



# CARACTERÍSTICAS DE DISEÑO DE UN GLOBO SONDA RECUPERABLE Y REUTILIZABLE

*Design features of a recoverable and reusable probe globe*

## **JULIO ENOC PARRA VILLAMARIN**

Estudiante de Maestría en Ingeniería Mecánica – Universidad Nacional de Colombia, Ingeniero Aeronáutico – Fundación Universitaria Los Libertadores, M.P. CN270-609414, Director Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA Fundación Universitaria Los Libertadores

E-mail: [enocsoyyo@hotmail.com](mailto:enocsoyyo@hotmail.com)

## **LUIS FERNANDO RÍOS SENDOYA**

Magíster en Ciencias de la Información y las Comunicaciones – Universidad Distrital “Francisco José de Caldas”, Ingeniero Electrónico-Universidad Distrital “Francisco José de Caldas”, M.P. 206-16216.

Docente - Investigador Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA

Fundación Universitaria Los Libertadores

E-mail: [lfrioss@libertadores.edu.co](mailto:lfrioss@libertadores.edu.co)

## **INGRID TATIANA SIERRA GIRALDO**

(c) Magíster en Ciencias – Meteorología- Universidad Nacional de Colombia, Meteorólogo Técnico Intermedio – Organización de la Aviación Civil Internacional -OACI, Ingeniero Mecatrónico – Universidad Autónoma de Occidente, M.P. 76361189619VLL, Investigador Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA

Fundación Universitaria Los Libertadores

E-mail: [itatianasierra@gmail.com](mailto:itatianasierra@gmail.com)

## **DAVID RUBIO FORERO**

Estudiante de Especialización en Gerencia de Proyectos de - Universidad El Bosque, Ingeniero Aeronáutico-Fundación Universitaria Los Libertadores, M.P. CN270-47060, Investigador Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA

Fundación Universitaria Los Libertadores

E-mail: [drubioforero@gmail.com](mailto:drubioforero@gmail.com)

## **JOSÉ LUIS VILLAMIZAR BARAJAS**

Ingeniero Electrónico- Universidad Distrital “Francisco José de Caldas”, M.P.

CN206-79855, Investigador Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA

Fundación Universitaria Los Libertadores

E-mail: [jlwillamizar@hotmail.com](mailto:jlwillamizar@hotmail.com)

## **CARLOS TERRAZA**

Ingeniero Electrónico- Universidad Distrital “Francisco José de Caldas”, M.P. CN206-79846, Investigador Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA

Fundación Universitaria Los Libertadores

E-mail: [cterraza999@gmail.com](mailto:cterraza999@gmail.com)

*Fecha de recepción: 25 de septiembre de 2013*

*Fecha de aprobación: 29 de noviembre de 2013*

## ABSTRACT

This present article shows the principal technical and operational considerations in the design and implementation of a recoverable and reusable radio probe. This is developed based on a "reference theoretical framework", afterwards it is made an emphasis in the "problem", and

afterwards it is distributed according to the structure of work decomposition in four modules: the first module of shooting, the second one of acquisition sensoric data system, the third one is related to system of transmission of Navigation and control (GNC), and finally in the aerodynamics module to get at the end a concurrent design for prototype implementation.

## Clue words

Aerodynamics, meteorological data, radio probe, sensors, recovery system

## RESUMEN

El presente artículo muestra las principales consideraciones técnicas y operacionales en el diseño e implementación de una radiosonda recuperable y reutilizable. Este se desarrolla en principio con un "marco teórico de referencia", posteriormente se hace un énfasis en "el problema", y posteriormente se distribuye según la Estructura de Descomposición del Trabajo en cuatro módulos, uno de lanzamiento, otro de sistema de adquisición de datos (sensorica), el tercero de transmisión de Guía Navegación y Control (GNC), y finalmente el de diseño aerodinámico, para así al final obtener un Diseño Concurrente para implementar en un prototipo.

## Palabra clave

Aerodinámica, Datos meteorológicos, Radiosonda, Sensores, Sistema de recuperación.

## INTRODUCCIÓN

La radiosonda es una tecnología normalmente utilizada para la adquisición de datos atmosféricos, estos son utilizados para mediciones, predicciones y modelos meteorológicos requeridos y estandarizados mundialmente. Actualmente cada radiosonda es utilizada una sola vez y posteriormente se extravía o queda inutilizable tras el cumplimiento de su misión de vuelo. En dicho contexto, se realiza una propuesta e investigación detallando las condiciones y sistemas necesarios para hacer de esta tecnología un sistema que sea recuperable y reutilizable tras cada vuelo

La presente propuesta es resultado del proyecto de investigación Desarrollo de un globo sonda recuperable y reutilizable<sup>1</sup>; *Con este proyecto se pretende dar una solución que permita que la radiosonda no se destruya, sea fácilmente recuperable, obtenga y envíe datos de la atmosfera en tiempo real y se pueda reutilizar en nuevos lanzamientos. Para lograrlo se plantea el diseño de un equipo radio telemétrico que pueda ser enviado a la atmósfera anclado al globo meteorológico, el cual cuente con los sensores para la toma de datos de presión, temperatura, humedad relativa, posición, e imágenes, como también un sistema de transmisión que envíe los datos tomados en tiempo real a una estación receptora en tierra. El equipo debe implementarse dentro de una góndola con un diseño estructural y aerodinámico que cuente con un sistema de desaceleración y control, de tal forma que pueda ser guiado, o que autónomamente regrese a un sitio cercano al punto de lanzamiento a una velocidad adecuada con el fin de que haga un aterrizaje suave, evitando su destrucción debido al impacto con el terreno.* (1)

1 Proyecto ejecutado en la Fundación Universitaria Los Libertadores, 2013-Fase II, titulada: implementación del prototipo de un globo sonda recuperable y reutilizable para toma de datos atmosféricos.

## MARCO TEÓRICO Y REFERENCIA

Un globo sonda es un sistema de radiosondeo que cuelga de un globo para el cumplimiento de su misión. Un radiosondeo es la exploración de la atmósfera, desde la superficie hasta la alta tropósfera. Se puede obtener la estructura vertical de la atmósfera por medio de una radiosonda que mide y transmite datos de temperatura, humedad relativa, presión y posición, e inclusive de ellos se derivan otros datos tal como el viento. Dichos datos alimentan, una red del Sistema de información de la Organización Mundial de Meteorología (OMM). Los datos atmosféricos son estandarizados en diferentes formatos y navegan por un sistema de información llamado el Sistema Mundial de Telecomunicación (SMT), el cual se encuentra compuesto por una red de enlaces de telecomunicaciones de diferentes países con los Servicios Meteorológicos o Hidrológicos Nacionales (SMN). El SMT recopila, procesa y alimenta algunos modelos numéricos (2). Estos también son transmitidos al Centro Meteorológico Mundial de Washington (CMMW) para su difusión mundial, de acuerdo a convenios internacionales del Servicio Meteorológico Nacional (SMN). Los datos generados a partir de estas mediciones vienen en diferentes formatos, los cuales pueden ser numéricos, alfanuméricos y/o en forma gráfica con diagrama de barbas, hodógrafo 3D, diagramas termodinámicos, un perfil de humedad, entre otros.

En la actualidad las radiosondas (ver Figura 1A), son dispositivos digitales que miden presión, temperatura y humedad (PTU), cuenta con Sistema de Posición Global (GPS) inmunes a interferencias de radar u otras fuentes de radio frecuencia, además cuenta con una transmisor digital con varios canales disponibles en la banda de frecuencia meteorológica para la transmisión de datos PTU. Estas Radiosondas son ancladas a globos de Latex (ver Figura 1B) llenos gas ligero (helio generalmente) que le permite su elevación desde la superficie hasta la alta troposfera.



A

Figura 1: A) Radiosonda marca Vaisala B) Globo meteorológico

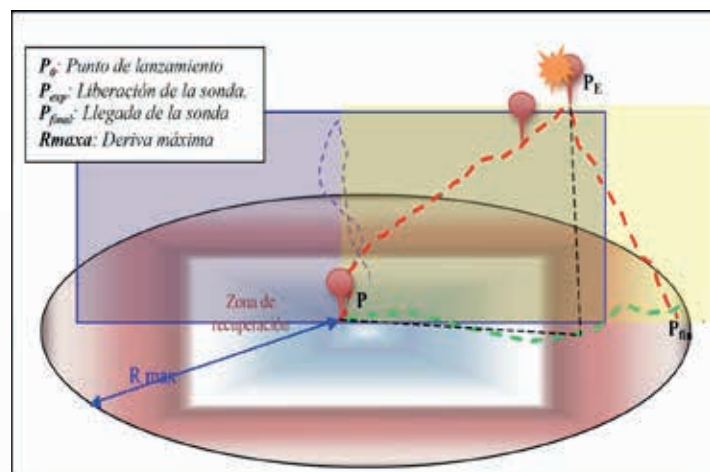
Los globos son lanzados alrededor del mundo en horas preestablecidas para realizar una toma de datos global, con ello se diagnostica las condiciones atmosféricas actuales así como los pronósticos de tiempo meteorológico. Cerca de 800 localizaciones alrededor del mundo hacen lanzamientos rutinarios, dos veces al día (3). Algunas instalaciones también hacen lanzamientos “especiales” suplementarios, ocasionales, cuando los operadores de meteorología lo determinan por tener una necesidad de datos adicionales en momentos en las que puede cambiar mucho la atmósfera.

## PROBLEMA

Partiendo del análisis técnico en el procedimiento de un radiosondeo actual, se identifica como falencia que las actuales tecnologías no son recuperables, pues tras su lanzamiento dicha sonda debe esperar que el globo por diferenciales de presión (entre la presión interna del globo y la presión atmosférica externa) sea obligado a expandirse hasta que se estalle, esto se logra a grandes altitudes en donde el globo es llevado sin dirección fija según la deriva del viento circundante, este alcanza

B

Figura 2. Deriva de Radiosonda



altitudes significativas que hace mayor su recorrido al descenso y finalmente la sonda a su llegada queda a distancias que impiden su recuperación, como se muestra en la Figura 2, e inclusive que al final de su caída se destruya debido a la aceleración adquirida desde donde estalla el globo.

