



# **DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y PRUEBA EN VUELO DE UN AEROMODELO REMOTO (RPV) PARA LA TOMA DE DATOS VISUALES EN TIEMPO REAL**

**JORGE ENRIQUE VIDAL ESPINEL  
JOSE ALCIDES PANTOJA MEZA**



**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER  
FACULTAD DE INGENIERIAS FÍSICO - MECÁNICAS  
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA  
BUCARAMANGA**

**2.009**

# **DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y PRUEBA EN VUELO DE UN AEROMODELO REMOTO (RPV) PARA LA TOMA DE DATOS VISUALES EN TIEMPO REAL**

**JORGE ENRIQUE VIDAL ESPINEL**

**JOSE ALCIDES PANTOJA MEZA**

**Trabajo de Grado para optar al título de  
Ingeniero Mecánico**

**Director**

**RICARDO JAIMES**

**Ingeniero Mecánico**



**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER  
FACULTAD DE INGENIERIAS FÍSICO - MECÁNICAS  
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA  
BUCARAMANGA**

**2.009**

# *Dedicatoria*

*A Dios,*

*A mis Padres, y Hermanas*

*por su paciencia y amor*

*A Yuri Esmeralda, con todo mi amor.*

## AGRADECIMIENTOS

A Ricardo Jaimés, Ingeniero Mecánico, Director del proyecto y Amigo, por su respaldo, confianza y colaboración oportuna.

A mis Padres, Hermanas y Familiares, por su ánimo y paciencia.

A Yuri E. Romero por su apoyo y colaboración.

A mis Amigos Aeromodelistas, en especial a Gustavo Cárdenas, Armando Aguilera, Javier Betancourt y el Instructor Carlos Araque por su respaldo incondicional.

A todos mis amigos.

Jorge Enrique Vidal Espinzi

José Alcides Pantoja Meza.

## CONTENIDO

	pág.
<b>INTRODUCCIÓN</b>	24
<b>1. VEHÍCULOS AÉREOS REMOTOS NO TRIPULADOS</b>	26
1.1 DEFINICIÓN Y CLASIFICACIÓN	28
1.2 APLICACIONES CIVILES DE LOS UAVs	35
1.3 FACTORES QUE AFECTAN LA AUTONOMÍA DE VUELO	38
1.4 CARACTERÍSTICAS DE ALGUNOS UAVs	39
<b>2. PROCESO DE DISEÑO VEHICULO AEREO REMOTO NO TRIPULADO</b>	48
2.1 CONSIDERACIONES INICIALES DE DISEÑO	48
2.1.1 Requerimientos del Vehículo	54
2.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA	55
2.3 DATOS INICIALES DEL DISEÑO	57
2.3.1 Aproximación de dimensión del fuselaje	57
2.3.1.1 Sistema Equipo de Adquisición de Datos	57
2.3.1.2 Arquitectura del sistema de adquisición Datos	60
2.3.1.3 Sistema Equipo de Radio Control	65
2.3.1.4 Arquitectura del sistema de Radio Control	69
2.3.1.5 Motores de Aeromodelismo	77
2.3.1.6 Selección Planta Motriz	80
2.3.1.7 Elementos a bordo del sistema propulsor del avión	84
2.3.1.8 Sumario de elementos a bordo del fuselaje del avión	85

2.3.2	Aproximación del diseño y dimensión de los planos	88
2.3.2.1	Forma en Planta del ala	88
2.3.2.2	Perfil alar	94
2.4	DISEÑO CONCEPTUAL	103
2.4.1	Aeromodelo propulsor (pusher)	103
2.4.1.1	Caracterización del prototipo	105
2.4.1.2	Elementos a bordo del Aeromodelo Propulsado (pusher)	105
2.4.2	Estimación de masa	107
2.4.3	Consideración de velocidad del avión	108
2.4.4	Descripción de la propuesta	109
2.5	ANÁLISIS DEL DISEÑO DEL DETALLE	110
2.5.1	Análisis del diseño	110
2.5.2	Análisis de Resultados	117
2.5.3	Análisis, Diagnóstico y Control de Vibraciones	120
2.6	ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE ELEMENTOS CRITICOS	124
2.6.1	Planos sustentadores	128
2.6.1.1	Cargas y esfuerzos en superficies sustentadoras	128
2.6.2	Montantes Estabilizadores	142
2.6.3	Tren Aterrizaje Principal	145
2.7	CONSTRUCCIÓN DE LOS PROTOTIPOS	151
<b>3.</b>	<b>PRUEBAS DE VUELO Y ANÁLISIS DE RESULTADOS</b>	<b>167</b>
3.1	TRABAJOS DE PISTA	167
3.2	PREVUELOS	170
3.2.1	VUELOS	174
3.3	PRUEBAS DE VIDEO EN VUELO	179
3.4	ANÁLISIS DE RESULTADOS	190

<b>4. CONCLUSIONES</b>	192
<b>5. RECOMENDACIONES</b>	195
<b>BIBLIOGRAFÍA</b>	196

## LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Clasificación de los UAV de acuerdo a su forma de despegue.	31
Figura 2. Representación grafica de UAVs.	33
Figura 3. Aeronave no tripulada Lipan.	39
Figura 4. Aeronave no tripulada Efigenia.	40
Figura 5. Aeronave no tripulada UAV Autocopter.	41
Figura 6. Aeronave no tripulada UAV Hermes 450.	42
Figura 7. Aeronave no tripulada UAV Scan Eagle.	43
Figura 8. Aeronave no tripulada UAV Navigator X1.	44
Figura 9. Aeronave no tripulada UAV Mantis.	45
Figura 10. Aeronave no tripulada UAV Bird Eye.	46
Figura 11. Aeronave no tripulada UAV Heron de IAI.	47
Figura 12. Aeromodelo Trainer.	50
Figura 13. Aeromodelo Propulsado Tipo Pusher.	51
Figura 14. Boceto Aeromodelo Propuesto.	52
Figura 15. Sistema de diseño iterativo.	53
Figura 16. Equipo completo de adquisición de datos.	58
Figura 17. Batería de 9 voltios.	59
Figura 18. Mecanismo de movimiento de la mini cámara de video.	60
Figura 19. Secuencia de manejo de información.	61
Figura 20. Mini cámara de video.	63
Figura 21. Equipo de radio control de 7 canales.	65
Figura 22. Servo mecanismo estándar.	66
Figura 23. Micro servo.	67

