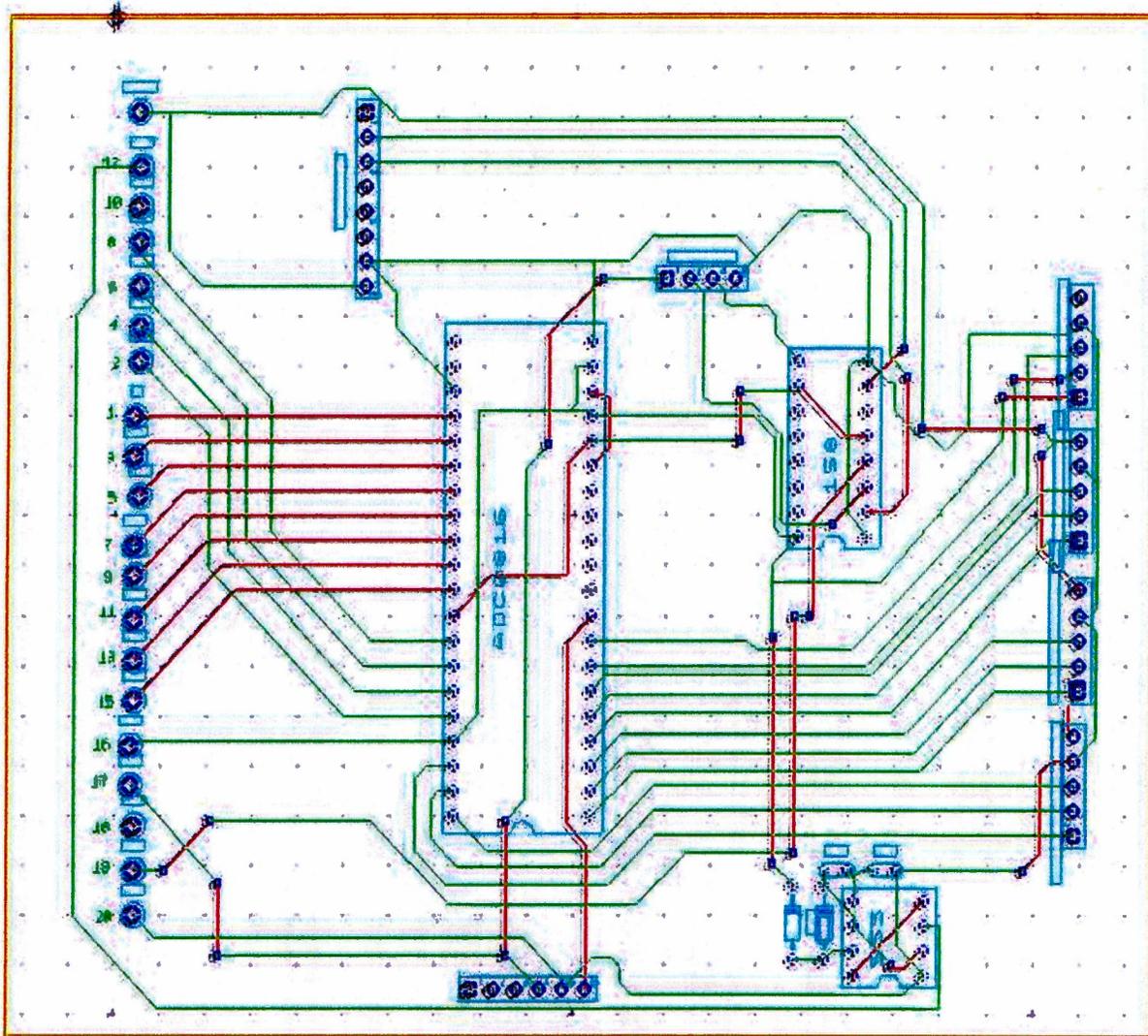


Figura 3: Diagrama de circuito impreso

# AV: GPS

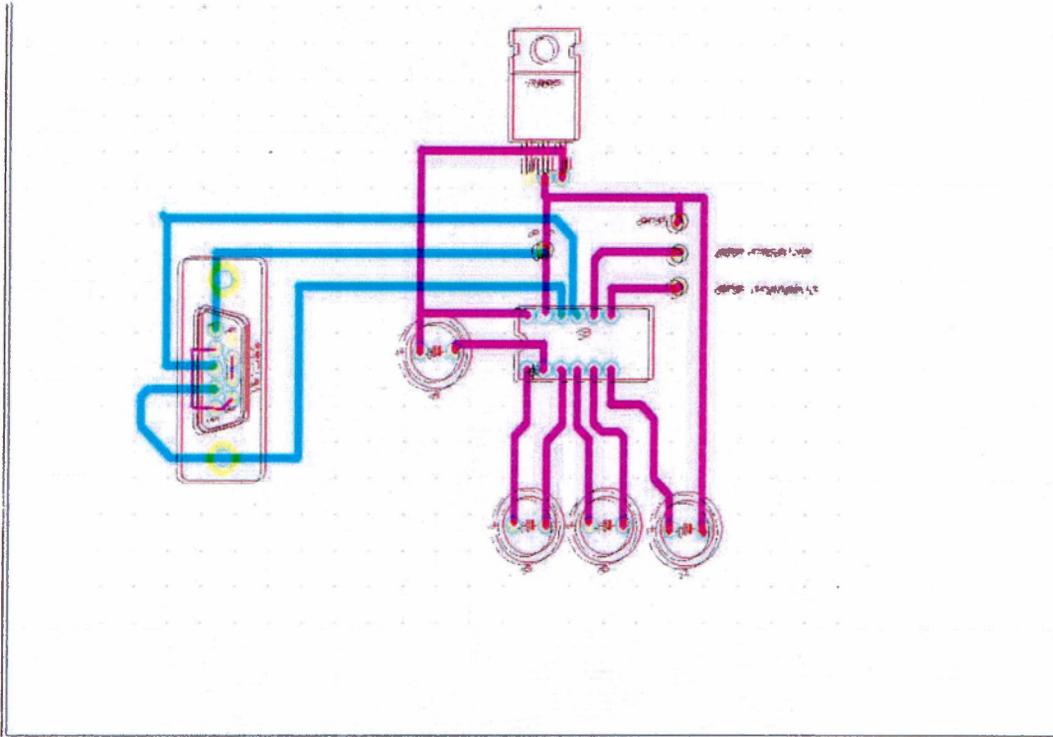
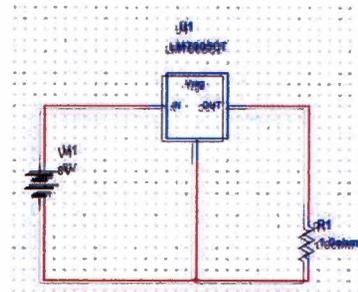


Figura 1: Interfase realizada entre TTL y puerto serial

## Condiciones de operación

Equipo:

Receptor GPS SuperStar II OEM: SSII-5-1CPT-19  
Antena Receptora pasiva: AeroAntenna AT575-70W-MCXM-042-00-00-NM L1  
Con cable de 42" RG316



## Alimentación

La alimentación del receptor GPS Superstar II OEM se realizó mediante una fuente de 5V formada a partir de una pila alcalina de 9V (valor real 8.7V) y un regulador de 5V LM7805S. Esta fuente, fue aislada de contacto directo respecto al receptor.