En dicho contexto se propone como pregunta de investigación: ¿Cómo recuperar una radiosonda enviada a la atmósfera en un globo meteorológico, que toma datos de temperatura, humedad relativa, presión, posición, viento (variable derivada) e imágenes, de tal forma que pueda ser reutilizada en nuevos lanzamientos?

Para poder diseñar e implementar una radiosonda que cumpla con los estándares Internacionales esta debe medir datos de temperatura, humedad relativa, presión y posición, viento; se debe tener en cuenta las condiciones agrestes del medio operativo para poder seleccionar la sensorica e instrumentación adecuada. Una vez capturado los datos deben transmitirse en tiempo real a una estación receptora en tierra, con el fin de ser procesados. Algunos de los sensores, debido a su naturaleza solamente se pueden utilizar en un número limitado

de lanzamientos (como lo es el que mide la de presión atmosférica). Es por esto que el diseño es de forma modular, con ello se logra remplazar fácilmente componentes específicos sin necesidad de afectar el sistema en general de la radiosonda. Para el lanzamiento se requiere un globo meteorológico tal que se ajuste a los requerimientos de navegabilidad, ya que la carga muerta de la estructura de la radiosonda es elevada.

La sonda debe contar con un equipo radio-telemétrico que le permita ser fácilmente recuperable después de cada lanzamiento, al igual que debe ser resistente a las condiciones físicas de operación y estar contenido en una estructura aerodinámica. Dicha estructura necesita estar equipada de un sistema de guía, navegación y control, con el fin de llevarlo a un punto de fácil recuperación una vez el globo estalle.

## METODOLOGÍA

Esta investigación aplicada, tiene una Estructura de Descomposición del Trabajo en tres módulos (ver Figura 3), en el módulo de Control, módulo Aerodinámico, módulo de Pruebas.

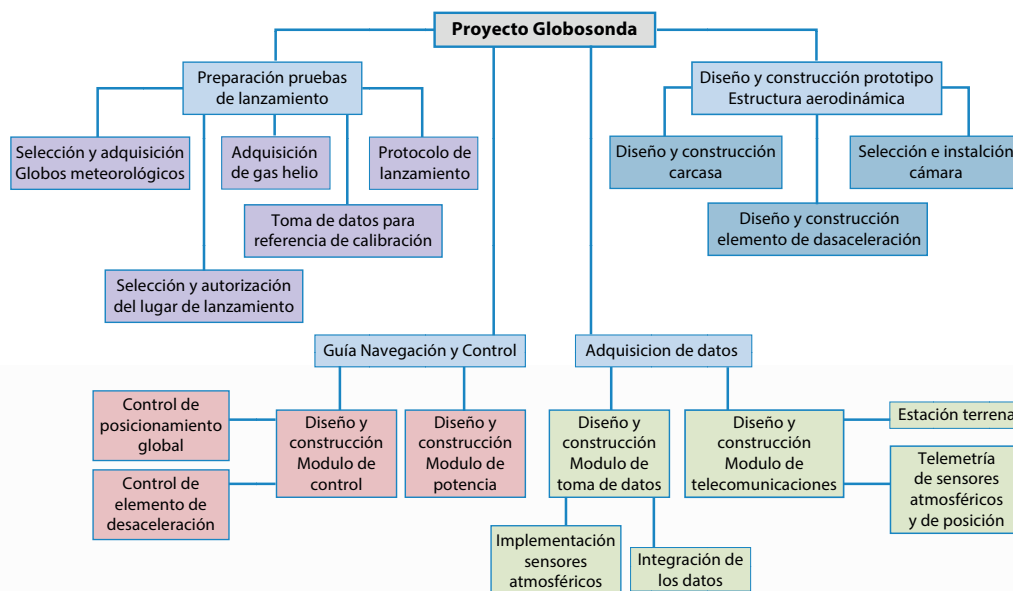
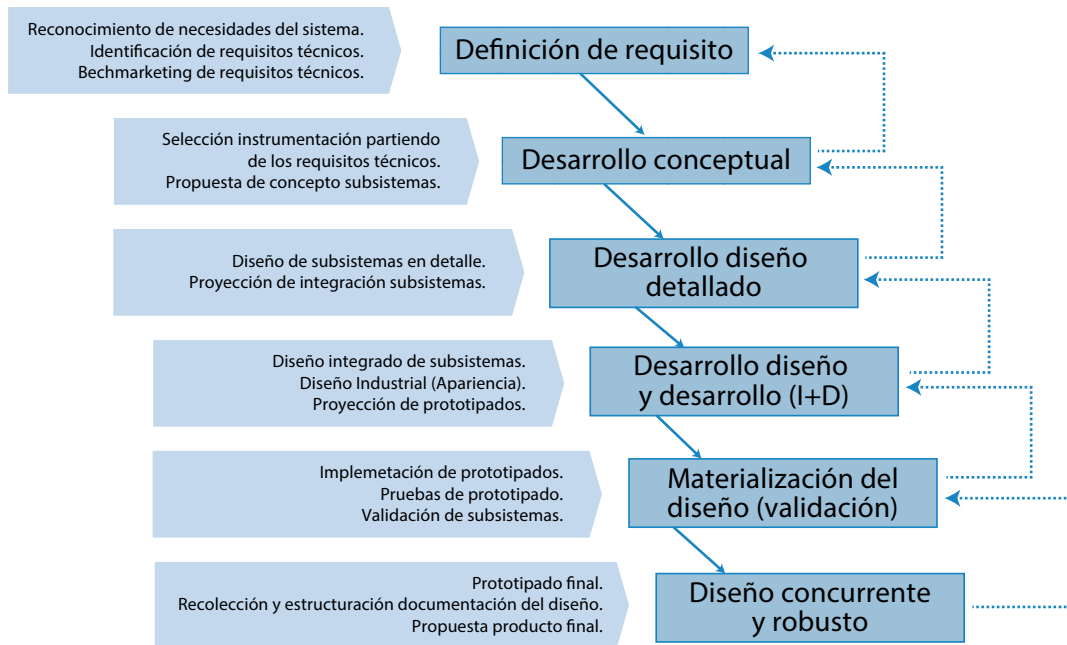


Figura 3. Estructura de descomposición del Trabajo EDT para el desarrollo del proyecto



Estos módulos se soportan en la metodología de la ingeniería Concurrente expuesta en la Figura 4.

## LANZAMIENTO Y CONDICIONES DE VUELO

El procedimiento descrito es el de una estación de radiosondeo común, el cual está reglamentado por la OMM. (4) Y autorizado por la Unidad Administrativa

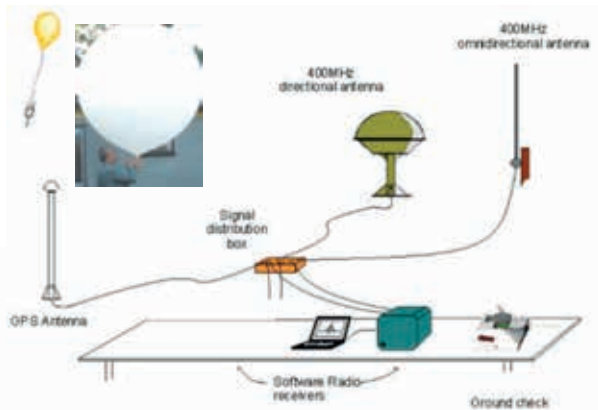


Figura 5. A). Componentes de un sistema de radiosondeo típico. Fuente. ITU-R WP7C-76, modificado por el autor, B) Operador meteorológico, globo y antena direccional.

Figura 4. Estructura de Ingeniería Concurrente

Especial de Aviación Civil (UAEAC) en su Reglamento Aeronáutico Colombiano (RAC). La Figura 5 ilustra un diagrama de un sistema típico de radiosondeo. (Figura 5A) y un operador en proceso de lanzamiento (ver Figura 5B).

En principio el operador verifica el correcto estado físico de la radiosonda, posteriormente la coloca en el banco de pruebas más conocido por su nombre en inglés **GroundCheck Set**, realizando así el chequeo en tierra: se ajusta la frecuencia del emisor, que se controla con su receptor (verificar que las frecuencias tanto de transmisión como de recepción entre la antena de abordaje en la radiosonda y la antena en tierra tengan los valores adecuados para la comunicación); se verifican las señales de telemetría (poner a punto los sensores de Temperatura, Humedad y Presión en superficie); el operador infla el globo de latex con helio a 500 o 550 libras, el cual resulta con un diámetro aproximado de 2 metros, en ese momento se puede elevar a una altura entre los 25 y 30 Km por 1 y media hora o máximo 2 horas, aumentando su

diámetro hasta aproximadamente 12 metros hasta que la diferencia de presión atmosférica (externa) y la contenida en el globo (interna) hace que el globo estalle; se amarra la sonda al globo y se verifica datos de vientos. Solicita autorización a la Torre de Control para lanzamiento del globo meteorológico y procede a su lanzamiento.

Luego de esto comienza la transmisión de datos al programa en tierra. (Se envían datos cada 10 segundos y posteriormente cada 30 segundos). El programa codifica estos datos en el formato establecido internacionalmente por la reglamentación OACI Organización de Aviación Civil Internacional y OMM, entregándolos al operador. Esta es transmitida en código de grupos de 5 números, los cuales indican el valor que toma la temperatura, el viento (dirección y velocidad) y la temperatura del punto de rocío, son enviados al Sistema de Información de la OMM. Los lanzamientos rutinarios ocurren en 0000 UTC y 1200 UTC para proporcionar una imagen instantánea de la atmósfera, estos deben informar los niveles de presión estándar internacionalmente: 1000 – 850 – 700 – 500 – 400 – 300 – 250 – 200 – 150 – 100 hPa en la tropósfera, y en la estratósfera en 70 – 50 – 20 y 10 hPa. Y cualquier nivel especial donde las variables muestren singularidades notorias.

## SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS

Para el sistema de adquisición de variables atmosféricas propuesto en este artículo solo se tendrán en cuenta tres variables atmosféricas de gran importancia en mediciones de altura, las cuales son temperatura, humedad relativa y presión atmosférica, se utilizan estas variables ya que son las principales mediciones utilizadas en la inicialización de los análisis de modelos de predicción meteorológica numérica para la predicción meteorológica operativa.