Figura 24. Batería 4.8 voltios recargable.	68
Figura 25. Circuito abierto del equipo radio control.	69
Figura 26. Circuito del equipo trasmisor.	70
Figura 27. Esquema de un receptor de conversión simple.	71
Figura 28. Transmisor de movimiento y fuerza.	73
Figura 29. Componentes del servo motor.	74
Figura 30. Conexión de las diferentes marcas.	74
Figura 31. Esquema de control servo driver.	75
Figura 32. Ciclo motor de lumbreras.	79
Figura 33. Motor GMS 0.47.	82
Figura 34. Tanque combustible.	85
Figura 35. Disposición de los elementos abordo.	86
Figura 36. Disposición de los elementos Nariz del avión.	87
Figura 37. Disposición de los elementos parte media y trasera.	87
Figura 38. Geometría de las superficies sustentadoras.	90
Figura 39. Plano ligeramente ahusado.	91
Figura 40. Desprendimiento de capa laminar.	92
Figura 41. Distribución del ángulo de ataque efectivo.	93
Figura 42. Torsión o giro relativo de las cuerdas.	94
Figura 43. Geometría de un perfil alar.	96
Figura 44. Numero de Reynolds calculado con PROFILE.	98
Figura 45. Rango de números de Reynolds.	99
Figura 46. Perfil NACA 2412.	100
Figura 47. Coeficientes de sustentación y arrastre perfil NACA 2412.	101
Figura 48. Prototipo aeromodelo propulsor.	103
Figura 49. Propuesta aeromodelo propulsor.	106
Figura 50. Propuesta Fuselaje.	107
Figura 51. Propuesta aeromodelo propulsor vista superior.	109

Figura 52. Fuselaje Aeromodelo propulsor.	110
Figura 53. Hoja de cálculo Aeromodelo propulsor.	113
Figura 54. Hoja de cálculo Fuerza de sustentación.	115
Figura 55. Hoja de cálculo Fuerza de arrastre.	116
Figura 56. Empenaje cola normal doble.	120
Figura 57. Bandeja de montaje de servos.	121
Figura 58. Puntos de análisis de vibración.	121
Figura 59. Espectro del punto 2 vertical.	122
Figura 60. Tipos de soporte según niveles de severidad.	122
Figura 61. CAD Aeromodelo propulsor RC.	124
Figura 62. Factores de carga vertical.	129
Figura 63. Diagrama de cargas.	130
Figura 64. Distribución de la sustentación en el ala.	131
Figura 65. Sección del larguero del ala.	133
Figura 66. Planos sustentadores.	134
Figura 67. Restricción del plano	137
Figura 68. Planos llevados a carga.	138
Figura 69. Enmallado plano sustentador compuesto (Balsa-Icopor).	139
Figura 70. Enmallado plano sustentador (madera balas).	140
Figura 71. Análisis de resultados.	141
Figura 72. Montantes como vigas empotradas.	143
Figura 73. Cargas sobre montantes.	144
Figura 74. Análisis de resultados Montantes.	145
Figura 75. Tren de aterrizaje principal.	145
Figura 76. Cargas para el Tren aterrizaje principal.	149
Figura 77. Posición del tren principal y punto de apoyo.	150
Figura 78. Análisis de resultados.	151

Figura 79. Plano fuselaje aeromodelo propulsor.	152
Figura 80. Plano ala aeromodelo propulsor.	153
Figura 81. Plano de Estabilizadores y superficies de control.	154
Figura 82. Proceso de corte de cuadernas.	155
Figura 83. Proceso de corte de pegado, lijado del Icopor para molde.	157
Figura 84. Proceso de corte de fundido y acabado.	158
Figura 85. Proceso pintado.	160
Figura 86. Detalles finales y colocación del radio control.	161
Figura 87. Proceso de corte de Icopor por CNC.	163
Figura 88. Proceso de corte de enchapado de alas.	164
Figura 89. Proceso de unión y adecuación de las alas.	165
Figura 90. Proceso de forrado y detalles finales.	166
Figura 91. Trabajos de pista y rodaje del motor.	168
Figura 92. Pruebas de taxeo.	168
Figura 93. Volcamiento modelo en pista.	169
Figura 94. Vista lateral tren de nariz antes y después.	169
Figura 95. Modelo en carrera de despegue cancha 1ro de Mayo UIS.	170
Figura 96. Prevuelos con problemas de desbalance	171
Figura 97. Modelo en carrera de despegue desbalance por peso.	173
Figura 98. Cambio del tren de nariz.	173
Figura 99. Modelo en taxeo instalaciones Club.	175
Figura 100. Modelo en rotación instalaciones Club.	175
Figura 101. Modelo en ascenso instalaciones Club.	176
Figura 102. Modelo aterrizando instalaciones Club.	177
Figura 103. Modelo decolando por segunda vez instalaciones Club	178
Figura 104. Modelo en vuelo.	179
Figura 105. Planeador de ladera Wayuu.	180

Figura 106. Moto Planeador piece o´ cake.	181
Figura 107. Posición cámara en moto planeador piece o´ cake.	181
Figura 108. Trípode para antena y amplificador.	182
Figura 109. Estación de tierra.	183
Figura 110. Estación de tierra caja de bloqueo de brillo solar.	184
Figura 111. Edificio de Administración II - UIS.	185
Figura 112. Parte anterior del Auditorio Luis A. Calvo y Plazoleta "Che Guevara" UIS.	185
Figura 113. Casona "La Perla" y Edificio Bienestar Universitario, UIS	186
Figura 114. Edificio Ingeniería Mecánica: Aula Máxima y Edificio "Camilo torres" UIS.	186
Figura 115. Circunvalar a la altura del Edificio de Bienestar Universitario y Casona La Perla, UIS	187
Figura 116. Edificios: Ingeniería Mecánica, Camilo torres, Biblioteca y CENTIC	188
Figura 117. Canchas de softbol, UIS	189
Figura 118. Canchas Múltiples, UIS	189
Figura 119. Estadio Alfonso López y Cancha Marte	190

## LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Clasificación de UAVs (alcance, altitud, autonomía)	32
Tabla 2. Clasificación de UAVs (capacidad de carga útil, TOW)	34
Tabla 3. Clasificación de UAVs (nivel de autonomía)	34
Tabla 4. Características comunes según clasificaciones de los UAVs	49
Tabla 5. Características Mini cámara	59
Tabla 6. Especificaciones técnicas de la mini cámara	64
Tabla 7. Características Servo HS-311	66
Tabla 8. Características Servo HS-82	67
Tabla 9. Características receptor	68
Tabla 10. Características batería	69
Tabla 11. Características planta motriz	83
Tabla 12. Características tanque combustible	84
Tabla 13. Dimensiones representativas de cada elemento	86
Tabla 14. Selección del perfil adecuado	100
Tabla 15. Datos finales de calculo perfil NACA 2412 propulsor	102
Tabla 16. Equipo abordo / planta motriz moto planeador	106
Tabla 17. Estimación pesos Aeropropulsor	108
Tabla 18. Resultados cálculos 1	117
Tabla 19. Resultados cálculos 2	117
Tabla 20. Resultados cálculos 3	117
Tabla 21. Ficha técnica Aeromodelo Propulsor	123

Tabla 22. Propiedades físicas de la madera Balsa	135
Tabla 23. Propiedades físicas del icopor (poliestireno expandido)	136
Tabla 24. Propiedades fibra de vidrio	142
Tabla 25. Propiedades Aluminio 7075-T6	146