## Pins

Se muestra a continuación la tabla indicada en el manual del Superstar II OEM con la relación de “pines” y su función:

Figura 1. Diagrama de conexión de la fuente (la resistencia forma el sistema a alimentar)

**Table 7: J1 Interfaces and Power Connector Pin Assignment**

J1 PIN #	SIGNAL NAME	FUNCTION
1	PREAMP	Power for active antenna (40 mA max)
2	VCC	Primary power (3.3V or 5.0V ±0.5V ±0.25V)
3	VBATT	Back-up battery for real-time clock device (external series diode required)
4	RX_NO_3 DISC_IO_3	Serial port Rx=3 Programmable discrete I/O pin (expansion pin for special applications)
5	MASTER_RESET	Reset input pin (active low)
6	DISC_IP_1	Reprogramming control input pin (active high)
7	DISC_IP_2	Protocol select pin (see Section 3.5 on Page 24)
8	DISC_IP_3	NUM control pin (see Section 3.5 on Page 24)
9	DISC_IO_1	Programmable discrete I/O pin (expansion pin for special applications)
10	GND	Ground
11	TX_NO_1	Serial port Tx=1
12	RX_NO_1	Serial port Rx=1
13	GND	Ground
14	TX_NO_2	Serial port Tx=2
15	RX_NO_2	Serial port Rx=2
16	GND	Ground
17	DISC_IO_2	Programmable discrete I/O pin (expansion pin for special applications)
18	GND	Ground
19	TIMEMARK	1PPS output
20	TX_NO_3	Serial port Tx=3

## Conexiones

Las 20 conexiones que proporciona la tableta Superstar II OEM, fueron conectadas de la siguiente forma:

No.	Nombre	Conexión
1	preamp	Flotado
2	vcc	5.0V (source)
3	vbatt	Flotado
4	rx-no-3disc-to-3	Flotado
5	maser_reset	5.0V (ACTIVO EN BAJO)
6	disc_IP_1	Reprogramacion: 5.0V Uso normal 0V, (Activo en ALTO)
7	disc_IP_2	Flotado
8	disc_IP_3	flotado
9	disc_IO_1	Flotado
10	gnd	0V, "tierra de alimentación"
11	tx_no_1	A puerto serial de PC
12	rx_no_1	A puerto serial de PC
13	gnd	0V, "tierra de alimentación"
14	tx_no_2	Flotado
15	rx_no_2	Flotado
16	gnd	0V, "tierra de alimentación"
17	disc-to-2	Flotado
18	gnd	0V, "tierra de alimentación"
19	timemark	Flotado
20	tx-no-3	Flotado

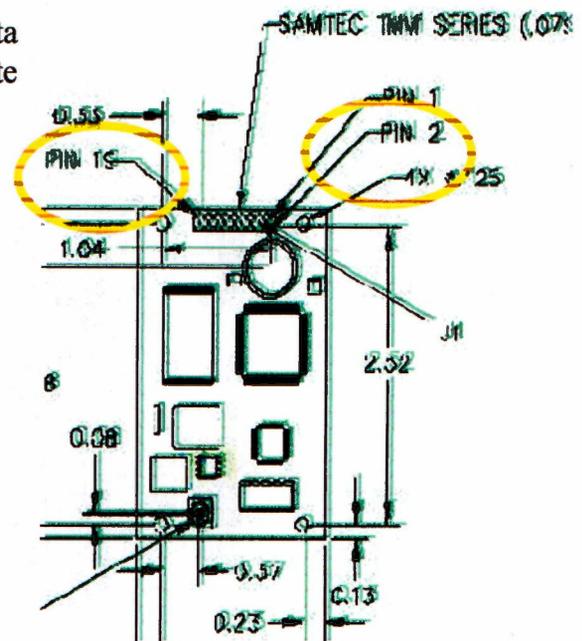


Figura.2 Diagrama esquemático del receptor Superstar II con indicación específica de la posición de sus pines.

Tabla 2 relación de pines con tipo de conexión en el receptor GPS.

## Software:

Se utilizó el software proporcionado Starview 8.0 de Novatel, Inc; en conjunto con una comunicación serial con conectores DB9.