Adicional a estas variables a medir también se considera el uso de un módulo receptor GPS, el cual está encargado de referenciar la radiosonda y entregar datos de ubicación espacial al sistema encargado del control y navegación de la radiosonda recuperable.

### CONSIDERACIONES Y SELECCIÓN DE LOS SENSORES

Cada sensor está ligado a la variable de proceso a medir, a partir de esta primicia se definen las primeras limitaciones en cuanto al rango de trabajo u operación de cada sensor, como la variables a medir son dependientes de la altura a la que se realiza la medida se debe definir primero el rango de las variables a partir de la altitud mínima y una altura máxima que alcanzarán las mediciones de la radiosonda.

Para la radiosonda como rango vertical de desplazamiento se considerara un límite inferior el nivel del mar y superior una altura de 30Km; como rangos de las variables atmosféricas son en la temperatura entre -90 °C a 60 °C, en la humedad relativa entre el 0% y 90%, finalmente en la presión entre 3 hPa a 1080 hPa (5).

Además se tiene en cuenta los requerimientos técnicos de resolución, precisión, exactitud, tiempo de respuesta y error de medición. Todos estos parámetros se resumen en la tabla 1:

SENSOR	Resolución	Precisión	Repetitividad	Tiempo de respuesta
Temperatura	0.1 °C	0.5 °C	Entre (0.2 – 0.5) °C	< 1 s
Humedad	1 %HR	5 %HR	2 %HR	< 0.5 s
Presión atmosférica	0.1 hPa	1 hPa	0.5 hPa	< 1 s

Tabla 1. Requisitos mínimos a considerar para la selección de los sensores.

### MEDICIÓN DE LA TEMPERATURA

Sensores comunes para medir temperatura son termopares, termistores y RTDs (detectores de temperatura

por resistencia). La tabla 2 muestra una comparativa de las diferentes algunas tecnologías disponibles:

Características	Termopar	RTD	Termistor	Semiconductor
Rango temperatura	-270 °C a 1800 °C	-250 °C a 900 °C	-100 °C a 450 °C	-55 °C a 150 °C
Sensibilidad	10 uV/ °C mínimo	3.85 mΩ/Ω/°C (platino)	Algunos Ω/Ω/°C	Depende el fabricante
Precisión	+/- 0.5°C	+/- 0.1°C	+/- 0.01°C	+/- 0.01°C
Linealidad	Polinomio 4 orden	Binomial	Polinomio 3 orden	No requiere linealizar
Rigidez mecánica	Altamente robusto dada su estructura de alambre	Débiles ante vibraciones y cableado delgado	Difícil de manipular pero robusto	Altamente robusto ya que se encuentra en empaquetados de IC
Tiempo de captura	Menor a 1 s	Mayor a 2 s	Mayor a 1 s	Milisegundos
Alimentación	No requiere	Fuente de corriente	Fuente de tensión	Fuente de tensión
Salida	Tensión	Resistencia	Resistencia	Tensión, corriente o digital
Tamaño	Alambre AWG16	Tipo tornillo 1/4"	Redondo 5mm	Empaquetado de semiconductor
Precio	1 USD a 50 USD	25 USD a 100 USD	2 USD a 10 USD	1 USD a 10 USD

Tabla 2. Comparativa entre sensores de temperatura comunes

A partir de la tabla 2 se decide hacer uso de los termopares ya que son los sensores que se pueden utilizar con una gran variedad de componentes semiconductores para su acondicionamiento análogo, son efectivos en aplicaciones que requieren un rango amplio de temperatura, tienen un tiempo de respuesta de fracciones de segundo y exactitudes inferiores a 0.5°C. Los RTD no se seleccionaron debido al bajo tiempo de respuesta siendo este mayor a 2s, como también su difícil adquisición. Con ello se limita el objetivo de la radiosonda reutilizable. En cuanto a los termistores, aunque cuentan con una alta exactitud, su baja sensibilidad y rango de operación limitado aumenta el diseño electrónico para su acondicionamiento y lo descalifican para el radiosondeo. Con semiconductores se limita el rango de operación a -60°C, por ello no son recomendables para el radiosondeo.

En el subsistema de medición de la temperatura se plantea el uso de un circuito de acondicionamiento

análogo basado en semiconductores (Figura 6) los cuales tienen como tarea adquirir la tensión entregada por el termopar, linealizarla, aumentar su sensibilidad o aplicar una ganancia y por ultimo limitar entre los rangos de tensión de trabajo de los conversores análogos digital. El conversor análogo digital por lo general ya va incluido dentro de la CPU sin embargo queda la posibilidad de que este bloque este por fuera de la ella, con el fin de que sea modular, y que se utilice un módulo de conversión externo brindando con una apropiada resolución e inmunidad al ruido, con características de auto calibración, siendo este el un único módulo digital.

Figura 6. Esquemático de bloques del subsistema de medición de temperatura



## MEDICIÓN DE LA HUMEDAD RELATIVA

Para la medición de la humedad relativa (%RH) se utiliza un transductor encargado de determinar el grado de concentración de agua en el ambiente, a este sensor comúnmente se le conoce como higrómetro o psicómetro y puede determinar diferentes mediciones de acuerdo a su diseño. La humedad relativa es la que se mide en la radiosonda. Esta es la cantidad de agua que contiene un gas expresada en tanto por ciento de la cantidad que el gas tendría en estado de saturación, a la misma temperatura y presión absoluta:

Para medir %RH con la radiosonda, se puede utilizar uno de los siguientes sensores:

$$H_r = \frac{P_v}{P_{sat}} * 100\%$$

Los sensores capacitivos: los más utilizados en la industria y meteorología, basados en el fenómeno de la variación dieléctrica de un condensador, utilizando como dieléctrico el aire del ambiente variando así la capacitancia del sensor. Son robustos y de excelente precisión con



operación en rangos de temperatura amplios típicamente entre  $-80^{\circ}\text{C}$  a  $60^{\circ}\text{C}$ .

Estos sensores no requieren de mantenimiento y se recomienda no tocar la película de plástico con los dedos porque es muy sensible a los aceites de la piel humana, no hay métodos para limpiarlo, sin embargo se puede usar agua des-ionizada y el sensor está muy sucio o lleno de polvo. La gran ventaja de este tipo de sensores es su sencilla interfaz de uso ya que solo requiere de energía y algunos pines de comunicación, que son por lo general interfaces seriales.

### MEDICIÓN DE LA PRESIÓN ATMOSFÉRICA

La medición de la presión atmosférica, se da registrando presiones barométricas en hectopascales (hPa) o milibares (mbar). Los sensores barométricos de las radiosondas mantienen su medición dinámica entre 3hPa y 1080 hPa, con resolución de 0,1hPa. Las variaciones de presión se identifican normalmente por un pequeño cambio eléctrico o mecánico. También es preciso compensar los cambios de calibración debidos a las variaciones de temperatura, por tal razón el sensor barométrico debe ir dentro del cuerpo de la radiosonda para compensar el enfriamiento sufrido a altas alturas (6).

Existen tres métodos para medir presión: absoluta, manométrica y diferencial. La presión absoluta está relacionada con la presión en forma aislada, en tanto que las presiones manométrica y diferencial están relacionadas con otra presión como atmosférica ambiental o la presión en un contenedor adyacente (7).

En la aplicación de radiosonda solo se requiere la presión absoluta ya que el método de medida absoluta se referencia a 0Pa ó vacío absoluto considerando únicamente los efectos de la presión atmosférica. Dentro de los diseños de sensor de presión debido a las diferentes condiciones, rangos y materiales de medida usados en la construcción del sensor, existen diversos sensores de

presión de tipo transductor electrónico (ver Tabla 3), de acuerdo a la aplicación a utilizar entre ellos encontramos sensores basados en puente resistivo, capacitivo, piezoeléctricos y amplificados

Los sensores amplificados pueden utilizar cualquiera de los tres tipos de sensores anteriormente mencionados, su diferencia radica en que dentro del mismo sensor se incorpora toda la electrónica necesaria para el acondicionamiento de la variable medida. Este tipo de sensores vienen de fábrica completamente calibrados para el rango de trabajo, compensados en temperatura por tal razón facilitan su uso e implementación (8).

Características	Puente	Capacitivo	Piezoeléctrico
Rango presión	Bajo, desde 20kPa	Alto desde 0Pa	Bajo, recomendado para altas presiones
Sensibilidad	Depende del acondicionamiento	Depende del acondicionamiento	Depende del acondicionamiento
Precisión	Depende del acondicionamiento	Depende del acondicionamiento	Depende del acondicionamiento
Linealidad	Baja	Alta	Alta
Rigidez mecánica	Alta	Media, no apto a altas temperaturas	Baja, sensible a la vibraciones
Tiempo de captura	Alta <100 ms	Media <1s	Media <1s
Alimentación	Depende del acondicionamiento	Depende del acondicionamiento	Depende del acondicionamiento
Salida	Tensión	Tensión	Tensión
Tamaño	Grandes	Pequeño	Mediano
Precio	Bajo	Alto	Bajo

**Tabla 3. Comparativa sensores de presión existentes en el mercado**

De la tabla 3 podemos observar claramente que un sensor capacitivo amplificado es la opción indicada, ya que es el único que cumple con el rango de medición necesario para la aplicación

### SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL

El Sistema de posicionamiento global GPS, es un módulo encargado de determinar la posición Geoespacial de la radiosonda alcanzando precisiones inferiores a un

metro de distancia, este sistema se apoya en una constelación de satélites. El cálculo de esta posición se basa en la medición de tiempo y ubicación de cada satélite a través del uso de relojes atómicos perfectamente sincronizados, cada sistema es capaz de recibir los tiempos de cada satélite (para poder realizar una medida solo basta con 4 satélites) junto con otros datos y de esta manera determina su posición en el globo su posición en el globo terráqueo (9).