## GLOSARIO

AR	Alargamiento (Aspect ratio)
a	Velocidad del sonido
B	numero de blandes en una hélice
CG	centro de gravedad
CD	coeficiente de arrastre total
Cdo	coeficiente de arrastre cero sustentación
CL	coeficiente de sustentación
CM	coeficiente de momento
Cp	coeficiente de presión
CR	coeficiente de fuerzas resultantes
c	cuerda
CA	cuerda media aerodinámica
Co	cuerda raíz
CT	cuerda marginal
CP	Centro de presión
D	Arrastre
d	diámetro
g	Aceleración de la gravedad

Kcp	coeficiente del centro de presión
L	Sustentación
l	Sustentación por unidad de área
M	Dimensión masa, numero de mach.
m	Masa
m	flujo másico
N	Rpm
n	Revoluciones por segundo. Frecuencia
ñ	Unidad vector normal
O	Origen de coordenadas
P	Potencia
Q	Torque
q	Velocidad angular
qn, qt	componentes radial y tangencial de la velocidad
Re	Número de Reynolds
R	Fuerza resultante
S	superficie alar
S'	superficie del empenaje
s	Semi área. Superficie de semiala
T	Dimensión Tiempo, o Empuje
V	Velocidad

$V_s$	Velocidad de pérdida
$V_E$	Velocidad equivalente
$V_R$	resultante de la Velocidad
$W$	peso
$w$	carga alar
$X, Y, Z$	Components of aerodynamic or external force
$x, y, z$	Coordinates of the general point P
$\alpha$	Angulo de incidence o ángulo de ataque
$\Gamma$	Angulo diedro
$\delta$	Boundary layer thickness. A factor. Camber of an Aerofoil section
$\epsilon$	Downwash angle. Surface slope. Strain
$\eta$	Efficiency. Ordinate in c-plane
$\lambda$	Estrechamiento (Taper ratio)
$\nu$	viscosidad cinemática. Prandtl-Meyer angle
$\rho$	Densidad
$\Sigma$	Sumatoria
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
RAV	Remote Aerial Vehicle
TOW	Take Off Weigth
MTOW	Maximum Take Off Weigth

RC	Radio controlado
LAE	Low Aerial Endurance
Rx	Receptor
Tx	Transmisor
NACA	National committee of Aeronautics
Sfc	Specific Fuel Consumption
DBA	Diseño Básico de Aviones
GPS	Global Position System
VHF	Very High Frequency
MHz	Megahertz
KHz	Kilohertz
Bhp	Brake Horse Power

## RESUMEN

### TÍTULO:

*DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y PRUEBA EN VUELO DE UN AEROMODELO REMOTO (RPV) PARA LA TOMA DE DATOS VISUALES EN TIEMPO REAL\**

### AUTORES:

JORGE ENRIQUE VIDAL ESPINEL  
JOSÉ ALCIDES PANTOJA MEZA\*\*

### PALABRAS CLAVE:

VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS, SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS, MINI CÁMARAS Y AEROMODELISMO.

### DESCRIPCIÓN:

El objetivo de este proyecto es contribuir con el desarrollo tecnológico de la región, que tiene como propósito la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander; con el sistema tecnológico de avanzada para el reconocimiento y toma de datos visuales en tiempo real con un dominio de condiciones especiales.

El prototipo se diseñó en base a prototipos ya existentes en el medio de la tecnología del aeromodelismo; desarrollándolo, adecuándolo a los elementos seleccionados y a las aplicaciones mas representativas a estudiar, teniendo esta primera aproximación se realiza la corroboración del diseño por medio de ecuaciones matemáticas, programas dedicados exclusivamente al diseño de aviones como el **DBA** y selección de perfiles como el **PROFILE 2.0** por su versatilidad y facilidad de interfaces de calculo, reuniendo todos los datos obtenidos en pequeños programas de Excel para su correspondiente iteración si es necesario, además el uso de otros paquetes como el **SOLID WORD** para la visualización y desarrollo de los planos y programas compatibles para la operación del sistema de adquisición de datos.

El resultado de este sistema puede satisfacer en gran proporción las expectativas para diseñar y construir un vehículo aéreo remoto RAV experimental que cumpla con una serie de requisitos estructurales y funcionales y con objetivos como la toma de datos visuales en tiempo real. También es una forma de dar las pautas iniciales en el actual manejo de los sistemas de toma de datos, adaptándolos a nuevos sistemas de última tecnología, fácil acceso, versátiles y de bajo costo según las necesidades del cliente final.

---

\* Trabajo de Grado

\*\* Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: Ricardo Jaimes.

## SUMMARY

### TITLE:

*DESIGN, CONSTRUCTION AND TEST IN FLIGHT OF A MODEL REMOTE PILOTED VEHICLE (RPV) FOR THE CAPTURE OF VISUAL INFORMATION IN REAL TIME\**

### AUTHORS:

JORGE ENRIQUE VIDAL ESPINEL.  
JOSÉ ALCIDES PANTOJA MEZA.\*\*

### KEY WORDS:

AIR NOT CREWED VEHICLES, SYSTEM OF ACQUISITION OF INFORMATION, MINI CAMERAS, AND MODEL AIRCRAFT FLYING.

### DESCRIPTION:

The aim of this project is to contribute with the technological development of the region, which takes as and intention the School of Mechanical Engineering of the Industrial University of Santander; with the technological system of advanced for the recognition and capture of visual information in real time of a domain of special conditions.

The prototype design on the basis of already existing prototypes in the way of the technology of the model aircraft flying; developing it, adapting it to the selected elements and to the applications more representative to studying, having this first approximation the corroboration of the design is realized by means of mathematical equations, programs dedicated exclusively to the design of planes as the DBA and profile selection as the PROFILE 2.0 by his versatility and facility of interfaces of calculation, assembling all the information obtained in small programs of Excel for his corresponding iteration if it is necessary, in addition the use of other packages as the SOLID WORD for the visualization and development of the planes and compatible programs for the operation of the system of acquisition of information.

The result of this system can satisfy in great proportion the expectations to design and to construct an air remote vehicle experimental RAV which expires with a series of structural requirements and Functional and with aims (lenses) like the capture of visual information in real time. Also it is a way of giving the initial guidelines in the current managing of the systems of capture of information, adapting them to new systems of last technology, easy access, versatile and of low cost according to the needs of the final client.

---

\* Work Degree

\*\* Faculty of Mechanical Physical Engineerings. School of Mechanical Engineering. Director: Ricardo Jaimes.

## INTRODUCCIÓN

Si bien, desde hace algunas décadas las aeronaves no tripuladas han sido motivo de interés en particular en el ámbito militar, no ha sido hasta los últimos años que han pasado de sistemas experimentales a equipos aptos para su uso profesional.