Indicándose los siguientes modos de trabajo:

- Razón de Baudios: 9600 bps.
- Modo de Trabajo: binario.

Así mismo, se utilizó una actualización del firmware del receptor mediante una comunicación serial, y las siguientes instrucciones en una línea de comandos:

```
:\prog_ex 1102L1.sum 1 0 9600 19200
```

para ello, se hizo uso de las siguientes variaciones en la conexión con el receptor:

- disc\_IP\_1- flotado; maser\_reset 5.0V; y
- disc\_IP\_1- 5.0V ; maser\_reset -5.0V

## Condiciones Atmosféricas:

Todas las mediciones se realizaron en rangos de medición de 15 a 25 °C. Adicionalmente, las pruebas del receptor GPS Superstar II OEM se realizaron en condiciones de cielo despejado, con una visibilidad del cielo durante las pruebas de 360° en el plano horizontal; mientras que unos 90° [60°-150°] en el plano vertical; siendo esta visibilidad limitada debido a las construcciones de concreto aledañas, sin ninguna línea de transición eléctrica a la vista o fuente de alto poder.

Manual de Operación del módulo GPS

## Operación de receptor GPS

### Equipo:

- Receptor GPS SuperStar II OEM: SSII-5-1CPT-19
- Antena Receptora pasiva: AeroAntenna AT575-70W-MCXM-042-00-00-NM L1Con cable de 42" RG316

## Conexiones

Las conexiones necesarias para comunicar al receptor GPS con la computadora, son las siguientes:

- Pines

No.	Nombre	Conexión de Operación
2	Vcc	5.0V
5	Maser_reset	5.0V (ACTIVO EN BAJO)
6	disc_IP_1	Tierra
10,13,16,18	Gnd	0V, "tierra de alimentación"
11	tx_no_1	A puerto serial de PC
12	rx_no_1	A puerto serial de PC

Tabla AIX.1 relación de pines del módulo GPS y su conexión de operación.

Para realizar estas conexiones, fue necesario hacer uso de la fuente de alimentación mencionada en el anexo AVIII de condiciones de operación utilizando para ello conexiones individuales dadas las dimensiones del conector de 2x10 que se encuentra en el receptor. Tanto el pin de transmisión y el de recepción (pin 11 y 12) fueron conectados al puerto serial de una PC mediante solo dos puntos de conexión.

- Cable serial

El cable serial utilizado es un cable estándar DB9 de 1.5m con conexiones a conectores individuales para la entrada 2 y 3 (figura AIX.1). Adicionalmente, se agregó a este cable de forma externa las alimentaciones para las otras entradas del receptor GPS; embargo, estas conexiones no forman parte del cable, sin simplemente un medio para aislar la fuente de alimentación del receptor

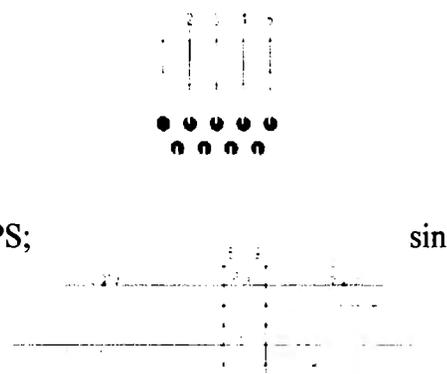


Figura 1. Mapa de Pin/Síñal para una conexión DB9.



Figura 2. Cable serial con conectores individuales.

## Alimentación

La alimentación del receptor GPS Superstar II OEM se realiza en un rango de voltaje de 3-5V; por lo que se optó en utilizar una fuente de alimentación propia y aislada para un desempeño seguro. Esta fuente consta de una pila alcalina de 9V conectada a un regulador de 5V LM7805S, proporcionando así un voltaje real de 4.89V capaz de permitir la operación del receptor.

La alimentación de la PC (laptop) se realizó mediante su pila para uso móvil; proporcionando así un medio aislado del receptor de fuentes de energía cercanas que pudieran interferir con la recepción de señales satelitales.