Los módulos GPS actuales son completamente digitales, trabajan con formatos de comunicación seriales y se energizan de forma similar. Los datos que entregan estos módulos pueden ser estándares como lo son el estándar *National Marine Electronics Association* -NMEA 0183, o no estándares, los cuales son prioritarios de cada fabricante. En este proyecto se trabaja con el estándar NMEA (10), ya que es el más utilizado en la industria y es sencillo de trabajar, se basa en mensajes basados en líneas de texto con caracteres ASCII.

La mayoría de módulos existentes en el mercado utilizan este estándar, así que para la escogencia del módulo se plantea la tabla 4 en donde se consideran diferentes aspectos como lo son el tamaño, peso, potencia, etc.

Especificación	SUP500F	EM406	LS20031	Lassen IQ
Frecuencia (Hz)	1 - 10	1	1 - 1 - 10	1
Precisión horizontal (m)	2.5	10 (2D RMS)	3 (2D RMS)	8 (90%)
Precisión de altura (m)	No específica	No específica	2.5	16 (90%)
Precisión de velocidad (m/s)	0.1	0.1	No específica	0.06
Voltaje (V)	3.0 - 5.5	4.5 - 6.5	3.3V	3.0 - 3.6
Corriente (mA)	33	70	41	27
Tamaño modulo (mm)	22 x 22 x 8	30 x 30 x 10.5	30 x 30 x 4.2	26 x 26 x 6
Tamaño antena (mm)	Ya incluida	Ya incluida	Ya incluida	22 x 21 x 8
Peso (gr)	45	23	36	26.5
Interfaz	UART 3.3V	UART TTL	UART TTL	RS232
Protocolo	NMEA	NMEA, SiRF	NMEA V3.01	TSIP, NMEA, TAIP

**Tabla 4. Comparativa entre algunos módulos existentes en el mercado**

Tamaño: los sistemas GPS son cada vez más pequeños sin embargo dependen de la aplicación a usar. Como regla general, entre más pequeño sea el módulo, es más probable que tenga problemas con la antena. (Largos tiempos de sincronización, menor precisión, etc.).

Potencia: los módulos GPS adquieren grandes cantidades de datos de tiempos de varios satélites. Luego de muchos cálculos convergen a una posición indicando una posición sobre el globo, todo esto es un trabajo dispendioso que requiere cierta cantidad de energía disponible en el sistema. La corriente promedio es alrededor de 35mA a 3.3V. 35mA la cual es alta en aplicaciones móviles. Hay que tener especial cuidado con las antenas, ya que requieren de amplificación aumentando el consumo entre 20mA a 30mA demás, si le modulo consume muy poco corriente seguramente es porque no tiene una antena instalada.

El Número de canales no es un parámetro relevante en la escogencia del GPS ya que algunos sistemas GPS cuentan para poder realizar los cálculos, pero es poco probable en cualquier parte de la tierra tener línea de vista con más de 12 satélites al tiempo.

Precisión: la precisión del GPS varía de acuerdo al lugar donde se encuentre ubicado, para un tiempo de establecimiento de 30s el GPS podría tener una precisión inferior a +/- 10m, aunque esto también depende del módulo a usar. La mayoría de los módulos pueden entregar una precisión de +/- 3m.

#### SISTEMA DE TRANSMISIÓN DE DATOS

Arquitectura de un sistema de radiosondeo

Un sistema de radiosondeo básico consiste de dos submódulos, el de transmisión de datos, que corresponde a la radiosonda en sí, y el de recepción de datos, que hace las veces de estación en tierra (Figura 7).

En el diseño del sistema de comunicaciones, o con mayor precisión sistema de telemetría de datos atmosféricos desde la radiosonda, se asume que:

La radiosonda ya fue construida y probada en todo aspecto mecánico y aerodinámico.

Dicha radiosonda incluye todo el equipo de sensores (temperatura, presión, humedad) ya a disposición.

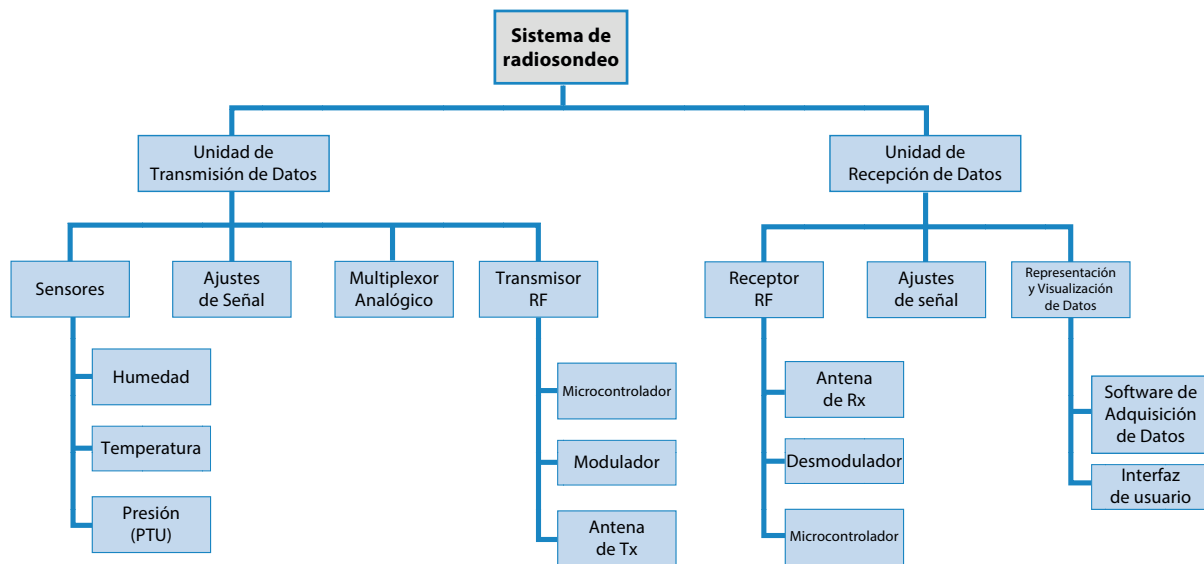


Figura 7. Arquitectura de un sistema de radiosondeo.

### ESQUEMA DE MODULACIÓN FSK

El esquema de modulación FSK, sigla en inglés de *FrequencyShift-Keying*, es uno de los esquemas de modulación digital más comunes usados en radio-frecuencia y es quizá uno de los primeros sistemas de modulación digital usados en la industria (11). En esta forma de modulación, la información va codificada en la frecuencia de la señal portadora, la cual es de envolvente constante, haciéndola menos propensa a los efectos del ruido en la transmisión.

Adicionalmente, a diferencia de otros esquemas de modulación digital como QAM, ASK y PSK, la modulación FSK es considerada un esquema de modulación NO lineal, así considerada debido al hecho de que la suma de dos señales FSK pasa-bajos en general no resulta en otra señal FSK, contrario a lo que sucede con QAM, ASK y PSK (12). El caso más sencillo de FSK (11), denominado

FSK binario (BFSK), se usan dos señales con diferentes frecuencias para representar la información, que en este caso es el alfabeto  $A = \{0,1\}$ . Se tiene entonces que en general, las formas de onda para BFSK son:

$$S_1(t) = A \cos(2\pi f_1 t + \phi_1), \text{ Para representar el 1}$$

$$S_2(t) = A \cos(2\pi f_2 t + \phi_2), \text{ Para representar el 0}$$

En donde las fases  $\phi_1$  y  $\phi_2$  son las fases en  $t=0$ . Si ambas fases son iguales se le llama sistema coherente, en caso contrario se denomina sistema no coherente. La modulación se logra multiplexando entre las dos señales anteriores de acuerdo a si la información que llega es 1 o es 0. Como se observa en la Figura 8, el diseño del modulador es relativamente sencillo, pues solo basta tener dos osciladores a frecuencias y respectivamente, y un multiplexor a la salida controlado por el mensaje a modular.

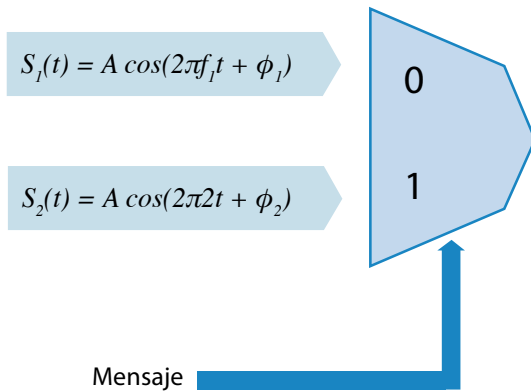


Figura 8. Diagrama de bloques del esquema BFSK

Para la recuperación de señales FSK, la señal recibida (posiblemente contaminada con ruido) se multiplica de nuevo por las señales y mencionadas anteriormente, lo cual adiciona un componente DC a la señal, es decir un componente de frecuencia cero, en últimas recuperando de alguna manera las señales banda-base (pasabajos). Luego de esto, el ruido es reducido pasando la señal a través de correladores y sumando sus salidas. La etapa final de la de modulación consiste en un detector de umbral el cual basado en criterios de estimación de naturaleza probabilística (12) y (13)) recupera los dos bits de información.

Para este esquema de modulación, dado que el alfabeto de información es el conjunto , dicho detector puede implementarse por medio de un comparador con cero. La Figura 9 muestra la arquitectura de un esquema de de modulación FSK coherente.

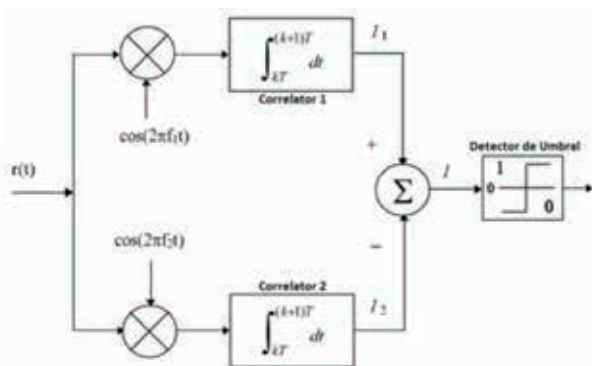


Figura 9. Esquema de desmodulación FSK Coherente

Fuente. Tomado de (11), modificado.