Su actual capacidad de desarrollar misiones reales se ha visto difundida no sólo en los ámbitos restringidos de los investigadores, fabricantes o usuarios afines a esta tecnología; sino que también ha sido dada a conocer por diferentes medios, a la opinión pública general que comienza a conocer su existencia y utilidad.

Su uso exitoso en los últimos conflictos ha impulsado de manera notoria su interés desde el sector defensa que fue el primer promotor de su desarrollo, arrastrando a la industria especializada que forma parte de una aeronave no tripulada; como son la instrumentación para el guiado, navegación y control, las comunicaciones o los sistemas de alimentación, entre otros.

Junto al interés en aplicaciones militares, la ampliación de su uso a misiones civiles ha originado la aparición de un número apreciable de grupos de investigación y de pequeñas empresas dedicadas al desarrollo de los subsistemas, a la integración de los mismos, o a la puesta en marcha de aplicaciones y servicios basados en el uso de aeronaves no tripuladas.

La tecnología, en particular en el ámbito civil es todavía incipiente.

Su uso extendido debe vencer una serie importante de obstáculos que van desde los estrictamente técnicos hasta los puramente legales, pero la variedad e

importancia de las aplicaciones potenciales y el incremento en la inversiones y avances en los últimos años hace razonable prever un notable y rápido progreso en el futuro inmediato.

Se revisaran algunos de los aspectos relativos a las aplicaciones y tecnologías de los UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) “vehículos aéreos no tripulados”, en especial a las relativas a la concepción y desarrollo del sistema de control.

Se realizará un proceso de diseño de éstas pequeñas aeronaves con el objetivo de presentar algunas propuestas de diseño con características similares; analizando, seleccionando y acoplando sistemáticamente sus elementos sustentadores, estabilizadores, control y potencia; teniendo en cuenta los equipos de adquisición de datos a bordo y equipos de control.

Finalmente se construirá un prototipo y se realizarán una serie de pruebas tanto en tierra como en vuelo en cuanto a estabilidad dinámica del aparato como de captura de los equipos de captura de video.

## 1. VEHICULOS AEREOS REMOTOS NO TRIPULADOS

Los vehículos aéreos sin tripulación (UAV, *Unmanned Aerial Vehicle*) son vehículos motorizados que vuelan sin llevar a bordo operadores humanos. Ellos utilizan fuerzas aerodinámicas para proporcionar el despegue, o elevación de estos vehículos en el aire y están diseñados para transportar las cargas.

Son dirigidos por controladores u operadores situados en tierra, o en el aire, o bien son pre programados; los que solo pueden ser regulados por controladores se denominan vehículos piloteados o dirigidos por control remoto (RPV, *Remote Piloted Vehicle*).

Los UAV o RPV se fabrican según diseños de varias clases que incluyen desde modelos de aeroplanos hasta tipos de misiles, o vehículos en forma de bola con paletas, o aspas de helicóptero.

Varían en tamaño desde un vehículo suficientemente pequeño para colocarlo en la espalda, hasta el modelo con envergadura de alas más extensas.

La filosofía de diseño es muy variada dependiendo de la aplicación final al que vaya dirigido el producto.

Los RPV que son más versátiles y de más bajo costo encajan mejor en los actuales presupuestos cada vez más reducidos. Además, la tecnología perfeccionada para los UAV y RPV militares tiene muchas aplicaciones civiles. Por ejemplo, la

Asociación Eléctrica de Canadá está evaluando un UAV israelí dedicado a vigilar líneas de cables eléctricos de alto voltaje<sup>1</sup>.

Adicionalmente, Israel ha recibido una carta de una organización para la preservación de la naturaleza en África pidiendo informes acerca del empleo de los UAV para contrarrestar las actividades de cazadores furtivos en busca de marfil.

- **Limitaciones de los vehículos UAV**

A pesar de las muchas capacidades de los vehículos UAV y RPV de hoy en día, existen limitaciones que vencer. Las preocupaciones actuales al respecto se refieren a la supervivencia de los UAV, la tecnología de enlace de información y el extenso entrenamiento del personal necesario para éstos programas.

Los UAV o RPV vuelan a una velocidad más reducida para así aumentar su duración de vuelo, para sostenerse más tiempo en su posición y transmitir la información. Asimismo, debido a su manejo por línea visual o alcance óptico.

A pesar del elevado número de ventajas que presenta la utilización de sistemas UAVs tanto en el rango militar como en el civil, también se ha de mencionar sus principales límites, problemas y carencias que tienen hoy en día y que habrá que ir solventando. Destacamos los siguientes:

- Dependencia de las estaciones de Tierra (dependiendo de su grado de autonomía).
- Vulnerabilidad y limitada capacidad de autodefensa.

---

<sup>1</sup> A. Barrientos, Vehículos aéreos no tripulados para uso civil, tecnología y aplicaciones, Universidad Politécnica de Madrid. Grupo de Robótica y cibernética, 2007.

- Limitaciones de peso y volumen de los equipos a bordo.
- Problema de interceptación de comunicaciones (solucionada mediante criptografía y cifrado de las comunicaciones).

## 1.1 DEFINICIONES Y CLASIFICACION

Existe en la actualidad un espectro amplio de posibles aeronaves con capacidad de realizar misiones con cierto grado de autonomía. La novedad de su llegada a las aplicaciones civiles dificulta la existencia de un consenso en su definición, que cuestiona, en determinadas ocasiones si un determinado sistema responde o no al concepto de RPV. Existen por ello cierta variedad de términos que, con mayor o menor acierto, son utilizados para referirse a éste tipo de aeronaves.

Así, en el pasado fueron denominados ROA (*Remotely Piloted Aircraft*) o UA (*Unmanned Aircraft o Uninhabited Aircraft*). En la actualidad suele utilizarse el término UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) o más recientemente UAS (*Unmanned Aircraft System*)<sup>2</sup>.

Estas denominaciones hacen referencia a la ausencia de tripulación en el vehículo, lo que no es necesariamente sinónimo de autocontrol. Por ello, en las siguientes definiciones se diferencian ambas posibilidades:

---

<sup>2</sup> Ibid.

Se entiende por una aeronave no tripulada (UAV: *Unmanned Aerial Vehicle* o también UAS: *Unmanned Aircraft System* o UAVS: *Unmanned Aircraft Vehicle System*)

a aquella que es capaz de realizar una misión sin necesidad de tener una tripulación embarcada. Debe entenderse que ésta condición no excluye la existencia de piloto, controlador de la misión u otros operadores, que pueden realizar su trabajo desde tierra. La extensión del concepto de vehículo a sistema refleja que el UAV o (RAV: *Remote Aerial Vehicle*) precisa, no sólo de la aeronave adecuadamente instrumentada, sino también de una estación en tierra que complementa la instrumentación y capacidades embarcadas. Es necesario considerar que ésta definición podría incluir algunos casos que quedan fuera del concepto subyacente de UAV.