La antena pasiva se alimentó directamente mediante el conector J2 del módulo receptor GPS, ya que al ser ésta su naturaleza (pasiva) no requiere ninguna otra alimentación.

## Software

El software utilizado fue Starview 8.0 de Novatel, Inc.

Para el uso con el módulo GPS, se tomaron las siguientes acciones:

- File/port→Auto Connect→Com1→Start.

Esta selección de acciones permitió una conexión mediante el puerto serial (COM1) al módulo GPS de forma Binaria a 9600 bps.

Establecida la conexión inicial con el módulo, bastará con observar los satélites que se encuentran detectados, así como la ventana de estado del módulo GPS mediante las siguientes opciones:

- Window→channel→channel assignment
- Window→status→receiver status.

Estas dos acciones mostrarán dos ventanas que indicarán la recepción y asignación de canales para las señales satelitales, y el estado de operación del módulo GPS.

## Firmware

Para poder realizar una actualización del firmware del módulo GPS, se tendrá que utilizar una línea de comando DOS, con la siguiente estructura:

- c:\[folder asignado]\ :\[archivo ejecutable\_ex] [archivo binario.sum] 1 0 [sincronización] [razón de transferencia]



## **AVI: Medición campo magnético**

El campo magnético terrestre forma uno de los factores necesarios en cualquier estudio o aplicación de electromagnetismo. Dicho campo sufre variaciones respecto al tiempo, de dirección cada 200,000 años, magnitud decreciente según últimos estudios (10% en los últimos 59 años), así como variaciones en diversos puntos del globo terrestre (el polo magnético en México sufre de una desviación de 7.5°); sin embargo, para fines de análisis en tiempos no geológicos, la intensidad en un punto se mantendrá lo suficientemente estable como para tener un valor medible. Este valor es considerado en las diversas ecuaciones y condiciones de trabajo de equipos electrónicos.

“Es bien sabido que la Tierra tiene un campo magnético grande que puede ser medido por un magnetómetro. En el Reino Unido, este está cuantificado en el rango de los 48,000 nano Teslas (nT)”[i] Sin embargo, esto no es así con otras fuentes de medición de campo electromagnético, cuyas variaciones pueden ser tan rápidas como ciclos de trabajo; por lo que es necesario tratar de realizar un modelo que manifieste el grado de interferencia en otras aplicaciones o en los análisis.

Para poder distinguir los efectos en un análisis entre el campo combinado de la Tierra, la fuente externa y la fuente en sí, es necesario realizar una comparación entre el campo magnético terrestre y el campo magnético en los límites de la fuente de mareas. Esto se puede realizar mediante una medición empujando un gradiómetro magnético, se realizan dos mediciones por separado usando al gradiómetro como punto de referencia entre ambas mediciones y aportando la variación de un campo respecto al otro. La medición se realiza a través de dos magnetómetros de puerta de flujo, dando así una medición con exactitud de 0.1 nT.

Se desea verificar la existencia y la magnitud de variaciones electromagnéticas ocasionadas por el giro de las aspas del rotor principal en un helicóptero de radiofrecuencia. Las mediciones, 6 en total, se realizaron con el motor del X-Cell 90 en funcionamiento.

Para poder realizar las mediciones se construyó una plataforma en base a las dimensiones del equipo de medición y las del helicóptero, la base permite la una medición que no se viera afectada por elementos externos por lo que el material con el que se construye no puede ser metálica y debe ser un mal conductor, la selección del material debe ser registrada para futuras referencias. La base debe funcionar también como soporte para el helicóptero en movimiento.