En general se tiene que este tipo de modulación no presenta una fase continua debido a las transiciones entre las dos señales, lo que hace que a nivel de espectro, se presenten grandes lóbulos laterales no deseados (11); por ejemplo en la Figura 10 se logra apreciar los cambios bruscos de la fase en BFSK. Una forma de evitar esto es dotar de memoria al sistema, restringiendo así los cambios bruscos en la fase de la portadora, este tipo de modulación se denomina **Modulación FSK de Fase Continua**, CPFSK por su sigla en inglés, y va más allá de los alcances de este documento.

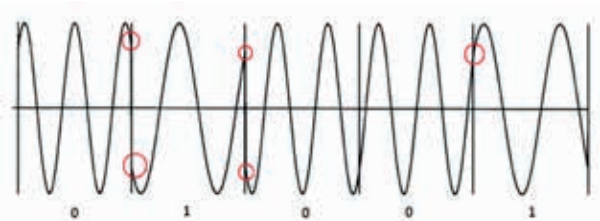


Figura 10. Característica de fase discontinua de FSK. Los círculos rojos muestran los cambios abruptos en la fase

Fuente. Tomado de (11), modificado.

Cuando se consideran alfabetos distintos al binario, por ejemplo  $M = \{m_1, m_2, m_3, \dots, m_M\}$  en donde  $M = 2^k$ , el sistema se denomina FSK M-ario, y en el mismo la trama de datos es dividida en mensajes de bits de información. Este tipo de modulación requiere formas de onda con frecuencias  $f_1, f_2, \dots, f_M$  para representar cada mensaje.

La arquitectura para el modulador es similar a la mostrada en la Figura 8, salvo que aumenta la cantidad de osciladores y el tamaño del multiplexor de salida.

## METODOLOGÍA DE DISEÑO

Para el diseño del sistema de comunicación, se divide el equipo en módulos, cada uno concentrando esfuerzos en tareas específicas como se muestra en la Figura 11. Donde, el diseño está centrado en el módulo

de transmisión y recepción de datos, es decir, el componente RF (Radio-Frecuencia) del sistema. Dicho componente es implementado haciendo uso del kit de desarrollo DR-TRC105-DK fabricado por RFM, dicho kit incluye un transceiver y un microcontrolador para control e implementa las funciones de modulación, demodulación, transmisión y recepción de datos. En las secciones siguientes se explora más a fondo en las características del kit y se desarrolla lo concerniente a los demás módulos mostrados en la Figura anterior.

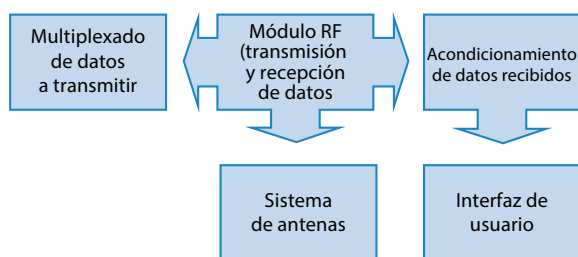


Figura 11. Diagrama de bloques del diseño.

## DISEÑO Y SIMULACIÓN DEL SISTEMA DE COMUNICACIÓN

### Unidad de transmisión y recepción de datos

Para la recepción y transmisión de datos se hace uso del TRC-105, fabricado por RFM, el cual es un transceiver para aplicaciones de baja potencia entre los 300 y los 510 MHz, banda de frecuencias que comprende la banda asignada para mediciones meteorológicas, la cual está entre los 400,15 MHz y los 406 MHz con niveles de potencia hasta los 200mW (14).

Este dispositivo tiene la atractiva característica de incorporar en un solo integrado todas las características banda-base y de RF, reduciendo la cantidad de componentes externos y acelerando el tiempo de diseño (15). Algunas características del mismo se describen a continuación: Esquema de modulación, OOK; FSK y capacidades de *frequency-hopping spread spectrum*; rango de

frecuencia, 300-510 MHz; tasa de transmisión de datos, hasta 200 kbps; protocolo de comunicación, SPI; modos de transmisión y recepción de datos, continuo; buffer y por paquetes.

## SISTEMA DE RECUPERACIÓN

Para el sistema de recuperación se ha considerado una estructura de la sonda que permita ser recuperado mediante un comportamiento aerodinámico, por lo cual el modelo debe tener superficies aerodinámicas y superficies de control, como se muestra en la Figura 12, que le permitan volver al punto de lanzamiento, a través de un sistema de navegación y vuelo controlado electrónicamente.

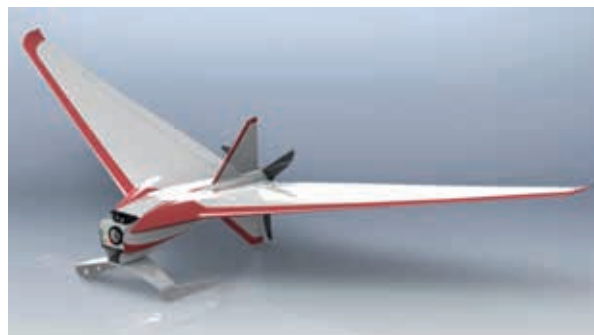


Figura 12. Diseño preliminar de la radiosonda

De esta manera la radio sonda seguirá una misión de vuelo como lo muestra la Figura 13, el cual se caracteriza porque el sistema electrónico almacena la coordenada de partida a través de un sistema GPS y una vez supera los 18.000 m de altitud en donde no puede tener acceso a datos GPS (9), se ubicará con un sistema de datos inerciales IMU (por sus siglas en inglés Inertial Measurement Unit), para así al volver en descenso a los 18.000m confirmar la posición GPS y continuar con un descenso controlado hasta el punto de inicio.

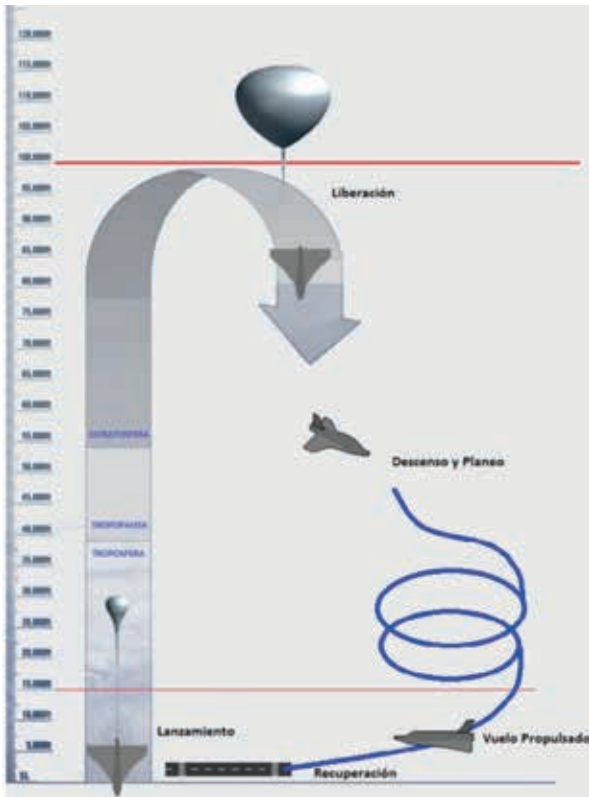


Figura 13. Perfil de la Misión de Vuelo

Para el desarrollo del control de descenso autónomo de la radiosonda se requiere la información captada por sensores, el análisis de esta información por un microcontrolador y el posterior accionamiento de unos actuadores (servomotores). Para la implementación del control autónomo de descenso se plantea un sistema de Guía, Navegación y Control (GNC). Las características del sistema GNC son:

- Realizar un aterrizaje autónomo sobre un punto o diana en tierra del que solamente se conocen las coordenadas.
- Se obtienen datos de posición absoluta en los ejes x y y usando el Sistema de Posicionamiento Global (GPS) y se obtiene el valor de la altura (eje z) con el uso de un barómetro.

- La posición angular, que indica la dirección del vector velocidad del dispositivo, es entregada por el GPS.
- El control se enfoca en la posición angular del dispositivo sobre el plano xy. La posición angular actual del vector velocidad del dispositivo ( $\psi$ ) la da el GPS y la posición angular deseada ( $r$ ) se calcula a partir de las coordenadas dadas por el GPS (Figura14).

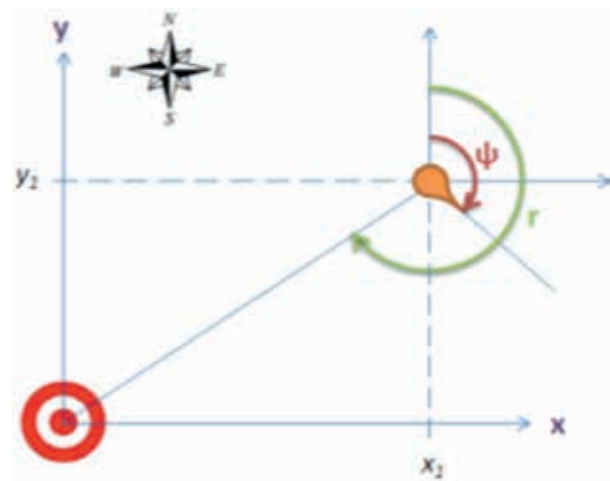


Figura 14. Posición angular del dispositivo

Para lograr lo anteriormente descrito es necesario el desarrollo de un sistema de Guía, Navegación y Control (GNC). La arquitectura general del Sistema GNC se observa en la siguiente Figura 15.

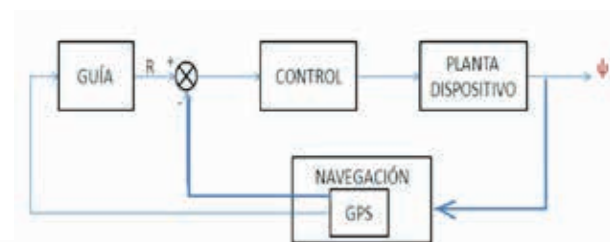


Figura 15. Arquitectura general del Sistema GNC

El subsistema de Navegación se encarga de la recolección de datos de los sensores (GPS y brújula digital) y posterior procesamiento. La función del subsistema de Guía es generar la trayectoria o dirección a seguir por el

dispositivo. Por último, el subsistema de Control es el encargado de entregar una acción correctiva a los actuadores para poder seguir lo más fielmente posible la trayectoria o dirección entregada por el subsistema de Guía de acuerdo con la información entregada por el subsistema de Navegación.