Así los globos aerostáticos utilizados, por ejemplo, con fines meteorológicos responden a la definición y sin embargo no son considerados UAV o RPV debido a su incontrolabilidad. Lo mismo cabría decir de los misiles autopilotados o con control remoto.

Puesto que la definición anterior no excluye el telecontrol de la aeronave, cabe definir también aeronave autónoma o sistema aéreo autónomo (AAS: *Autonomus Aerial System*) como aquel capaz de desarrollar la misión sin necesidad de intervención humana. En este caso, cabría la posibilidad de que la aeronave transportara personal no dedicado a la misión, pero ésta posibilidad similar al piloto automático con el que cuentan la mayor parte de los aviones actuales, queda fuera de contexto en el que los sistemas considerados operan<sup>3</sup>.

---

<sup>3</sup> Ibid.

En los últimos años, la proyección de estos sistemas desde el sector militar al civil ha propiciado que diferentes grupos de investigadores procedentes del área de la robótica, hayan enfocado buena parte de sus esfuerzos a la investigación y desarrollo de éstos.

Por este motivo, si bien normalmente fuera del ámbito aeronáutico, se utiliza en ocasiones el termino “Robot aéreo” entendiendo por este a un sistema físico, capaz de desplazarse de manera autónoma o semiautónoma por el aire para realizar diferentes misiones.

En lo que sigue, se utilizará el termino UAV de manera indistinta, considerando en todo caso que la aeronave no transporta personas, sino que conlleva un propósito y que puede ser total o parcialmente controlado desde la estación de tierra.

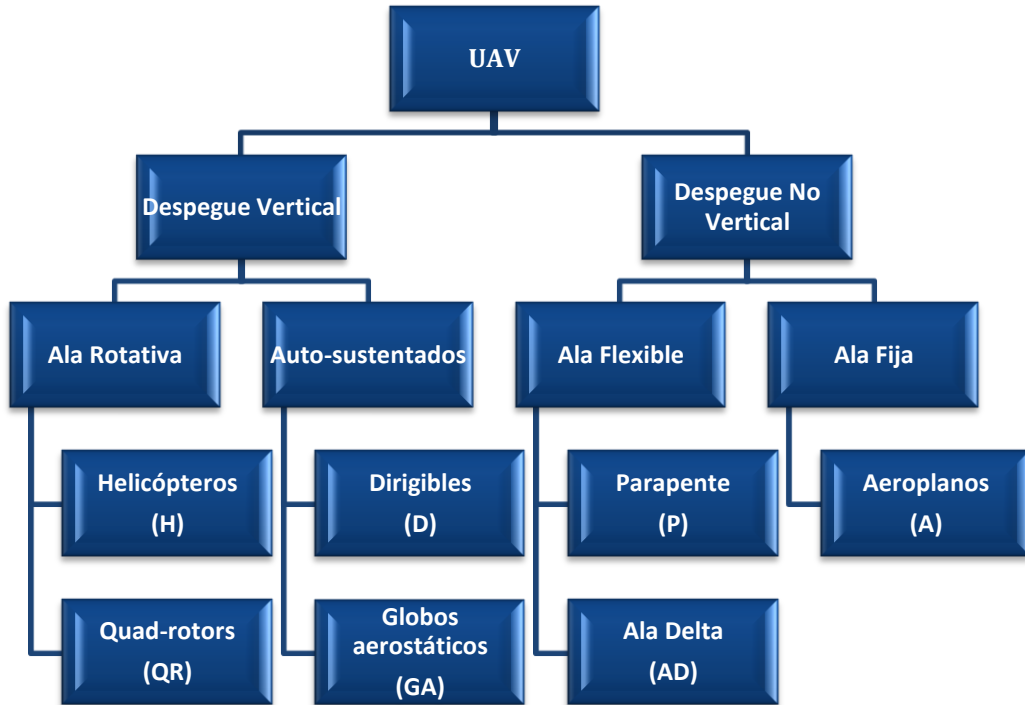
A la hora de establecer una clasificación de los UAV es posible atender a diferentes criterios. Tal vez el más simple sea el que se basa en el tipo de aeronave del UAV.

De acuerdo a éste pueden distinguirse a aquellas de despegue vertical de las que no lo son, estando dentro de las primeras las de ala rotativa o hélice (helicópteros y quad-rotors entre otros), los de ala flexible (parapentes, ala delta) y los auto-sustentados (dirigibles y globos)<sup>4</sup>. Dentro de los de despegue no vertical se encuentran los de ala fija (aeroplanos). La figura 1 muestra los diferentes tipos de aeronaves utilizados en los UAV:

---

<sup>4</sup> Ibid.

**Figura 1.** Clasificación de los UAV de acuerdo a su forma de despegue



**Fuente:** Paper del Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid

Las prestaciones y por tanto, las aplicaciones varían mucho de un tipo de aeronave a otra, cubriendo cada uno de ellos, un espectro de aplicabilidad diferente.

Otros criterios de clasificación pueden hacer referencia a las capacidades de vuelo (alcance, altitud, autonomía). La tabla 1 recoge la clasificación atendiendo a este criterio.