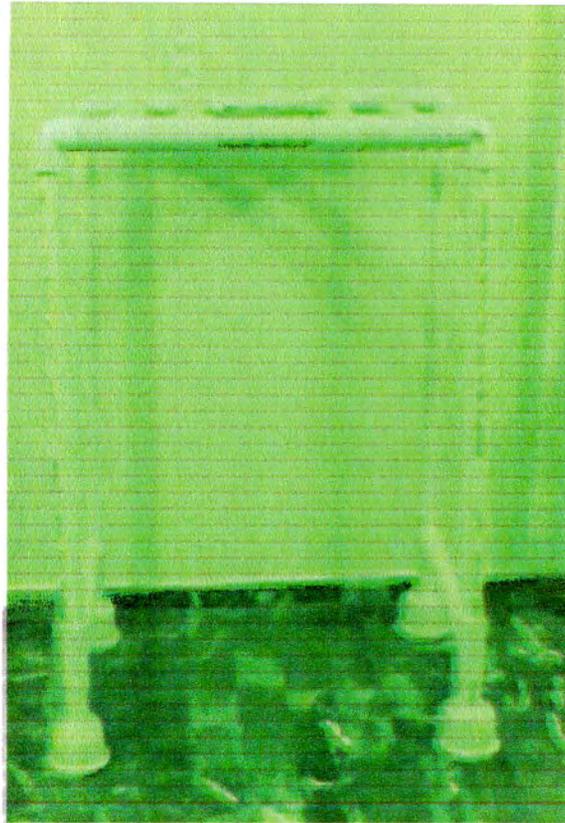


Figura 1: Base para soportar al helicóptero durante medición.

Para poder realizar una adecuada medición del campo electromagnético se requiere de un sitio aislado de agentes externos que pudieran modificar los resultados obtenidos, tales como corrientes eléctricas, estaciones de transmisión, repetidores de radiofrecuencia y fuentes de alta potencia. La mejor opción fue un espacio abierto, facilitado por la Secretaría Técnica del Instituto de Investigaciones Antropológicas, ubicado en Ciudad Universitaria en el Distrito Federal.

El espacio de medición situado en el jardín del Instituto de Investigaciones Antropológicas cuenta con una superficie plana y despejada de al menos 25 m<sup>2</sup>, se requieren 4 m<sup>2</sup> para el funcionamiento del helicóptero y garantizar la seguridad de las personas que realicen la medición para que haya un espacio adecuado entre la persona y las aspas. Este espacio se encuentra sin cimentar por lo que está libre de manipulación externa.

El campo electromagnético se midió utilizando un gradiómetro de compuerta de flujo GEOSCAN F36 propiedad de la Secretaría Técnica del Instituto de Investigaciones Antropológicas (ver características, anexo mediciones). La calibración del equipo así como el cuidado del gradiómetro estuvo a cargo del Dr. Luis Alberto Barba Pingaron quien trabaja en el Instituto de Antropología e Historia.

Las mediciones se realizaron en 5 etapas distintas:

- Medición inicial

Esta medición nos permitió comprobar el correcto funcionamiento del equipo. La variación de las medidas arrojadas por el instrumento evitaría una medición sin fallas.

- Medición 1: helicóptero

Esta medición se realizó con el helicóptero sin que el motor fuera encendido.



Figura 2: Medición 1

- Medición 2: helicóptero con rotor encendido

La medición se realizó con el motor encendido y con una velocidad promedio (1700rpm) fija.

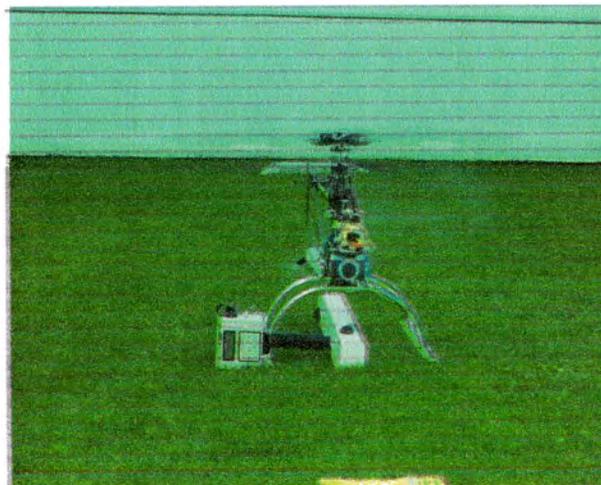


Figura 3: Medición 2

- Medición 3: helicóptero con caja y pila

Similar a la primera medición, pero en esta ocasión la caja de aviónica y una fuente de voltaje (electroquímica) de 12V, estuvieron dentro del sistema de estudio.