### SUBSISTEMA DE NAVEGACIÓN

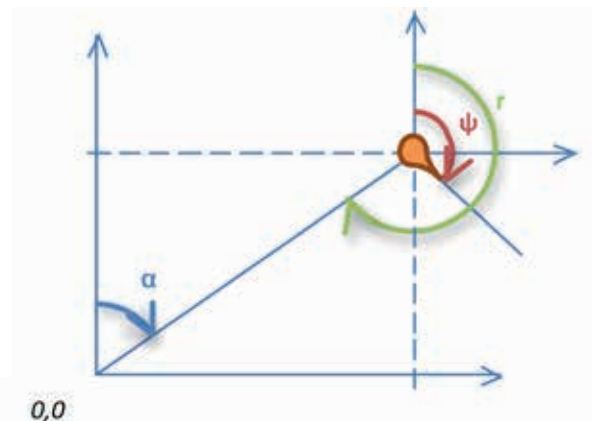
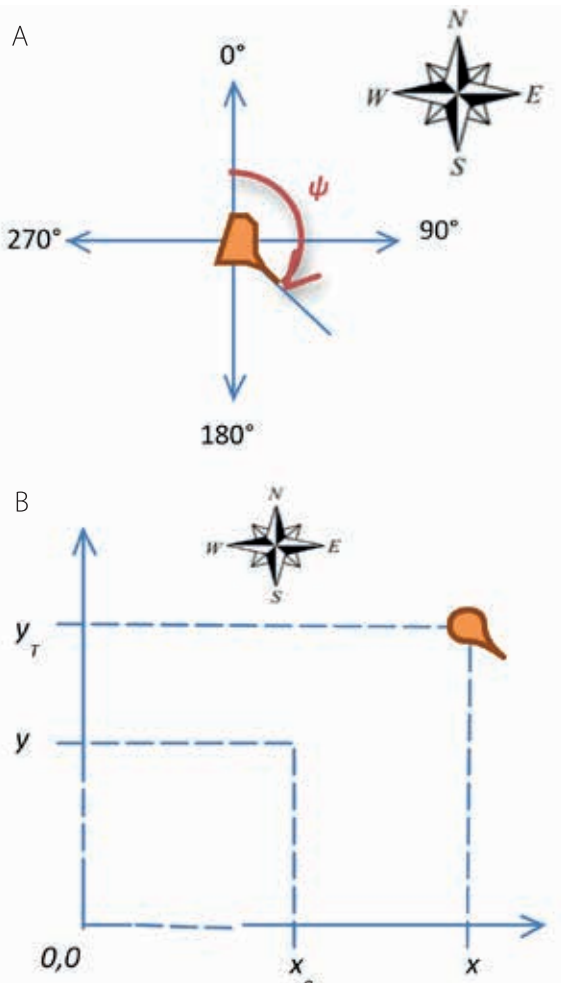
La navegación del dispositivo está dada por el GPS, la IMU (Unidad de Medida Inercial) y barómetro. El GPS entrega un dato que indica la dirección del dispositivo sobre el plano  $xy$ , respecto al norte de la Tierra. Esta posición está dada en grados que van desde cero que muestra el norte y van aumentando en sentido horario

hasta 359,9 tal como se observa en la Figura 16. Para fines prácticos, esta variable se denotará con la letra griega psi cuyo símbolo es  $\psi$ .

**Figura 16. A) Posición angular sobre el plano  $xy$ , B) Coordenadas punto de llegada (diana)**

El GPS también entrega dos datos importantes. Estos datos corresponden a las coordenadas de latitud y longitud. La latitud y longitud son coordenadas de tipo esféricas de un sistema de ejes cuyo origen es el centro de la Tierra. Para el caso de recorridos pequeños estas coordenadas se pueden suponer como coordenadas rectangulares o cartesianas. La latitud entrega una coordenada sobre el eje  $x$  y la longitud una coordenada en el eje  $y$ , las cuales se denominarán  $x_T$  y  $y_T$ . El punto deseado de llegada o diana tendrá otras coordenadas a las cuales se les llamara  $x_0$  y  $y_0$ , tal como se aprecia en la Figura 16B, en donde  $(0,0)$  representa el centro geográfico del planisferio terrestre.

Se realiza un cambio de coordenadas para un manejo más simplificado del sistema, en donde la diana pasa a ser el origen,  $(0,0)$ , y la posición del dispositivo pasa a tener unas coordenadas  $(x_I, y_I)$  como se ve en la Figura 17.



**Figura 17. Cambio de coordenadas de la diana**

El cambio de coordenadas está dado por:

$$x_I = x_T - x_0$$

$$y_I = y_T - y_0$$

### SUBSISTEMA DE GUÍA

La guía del dispositivo se basa en el cálculo de la dirección deseada para cada instante de la trayectoria del dispositivo. Para encontrar este ángulo, al que se le llamará  $r$ , inicialmente se debe calcular un ángulo, denotado con la letra griega  $\alpha$ . El ángulo  $\alpha$ , es el generado entre el eje  $y$  y una recta que se traza entre el origen y el punto de coordenadas  $(x, y)$ , lugar en donde se encuentra el dispositivo (Figura 18).

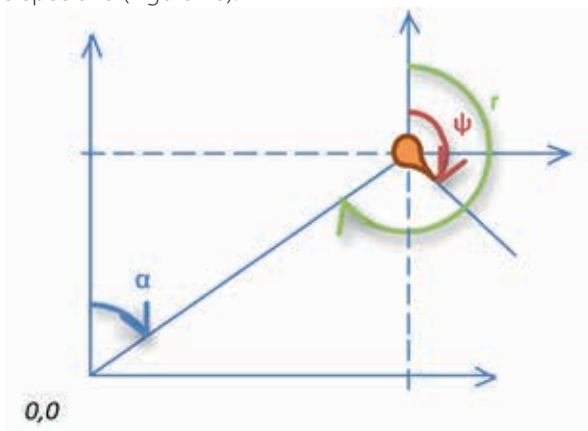


Figura 18. Ángulos utilizados para definir el sistema de guía

El ángulo  $\alpha$  se calcula por medio de la función trigonométrica arcotangente y al cuadrante donde se encuentre. Se describiría por medio de la siguiente función por partes:

$$\alpha(x, y) = \begin{cases} \operatorname{atan} \left| \frac{x}{y} \right|, & x \geq 0 \text{ y } y \geq 0 \\ \pi - \operatorname{atan} \left| \frac{x}{y} \right|, & x \geq 0 \text{ y } y < 0 \\ \pi + \operatorname{atan} \left| \frac{x}{y} \right|, & x < 0 \text{ y } y < 0 \\ 2\pi - \operatorname{atan} \left| \frac{x}{y} \right|, & x < 0 \text{ y } y > 0 \end{cases}$$

Finalmente el ángulo deseado  $r$  se hallaría girando  $180^\circ$  o  $\pi$  radianes en cualquier dirección. Matemáticamente se describiría por la siguiente ecuación:

$$r = \alpha + \pi$$

### SUBSISTEMA DE CONTROL

El control del vehículo se basa en el movimiento de guiñada de una aeronave. El movimiento de guiñada es el que realiza una aeronave alrededor del eje imaginario vertical ( $z$ ) pasando por su centro de gravedad.

El movimiento de guiñada del vehículo se logra por medio de servomotores los cuales activan los alerones del dispositivo. Estos alerones se encargan de cambiar el ángulo de ataque de cada uno de los extremos del ala.

Un cambio en el alerón derecho del ala genera un aumento del arrastre de este lado lo que produce el posterior giro a la derecha del dispositivo. El mismo fenómeno sucede si se aplica al alerón del lado izquierdo.

La simulación del control implementado arroja los siguientes resultados:

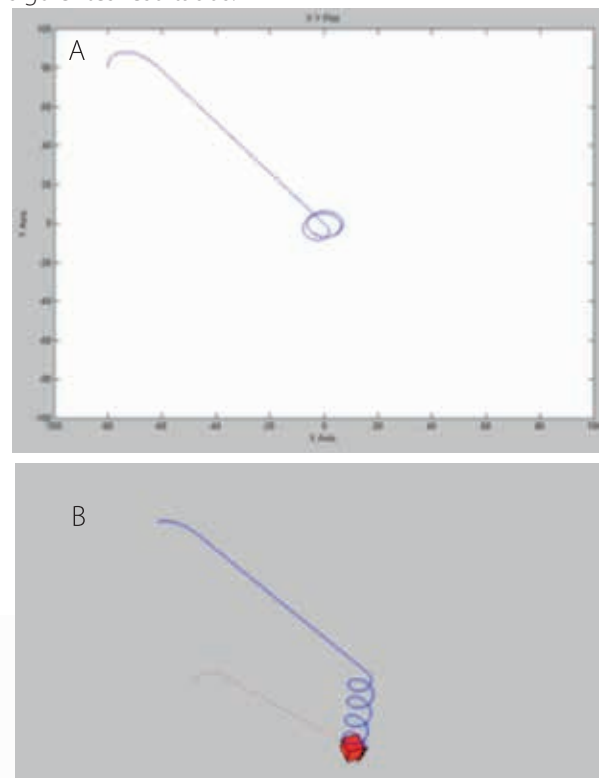


Figura 19. A) Trayectoria sobre el plano xy, B) Trayectoria tridimensional



En la Figura 19 se observa la trayectoria del dispositivo en el plano  $xy$  y en la Figura 19B, se ve el recorrido tridimensionalmente.

Se aprecian tres diferentes etapas durante el descenso. Una etapa inicial es de búsqueda de la dirección del punto de llegada propuesto. Una segunda etapa muestra una trayectoria tendiendo a recta en donde se mantiene la dirección deseada y finalmente una etapa en donde se realiza un descenso helicoidal alrededor del punto deseado de llegada.