**Tabla 1.** Clasificación de UAVs (alcance, altitud, autonomía).

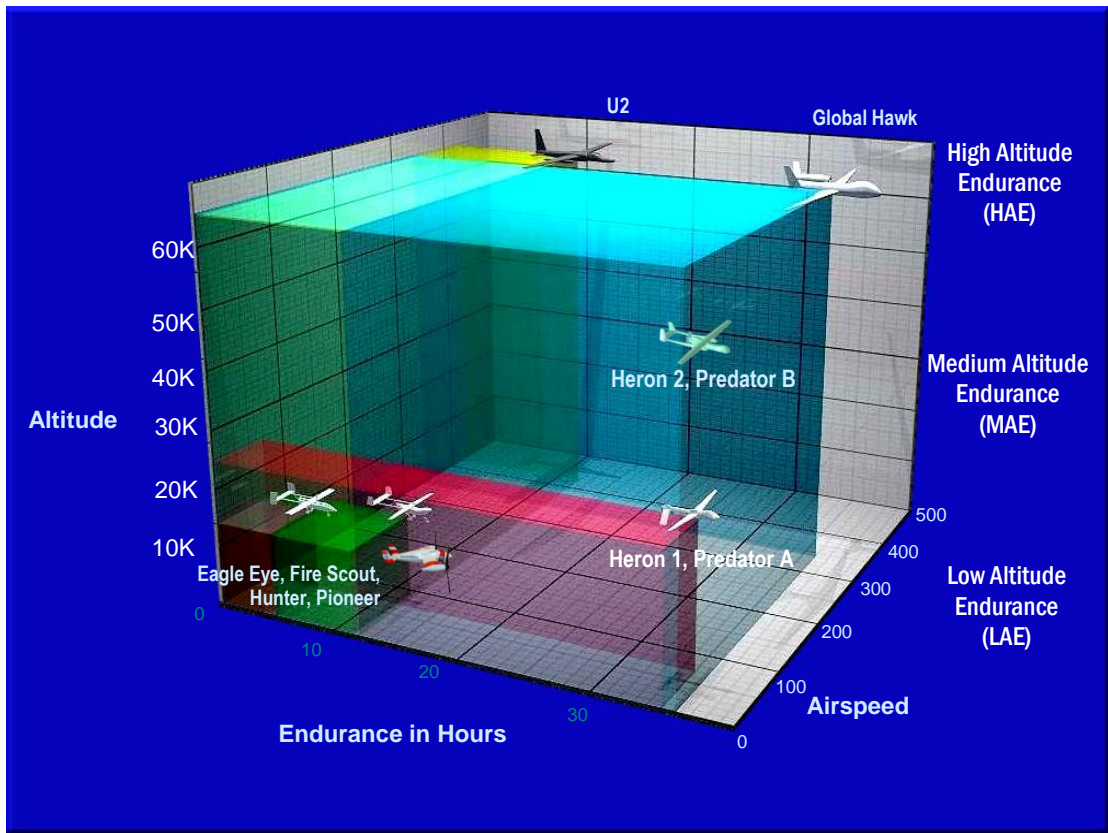
Categoría	Acrónimo	Alcance (km)	Altitud de vuelo (m)	Autonomía (horas)	Carga máxima en despegue (kg)	Tipo de aeronave
Micro	μ(Micro)	< 10	250	1	< 5	H,A,otros
Mini	Mini	< 10	150 a 300	< 2	< 30	H,A, P, Otros
Alcance cercano	CR	10 a 30	3.000	2 a 4	150	H,A,P,Otros
Alcance corto	SR	30 a 70	3.000	3 a 6	200	A,Otros
Alcance medio	MR	70 a 200	5.000	6 a 10	1.250	A, Otros
Altitud baja Penetración profunda	LADP	> 250	50 a 9.000	0,5 a 1	350	A
Autonomía media	MRE	> 500	8.000	10 a 18	1.250	A,H
Autonomía alta Altitud baja	LALE	> 500	3.000	> 24	< 30	A
Autonomía alta Altitud media	MALE	> 500	14.000	24 a 48	1.500	A,H
Autonomía alta Altitud alta	HALE	> 2000	20.000	24 a 48	12.000	A
Combate	UCAV	aprox. 1500	10.000	aprox. 2	10.000	H,A
Ofensivo	LETH	300	4.000	3 a 4	250	A
Señuelo	DEC	0 a 500	5.000	< 4	250	A,H
Estratosférico	STRATO	> 2000	Entre 20.000 y 30.000	> 48	ND (no disponible)	A
Exo-estratosférico	EXO	ND	> 30.000	ND	ND	A

Fuente: Paper del Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid

Hay que indicar que ésta clasificación abarca todas las aplicaciones de los UAV, tanto civiles como militares, siendo estas últimas la mayoría.

La mayor parte de los UAV o RPV actuales se encuentran dentro de la categoría Mini y MR vistos en la tabla 1, siendo, el vehículo más frecuentemente utilizado con diferencia el aeroplano en la figura 2 se pueden observar algunos ejemplos y prototipos que existen.

**Figura 2.** Representación grafica de UAVs.



**Fuente:** Presentación power point realizada por la Internacional uav strategy\_CDR Sisson

Puede realizarse una clasificación más simple, basada en la capacidad de carga útil, medida como capacidad de carga en el despegue en sus siglas en inglés (TOW, *Take off weight*).

Según éstas se tienen 4 clases de UAV, (ver tabla 2):

**Tabla 2.** Clasificación de UAVs (capacidad de carga útil, TOW).

Clase de UAV	Máxima TOW (kg)	Rango	Típico alcance (km)	Típica altura máxima (m)
Clase 0	< 25	Cercano	15	300
Clase 1	25-500	Corto	15-150	4500
Clase 2	500-2000	Medio	150-1000	9000
Clase 3	>2000	Largo	>1000	>3000

Fuente: Paper del Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid

Por último, puede establecerse una clasificación atendiendo al nivel de autonomía como viene en la tabla 3:

**Tabla 3.** Clasificación de UAVs (nivel de autonomía).

	Blanco móvil (Drone)	Nivel 1 No autónomo	Nivel 2 Maniobra autónoma	Nivel 3 Piloto inteligente limitado	Nivel 4 Piloto inteligente completo
Trayectoria de vuelo en 4 dimensiones	Preprogramada	Preplanificada, preprogramada	Preplanificada, preprogramada	Parcialmente autónomo Posibilidad de cálculo de ruta	Posibilidad de cálculo de ruta
Presencia de piloto	Por seguridad	Guiado y control continuo	Como Nivel 1	Supervisión continua. Guiado y control ocasional	Solo como respaldo
Posibilidad de actuación del piloto	Solo en despegue y aterrizaje	Manipulación	Como Nivel 1	POsible	Solo como respaldo
Necesidad de actuación del piloto	Solo en FTS	En todos los casos	Cuando no haya maniobra automática	Ocasionalmente	Solo como respaldo
Piloto automático	No	No	No	Limitado	Completo
Presencia de ATC	Supervisión	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador y con el piloto automático	Contacto continuo con el piloto automático (con el operador como respaldo)
Intervención de ATC	Petición o activación del FTS	Por petición del operador	Por petición del operador	Por petición del operador o del piloto automáticos	Por petición del piloto automático (del operador por respaldo)

Fuente: Paper del Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid

## 1.2 APLICACIONES CIVILES DE LOS UAVs

Si bien, en el sector militar donde surgieron los UAV y el que ha impulsado su desarrollo, desde hace 15 años han surgido diferentes aplicaciones civiles que han ampliado el interés, la investigación y el desarrollo de estos sistemas; a la vez que han originado nuevos requisitos en su operatividad y generando un mayor espectro de sistemas.

Así, mientras que en aplicaciones militares la mayor parte de los UAV existentes son del tipo aeroplano y responden a las categorías Mini en adelante para aplicaciones civiles, la maniobrabilidad y capacidad de vuelo hace que este tipo de aeronave sea el más frecuente.

Debe considerarse que si bien, algunas de estas misiones pueden ser realizadas utilizando vehículos de radio control (RC) en lugar de UAV, el uso de éstos es ventajoso.

Un conjunto amplio de aplicaciones coinciden en dotar al UAV de una cámara de video y de los medios adecuados para capturar y/o transmitir la imagen a la estación base. Ésta capacidad de adquirir imagen en un espectro visible o infrarrojo para su procesamiento manual o automático en línea o en una fase posterior permite abordar tareas como la inspección, la vigilancia, o la búsqueda de interés en múltiples campos.

Algunos modelos de RPVs o UAVs están propulsados por motores utilizados en la tecnología del aeromodelismo de bajo consumo y fácil reparación, o están fabricados en un gran porcentaje a partir de productos disponibles en el sector

comercial lo que reduce aún más el coste final unitario de éstos vehículos no tripulados. Y por último, permiten vigilar zonas sin necesidad de exponer a las tripulaciones, o a vehículos más caros a situaciones peligrosas.