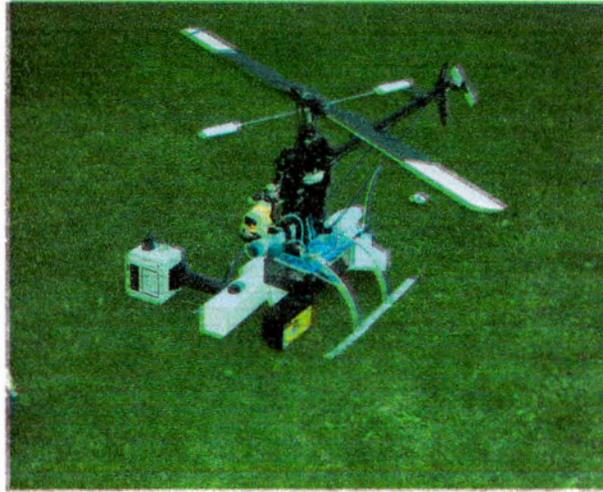


Figura 4: Medición 3

- Medición 4: helicóptero con caja, pila y rotor encendido

De la misma forma que las primeras mediciones, se puso en funcionamiento el motor de tal forma que se observara la interacción del campo con la presencia de la caja de aviónica.

- Medición 5: helicóptero con caja encendida, pila y rotor encendido

Esta medición tiene el propósito de observar las interacciones de los campos magnéticos de la caja en funcionamiento y el helicóptero de forma comparativa respecto a la medición 4.



Figura 5: Medición 4

#### Observaciones:

- El chorro de aire caliente generado por el helicóptero, aumentó la temperatura superficial de la caja de aviónica de acrílico.
- Las vibraciones generadas por el motor del helicóptero ocasionaron que uno de los disipadores de los reguladores de voltaje fuese separado, y un regulador de voltaje fuese desprendido de la tarjeta de baquelita (aunado al desgaste producido por la manipulación de los componentes de la caja).

Universidad de Monterrey, Campus Ciudad de México  
 Facultad de Ingeniería

- La superficie superior de la caja de acrílico termino cubierta de

Recomendaciones:

A partir de la comparación de las mediciones, es posible observar una mayor variación del campo magnético por la sola presencia de los elementos, que por la interacción de los equipos en funcionamiento. Sin embargo, esta variación se encuentra tan pequeña (variando en un rango máximo de 40 nT) que la necesidad de protección de los componentes fuera de las ya asignadas por los fabricantes es redundante.; por lo que un intento específico de un blindaje electromagnético sobraría en la construcción de la caja de aviónica a tratar en el proyecto.

Tabla 1: características del gradiómetro GEOSCAN F36

Separación entre sensores	500mm		
Rango de operación	+/- 100 uT, no latch-up for larger fields		
Rango analógico	+/- 5, 10, 20, 40, 80, 320, 640 nT		
Rango Digital	+/- 20000 nT	+/- 2000 nT	+/- 200nT
Resolución Digital del display	10 nT	1 nT	0.1 nT
Resolución de memoria guardada	5 nT	0.5 nT	0.05 nT
Tiempo de respuesta	20 mS	40 mS	120 mS
Tiempo de actualización de medición	Digital- 3 lecturas/s. Analógico - 9 lecturas/s		
Temperatura de trabajo	10 °C - 50 °C		