## DISEÑO AERODINÁMICO GÓNDOLA DE LA RADIOSONDA

Las radiosondas, como elemento que contiene en sí mismo todos los sistemas para su correcto funcionamiento debe tener un diseño aerodinámico, por lo cual una de las variables más importantes es la velocidad del elemento relativa al viento, esto puede llegar a maniobrase con el área alar como elemento generador de sustentación, así se mantiene la sonda en actitudes de planeo y se puede sustentar el peso de la misma, dicha variable y condición de diseño se describen a continuación.

El área alar es una función de la velocidad, de velocidad de pérdida ( $V_S$ ) y de aterrizaje ( $V_L$ ), la cual se puede definir como un 15% más alta que  $V_S$ . Entonces para determinar el área de los planos de sustentación de debe obtener el valor de  $V_S$ .

Para efectos prácticos se parte de velocidades bajas de aproximación para facilitar las tareas de recuperación, ya que regímenes bajos de  $V_L$  permiten que durante esta última fase se pueda contar con tiempo de reacción para realizar correcciones de control y reducir la posibilidad de daños por impacto al vehículo.

Independientemente de las dimensiones, geometría y características del ala, se inicia la selección del perfil con base en los mostrados en la tabla 5.

Variable		S. Ingles		S. I.	
Peso máximo	$W_{to}$ :	4,5	lb	2,041	<b>Kg</b>
Envergadura	<b>b:</b>	55	in*	1,397	<b>m</b>
Área alar	<b>S:</b>	3,5	ft2 *	0,33	<b>m2</b>
Cuerda media Aerodinámica	<b>MAC:</b>	10	in *	0,254	<b>m</b>
Velocidad de crucero	<b>Vc:</b>	35	mph	15,646	<b>m/s</b>
		51,31	ft/s	15,639	<b>m/s</b>
Velocidad de perdida	<b>Vs:</b>	16	mph	7,153	<b>m/s</b>
		23,6	ft/s	7,193	<b>m/s</b>
Relación de densidad	<b><math>\rho/\rho_0</math>:</b>	0,6292	A 15000 ft o 4572 m	* =Preliminar	

Tabla 5. Datos preliminares de vuelo

Un valor conservativo de  $V_S$  para este tipo de aeronave es de 24mph entonces  $V_L$  es igual a:

$$V_L = 24 \text{ mph} \times 1.15$$

$$V_L = 28 \text{ mph}$$

La fórmula de sustentación para una condición estándar de la atmósfera a nivel del mar está definida por:

$$L = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S \times C_L$$

Ahora bien si resolvemos la ecuación y despejamos  $V$  obtenemos:

$$V = \sqrt{\frac{2 \times L}{\rho \times S \times C_L}}$$

Observando esta última expresión, se aprecia que hay variables que se pueden alterar para reducir la velocidad de pérdida.

- Si se asume la sustentación  $L$  es igual al peso  $W$ , reduciendo este factor se reduce la velocidad, pero es muy factible que este factor no pueda ser disminuido con facilidad.
- Incrementando el área alar, pero esto incrementará el peso y reducirá el rendimiento por incremento en el arrastre.
- Incrementar el coeficiente de sustentación, que es la variable más apropiada para trabajar con un buen proceso de selección del perfil.

### SELECCIÓN DEL PERFIL

La selección del perfil es parte del proceso del diseño del ala, esta selección inicia con base en las consideraciones estructurales y aerodinámicas.

### CONSIDERACIONES ESTRUCTURALES

El peso de la viga que debe soportar los momentos flectores durante todas las etapas de vuelo, es inversamente proporcional al cuadrado de la altura de la viga, con base en esto se puede asumir que un perfil muy delgado albergara una viga muy robusta lo que equivale a una estructura más pesada, por el contrario un perfil de mayor espesor podrá albergar una viga más alta y por consiguiente más liviana que es capaz de soportar los mismos valores de carga.

- Con esto se establece el primer factor que influirá en la selección del perfil, que cuente con un espesor apropiado para albergar una viga ligera, además deje espacio para albergar mecanismos de conexión y control.

La fuerza de sustentación en un perfil aerodinámico, se ubica aproximadamente entre el 25 y 30% de la cuerda, si el espesor máximo del perfil seleccionado se posiciona en este rango de porcentajes, es lógico que sea la mejor localización para ubicar la viga principal de soporte. Con lo anterior se establece de manera preliminar que estructuralmente la estructura de las alas contará con una configuración interna con una viga principal. Otra consideración de la selección del perfil, es que sea posible de trazar y construir con las capacidades de manufactura disponibles.

### CONSIDERACIONES AERODINÁMICAS

Generalmente existen varios criterios de selección del perfil, se deben identificar los que permitan el cumplimiento de la misión y hacer un listado de perfiles que cumpla con la mayoría de los parámetros de diseño establecido.

Algunos de estos parámetros son:

1. El perfil con el valor más alto de coeficiente de sustentación  $C_{l_{max}}$ .
2. El perfil con el coeficiente de sustentación de diseño o ideal apropiado  $C_{l_d}$  ó  $C_{l_i}$ .
3. El perfil con el mínimo coeficiente de arrastre  $C_{d_{min}}$ .
4. El perfil con la razón de L/D más alta  $C_l/C_{d_{max}}$ .
5. El perfil con la pendiente de sustentación más alta  $C_{l\alpha_{max}}$ .
6. El perfil con el coeficiente de cabeceo más bajo  $C_m$ .
7. El perfil con cualidades apropiadas de pérdida que no sea abrupta sino escalonada.
8. La mejor opción de perfil es aquella que tienen el más bajo de  $C_{mo}$ ,  $C_{dmin}$ , el valor más alto de  $\alpha_s$ ,  $C/C_d$  y curva de caída de pérdida moderada. A continuación (Tabla 6) se enumeran diferentes perfiles alares con sus características.

No	PERFIL	RE	%x/c	%t/c	Cdmin	Cmo	$\alpha_s$ deg	(Cl/Cd) max	Perdida
1	MH42	>100000		8.94	0.013	-0.0235	11.5	53	Moderado
2	MH45	>100000		9.85	0.01	+0.0145	12	47.6	Moderado
3	MH60	>100000		10.12	0.008	+0.0140	12	49	Moderado
4	MH61	>100000		10.28	0.0085	+0.0175	12	52	Moderado
5	HS520	>100000			0.01		12.5	50	Moderado
6	HS522	>60 - 300			0.0115		10	41	Moderado
7	RG15	>60 - 300	30		0.01		11	50.4	Moderado
8	S5010	>200000	27		0.009		12	46	Repentino
9	S7012	>60 - 300	25		0.01		10.5	25	Moderado

Tabla 6. Características perfiles alares (16).

Para conocer los factores aerodinámicos que prevalecerán en la selección del perfil se debe conocer las condiciones a las que debe enfrentarse el modelo en vuelo, y qué características o cualidades de vuelo se requieren.

Se establece el entorno de vuelo del modelo, teniendo en cuenta la descripción del perfil de la misión, mostrado previamente en la Figura 13, así:

1. Lanzamiento mediante globo meteorológico
2. Ascenso hasta altura de liberación 98.000 – 100.000 ft
3. Liberación
4. Descenso y planeo, desaceleración del vehículo hasta alcanzar nivel de vuelo propulsado.
5. Vuelo propulsado.
6. Recuperación en coordenadas pre establecidas.

### OTRAS CONSIDERACIONES PARA EL DISEÑO

Una de las consideraciones que se debe tener en cuenta para el diseño de la plataforma alar y selección del perfil, son los valores de número Reynolds ( $Re$ ) ya que este factor se vuelve crítico debido al tamaño del vehículo y las velocidades de operación.

A baja velocidad y debido al tamaño, las fuerzas de viscosidad se tornan relativamente mucho más importantes que las fuerzas de inercia o por efecto de la masa del vehículo, se debe comprobar que en el rango de velocidades de operación del vehículo los valores de  $RE$  se encuentren entre los valores recomendados teniendo en cuenta los efectos de escala.

Para planeadores radio controlados multitarea estos son los valores de  $RE$ :

- En altas velocidades 400.000
- En planeo o bajas velocidades 100.000

Ya que la plataforma propuesta no tiene una cuerda alar constante, los valores de  $Re$  no son iguales en toda la superficie, por eso los valores de  $Re$  variarán en la raíz y punta del plano. Por ende hay que tener especial cuidado con el fenómeno de entrada en pérdida de las puntas del ala y para esta configuración se debe considerar la selección de perfiles diferentes o el entorchamiento (twist) del ala.

Se determina el valor de  $RE$  en las condiciones de velocidad de pérdida.

$$Re = V \times C \times 6380$$

Dimensiones, geometría y características iniciales del ala (Figura 20), con base en los parámetros propuestos previamente (tabla 5 y 7).

Variable		S. Ingles		S. I.	
Cuerda de Raíz	$C_{ROOT}$	14,4	in*	0,366	m
Cuerda de punta	$C_{TIP}$	3,5	in*	0,089	m
Velocidad de pérdida	$V_S$	24	mph	10,729	m/s

\* =Preliminar

Tabla 7. Datos preliminares del Ala.

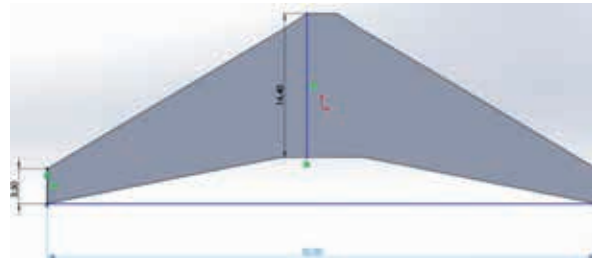


Figura 20. Geometría Inicial del ala

1. En dicho contexto el valor de  $RE$  en las condiciones de velocidad de pérdida para  $MAC$ ,  $C_{ROOT}$  y  $C_{TIP}$  son:

$$RE_{MAC} = 185275$$

$$RE_{C_{ROOT}} = 269491$$

$$RE_{C_{TIP}} = 65501$$

Estos resultados se encuentran dentro de los valores de  $RE$  para regímenes de bajas velocidades (100000) (Tabla 8).