El operario así introducido podrá supervisar la misión y modificar todo aquello que desee teniendo por tanto el mando último sobre el vehículo. Su diseño no está exento de dificultades y de problemas éticos para determinar qué tareas y qué grado de libertad se pueden asignar a una máquina.

Desde el punto de vista puramente técnico, la idea de que un operario pueda controlar completamente el aparato no es completamente satisfactoria por la complejidad intrínseca que conlleva. Ello es debido a que se necesitaría que en todo momento existiera una comunicación bidireccional, entre el UAV y el “piloto virtual” lo que añade una complejidad técnica enorme ya que habría que diseñar el sistema para que fuera muy tolerante a los daños. Y que, bajo ningún concepto, se pudiera perder la comunicación con el aparato.

Entre las aplicaciones civiles más destacadas encontramos las siguientes:

- Localización desde gran altura, lo que permite un mayor radio de acción en la búsqueda de naufragos y de localización de accidentes en lugares de difícil acceso.
- Control de tráfico e inspección de carreteras, vías y líneas de transporte en general.
- Detección y control de incendios, gracias a la visión infrarroja de puntos calientes.

- Seguimiento de movimientos migratorios, recuento de animales, plagas, detección de bancos de pesca.
- Situaciones de emergencia y catástrofes: Se pueden aplicar en ambientes de alta toxicidad química, biológica y radiológica
- Misiones de control de narcotráfico, fronteras, terrorismo y misiones de búsqueda policial.
- Topografía: fotografía aérea con realización de mapas y deslinde de fincas (uso catastral).
- Control de cosechas, agricultura y paisaje (estudio de suelos)
- Investigación del entorno ecológico y meteorológico: cambio climático, catástrofes naturales, seguimiento y estudio de huracanes, de iceberg, deshielo de los polos, medición de radiación a través de los huecos en la capa de ozono, etc.
- Inspección de líneas eléctricas de alto voltaje.
- Vigilancia de viviendas y recintos: compañías de seguridad.

### 1.3 FACTORES QUE AFECTAN LA AUTONOMIA DE VUELO

Se entiende por autonomía de vuelo el tiempo que al UAV o RPV puede permanecer en vuelo sin tener que tomar tierra por falla de combustible, o alimentación eléctrica. De nuevo, existe un compromiso entre autonomía de vuelo y capacidad de carga útil, pues un aumento del combustible transportado supone una disminución de la carga útil disponible.<sup>5</sup>

Aún, dependiendo de factores particulares (como son del tipo de motor, la aerodinámica, tipo de maniobras, carga a levantar, presencia de viento a favor o en contra, etc.), puede establecerse que el consumo de combustible de la categoría micro o mini UAV hasta al alcance cercano es del orden de una hora de vuelo. De este modo es habitual que se pueda operar durante tiempos que oscilan entre 30 minutos a 1 hora sin repostar combustible.

Sin embargo, la limitación real en la autonomía de vuelo suele venir determinada por la duración de las baterías eléctricas, que bien pueden ser recargadas. La rápida evolución de las tecnologías de las baterías ha originado cambios importantes en la duración y peso de éstas.

Se debe considerar que se pueden necesitar alimentaciones a diferentes voltajes, lo que supone, bien la utilización de diferentes bloques de baterías, o bien el uso de fuentes de alimentación que generen las adecuadas tensiones. En cualquier caso es mejor el uso de baterías independientes para el sistema de control como los servo mecanismos y sistema de adquisición de datos.

---

<sup>5</sup> A. Barrientos, Vehículos aéreos no tripulados para uso civil, tecnología y aplicaciones, Universidad Politécnica de Madrid. Grupo de Robótica y cibernética, 2007.

## 1.4 CARACTERISTICAS DE ALGUNOS UAVs

Como base del desarrollo de este tipo de vehículos se debe realizar una exhaustiva investigación sobre algunos vehículos de gran trascendencia y de similar configuración a nivel mundial.

### - Proyecto Lipan (Ejército Argentino)

El proyecto Lipan, (ver figura 3) es un desarrollo del Ejército argentino que comenzó en 1996. En el campo militar se le puede usar para control y vigilancia de estaciones terrestres. También tiene aplicaciones civiles para apoyo en emergencias.

El Lipan pesa 60 kilos (incluido el combustible) y está construido en materiales livianos como carbono y resina. Posee sensores infrarrojos para detectar el calor de las tropas en tierra y son muy usados en operaciones nocturnas.

**Figura 3.** La aeronave no tripulada UAV Lipan.



Fuente: <http://www.elcolombiano.com>

- **Efigenia EJ-1 Mozart (Colombia)**

Se caracteriza por su avanzado diseño aerodinámico, un concepto innovador bautizado como "Aerovehículo de Sustentación Híbrida"<sup>6</sup> (ver figura 4) , en el que la producción de las fuerzas sustentadoras ofrecen un alto desempeño aeromecánico resaltando en este las "bondades" tanto del helicóptero al nivel de maniobrabilidad, como las de los aviones en cuanto a velocidad se refiere, obteniendo como resultado alta velocidad en vuelo de crucero, estabilidad, gran maniobrabilidad en vuelo estacionario, y rendimiento en el consumo de combustible.<sup>7</sup>

**Figura 4.** La aeronave no tripulada UAV El Efigenia EJ-1 Mozart.



**Fuente:** Revista Aviación ([www.efigenia-aerospace.com](http://www.efigenia-aerospace.com)).

---

<sup>6</sup> Sustentación híbrida es la combinación de helicóptero y avión convencional.

<sup>7</sup> Revista Aviación, [www.efigenia-aerospace.com](http://www.efigenia-aerospace.com)

Su característica especial: El despegue y aterrizaje vertical, o de manera convencional convierten al UAV EFIGENIA en un equipo muy útil en el desarrollo de tareas de búsqueda y rescate ante un costo de operación y mantenimiento bastante económico.

La aeronave es propulsada por dos motores de dos caballos de fuerza (2 HP) cada uno, adaptados para conformar una unidad propulsora diseñada bajo el concepto de **Empuje Vectorial** en la que sea permisible el manejo de los flujos de aire provenientes de cada motor, logrando así, obtener características particulares favorables en lo que se refiere a estabilidad y control tanto en vuelo estacionario, como de crucero.

- **Helicóptero Autocopter (España)**

En Colombia se comenzó a hablar de los UAV hace unos dos años con la compra del helicóptero Autocopter (70.000 dólares) (ver figura 5).