No	PERFIL	RE	%t/c	Cdmin	Cmo	as deg	(Cl/Cd) max	Perdida
1	MH60	>100000	10.12	0.008	+0.0140	10	49	Moderado
2	H5522	>60 - 300		0.0115		10	41	Moderado

Tabla 8. Comparación de perfiles

Perfil MH60 que brinda un coeficiente de momento cercano a cero ideal para este tipo de plataforma alar, además el valor de la relación % t/c es adecuada para albergar una estructura de soporte más alta y por ende liviana, este perfil será empleado en la mayor parte de la extensión o envergadura de las alas, lo más importante para números  $Re$  por debajo de 100.000, el valor de la longitud de la cuerda en la punta debe ser ajustado si es necesario, para mejorar el rendimiento de la sección (Figura 21).



Figura 21. Perfiles seleccionados MH 60.

Este perfil fue diseñado específicamente para alas volantes, en flecha, deltas y sin estabilizador horizontal,

las curvas polares de sustentación y arrastre de dicho perfil se muestra en la Figura 22.

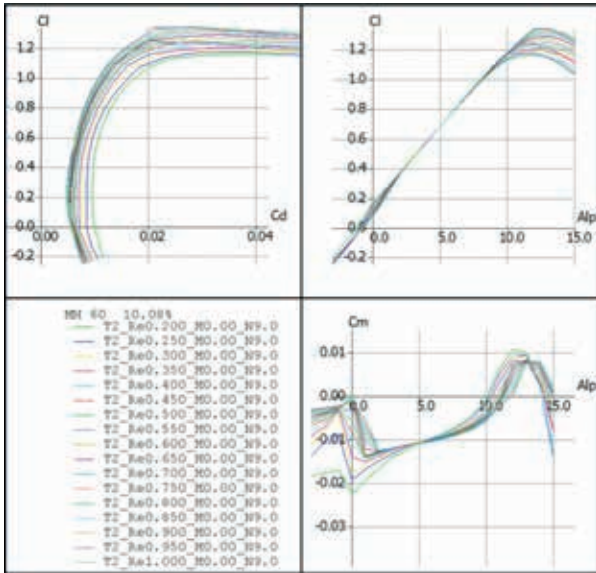


Figura 22. Curvas de sustentación Perfil MH60 a través de XFRL5.

De la interpolación de los datos para el perfil MH60 con un RE de 200.000 cercano al MAC, se encuentra un  $cl_{max}$  aproximado de 1.18, pero como estos datos se obtienen en condiciones controladas y que no tienen en cuenta defectos o imperfecciones en la construcción se reajusta a 0.9.

Dicho perfil seleccionado posee un coeficiente de momento de cabeceo alto, por lo cual probablemente requiere entorchar los planos entre -1 y -2 grados, para evitar pérdidas de sustentación en la región de las puntas. Como se observa, el perfil cumple con los requerimientos de diseño en regímenes de bajas velocidades, por lo que se determina la superficie alar preliminar.

$$S = \frac{W \times 2}{\rho \times V^2 \times cl}$$

$$S = 0.31 \text{ m}^2$$

El área obtenida debe ser sometida al proceso de análisis de rendimiento para comprobar que cumplirá con las características que se precisan en todas las etapas del perfil de misión.

Con el programa de código libre XFRL5 se efectúan simulaciones de los perfiles teniendo en cuenta las fuerzas de viscosidad (Figura 22), por lo cual se realiza el análisis de los perfiles teniendo en cuenta los valores de Re calculados previamente y las condiciones presentes de presiones a baja la velocidad de  $V_s$  (Figura 23).

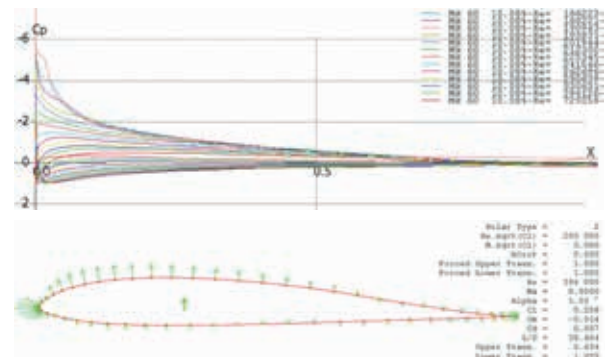


Figura 23. Coeficientes de presión ( $C_p$ ) barrido de  $-3^\circ$  a  $15^\circ$  a través de XFRL5

Según los anteriores datos y descontando los errores de construcción y otros inherentes debido a variables que no contempla el software (como variación de la densidad y condiciones de capa límite), la selección de 0.9 como CL para la determinación de VS y área alar es acertada ya que es un valor conservativo, que sin problema alguno se obtendrá durante la operación. Obsérvese que los valores de coeficiente de momento son muy cercanos a cero en todo el rango de variaciones del ángulo de ataque lo que es primordial para la estabilidad y control del vehículo al no contar con estabilizador horizontal.

Estos datos pueden ser reconfirmados y extraídos por medio de pruebas en túnel de viento con modelos probeta.

## CONCLUSIONES

Se observa la posibilidad de generar una propuesta de investigación factible en el mercado colombiano para la pregunta de investigación: ¿Cómo recuperar una radiosonda enviada a la atmósfera en un globo

meteorológico, que toma datos de temperatura, humedad relativa, presión, posición, viento (variable derivada) e imágenes, de tal forma que pueda ser reutilizada en nuevos lanzamientos?

Se proyecta con la propuesta de investigación, que es posible reducir costos operativos en los lanzamientos de las radiosondas, implementando una forma de reutilizar las radiosondas.

Se debe realizar un análisis meteorológico de vientos para las pruebas de implementación de prototipado, ya que la orografía colombiana puede llegar a dificultar algunas pruebas piloto.

Se analiza que las primeras pruebas de lanzamiento deben de realizarse con globo meteorológico cautivo o cometas de aerodelismo, según la normatividad vigente de la Unidad Administrativa Especial de Aviación Civil.

En la metodología general de Ingeniería Concurrente se logran resultados satisfactorios en los cuatro módulos que se indicaron en la Estructura de Descomposición del Trabajo. Esto se debe a que se mantiene una constante reingeniería en cada módulo (Control, Sensorica, Aerodinámico, y Pruebas).

Los sensores, sistemas de comunicación, así como de posicionamiento, sistemas de fácil adquisición, por lo tanto validan la factibilidad del proyecto, teniendo en cuenta que son sistemas que de una u otra manera permiten la continua funcionalidad de la radiosonda en las diferentes etapas de la misión.

El sistema de navegación y control junto con un diseño aerodinámico en la radiosonda, son componentes no encontrados en radiosondas convencionales, pero son estos mismos, que sumados a la robustez de los sensores y de sistemas seleccionados en esta radiosonda, permiten que la radiosonda sea recuperable y reutilizable.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] **Sierra Giraldo, Ingrid Tatiana, Gómez Gómez, Edgar Leonardo y Córdoba Ramírez, Andrés Rogelio.** FASE INICIAL DEL DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL PROTOTIPO DE UNA RADIOSONDA METEOROLÓGICA RECUPERABLE Y REUTILIZABLE. FASE INICIAL DEL DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL PROTOTIPO DE UNA RADIOSONDA METEOROLÓGICA RECUPERABLE Y REUTILIZABLE. Cusco : VII Congreso Bolivariano de Ingeniería Mecánica, Octubre de 2012.
- [2] **Organización de Aviación Civil Internacional OACI.** Anexo 3 Servicio Meteorológico para la Navegación Aérea Internacional. Canadá : s.n., 2007.
- [3] **Heidorn, K C.** *The Weather Doctor's Weather Almanac. Balloons Sample the Weather.* [En línea] 2005. <http://www.islandnet.com/~see/weather/almanac/arc2005/alm05jul.htm>.
- [4] **Organización Meteorológica Mundial.** *Performance Requirements of Aerological Instruments.* Ginebra : Organización Meteorológica Mundial, 1970. Nota técnica . C. L. Hawson. 112.
- [5] **VAISALA.** *User's Guide Vaisala Radiosonde RS92-SGP.* Helsinki, Finland : Vaisala Oyj, 2010.
- [6] **Instituto de hidrología, meteorología y estudios ambientales.** *Medición de la presión, la temperatura, y la humedad en altitud.* IDEAM. Bogotá: s.n., 2010.
- [7] **National Instruments.** *National Instruments developer zone.* [En línea] 14 de Septiembre de 2011. <http://www.ni.com/white-paper/13034/es/>.
- [8] **Freescale Semiconductor.** *Manual de referencia, especificaciones de sensores.* Tempe, Arizona 85284 : Freescale Semiconductor, 2007.
- [9] **U.S. Department of Homeland Security.** *NAVSTAR GPS USER EQUIPMENT INTRODUCTION.* s.l. : The Navigation Center, Sep 1996. PUBLIC RELEASE VERSION.
- [10] **NMEA.** *The NMEA 0183 Protocol.* Mayo de 2012.
- [11] **Xiong, Fuqin.** *Digital Modulation Techniques.* s.l. : Artech House Telecommunications Library, 2006.
- [12] **Proakis, John G. y Salehi, Masoud.** *Digital Communications.* s.l. : McGraw-Hill, 2007.
- [13] **Gallager, Robert G.** *Information Theory and Reliable Communication.* s.l. : Wiley, 1968.
- [14] **ETSI.** *ETSI EN 302-054-1.* 2003.
- [15] **RFM.** *TRC105 300-510 MHz RF Transceiver Datasheet.*
- [16] **UIUC Applied Aerodynamics Group .** *UIUC Airfoil Data Site.* [En línea] 1995-2013. [Citado el: 01 de marzo de 2013.] [http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html).
- [17] **Mundial, Organización Meteorológica.** *Trigésima segunda reunión del Comité de Huracanes de la AR IV. Examen del plan técnico del comité y de su programa de ejecución para 2010 y más adelante.* Hamilton, Bermudas : s.n., 8 al 12 de Marzo de 2010.
- [18] **VAISALA.** *User's Guide Vaisala Radiosonde RS92-SGP.* Helsinki, Finland : Vaisala Oyj, 2010.