**Figura 5.** La aeronave no tripulada UAV Autocopter.



Fuente: <http://spanish.alibaba.com/product-free/autocopter-uav-helicopter-103535600.html>

La Fuerza Aérea Colombiana (FAC) utiliza estos helicópteros en miniatura (no se sabe cuántos) para vigilancia de bases, inteligencia y reconocimiento de zonas.<sup>8</sup>

- **Hermes 450 (Israel)**

Hermes 450, (ver figura 6), de fabricación israelí. Este avión se ha hecho famoso por su uso en conflictos bélicos, pesa 450 kilos, puede alcanzar los 5.500 metros y tener una autonomía de vuelo de hasta 20 horas. Está equipado para portar dos misiles.

**Figura 6.** La aeronave no tripulada UAV Hermes 450.



Fuente: <http://insansiz.com/images/Album/Hermes450.jpg>

---

<sup>8</sup> <http://www.elcolombiano.com>

- **Scan EAGLE (Israel)**

El Scan Eagle, de la Boeing (con el que se habría hecho inteligencia para la Operación Jaque) (ver figura 7). Esta aeronave ha sido utilizada por tropas norteamericanas, británicas y australianas en Afganistán. Este UAV fue calificado como un "avión espía". Avión tipo pusher, o propulsor de configuración ala delta; bastante sencillo para su clase.<sup>9</sup>

**Figura 7.** La aeronave no tripulada UAV Scan Eagle.



Fuente: [http://news.cnet.com/2300-11397\\_3-6194563-1.html](http://news.cnet.com/2300-11397_3-6194563-1.html)

---

<sup>9</sup> <http://www.elcolombiano.com>

- **Navigator X1 (Universidad San Buenaventura, Colombia)**

Navigator X1 y X2, (ver figura 8), desarrollados por un grupo de investigación de la Universidad San Buenaventura, de Bogotá. Las aeronaves que se desarrollaron a través de un programa de Colciencias, son operadas a través de una estación en tierra; poseen un sistema de propulsión tipo push-pull<sup>10</sup>, esto quiere decir bimotor, un motor propulsor y uno convencional, o tractor.

**Figura 8.** La aeronave no tripulada UAV Navigator X1.



F-

AIR Rionegro, Antioquia.

- **MANTIS (España)**

El UAV Mantis de INDRA (España) (ver figura 9), utiliza abordo el sistema ATOL (Automatic Take-Off and Landing); realizo su primer vuelo con el sistema de ATOL y misión 100 % Automática. Tres vuelos de pruebas con 2 Mantis de

---

<sup>10</sup> Propulsión tipo push-pull: Trata de aviones con dos motores opuestos uno da tracción tirando hacia delante el otro simplemente empuja, no muy común en el aeromodelismo.

preproducción cumplieron los objetivos de vuelo autónomo desde el lanzamiento manual hasta el aterrizaje de precisión.<sup>11</sup>

**Figura 9.** La aeronave no tripulada UAV Mantis.



F-AIR Rionegro, Antioquia.

#### - **BirdEye de IAI (Israel)**

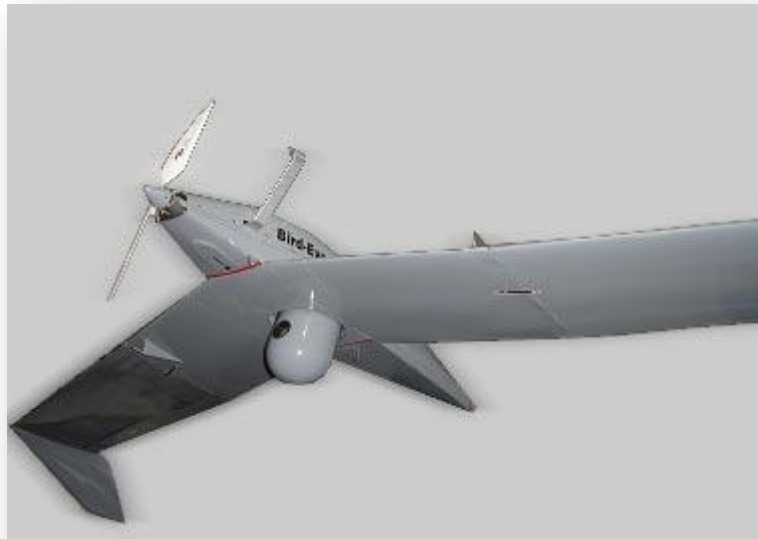
BirdEye mini UAV, (ver figura 10), proporciona en tiempo real de vigilancia aérea, reconocimiento e inteligencia. El sistema está equipado con una carga útil que proporciona imágenes nítidas en un rango de varios cientos de metros; requerida para las operaciones de corta distancia.

---

<sup>11</sup> INDRA, Sistemas de Defensa Integrados (España). <http://uavlatinos.blogspot.com/2008/07/uav-mantis-indra-sistemas-de-defensa.html>

El peso del avión es de 5 Kg, 2 metros de envergadura y su longitud es de 1,5 metros. Un sistema se compone de tres aviones no tripulados eléctrico portátil y una estación de control de tierra (GCS). El sistema se lleva en dos mochilas y puede ser operado por una tripulación de dos soldados. El UAV puede ser montado y listo para su misión en pocos minutos. La operación es simple, no se necesitan habilidades especiales y la formación. El sistema puede funcionar con un alcance de 10 km.<sup>12</sup>

**Figura 10.** La aeronave no tripulada UAV Bird Eye.



F-AIR Rionegro, Antioquia.

#### - **HERON de IAI (Israel)**

El IAI Heron, también conocido como Majatz-1 es un UAV israelí, desarrollado por Malat, división de la empresa Israel Aerospace Industries. Su modo de operar también le ha dado el calificativo de MALE (*Medium Altitude Long Endurance*;

---

<sup>12</sup> <http://uavlatinos.blogspot.com>

traducido: Altitud Media Larga Duración). Este tipo de operaciones tienen una duración aproximada de 52 horas a una altitud de 35.000 pies. Aunque ha demostrado realizar 52 horas de vuelo continuo, la duración operacional máxima del vuelo es menor, debido al esquema de vuelo y la carga del avión.<sup>13</sup>

**Figura 11.** La aeronave no tripulada UAV Heron de IAI.



Fuente: <http://uavlatinos.blogspot.com>

---

<sup>13</sup> <http://uavlatinos.blogspot.com/2008/08/la-policia-federal-de-brasil-adquiere-3.html>

## **2. PROCESO DE DISEÑO VEHICULO AEREO REMOTO NO TRIPULADO**

Parte del objetivo, es realizar un aeromodelo tipo UAV que cumpla con tareas de adquirir datos en tiempo real, se presenta la realización de un proceso de diseño que con lleva a conceptualizar, analizar el diseño y detalle, corroborar cálculos y finalmente, construir un prototipo que será puesto a prueba; éstos resultados se analizarán y darán conclusiones como parte de ésta investigación curricular. A tener en cuenta, se tomara uno o mas modelos de referencia de similar capacidad y autonomía para determinar las consideraciones iniciales del diseño; se presentara unos requerimientos mínimos del modelo a producir, se realizara un proceso de selección de los elementos abordo como una explicación breve sobre su funcionamiento y finalmente de realizara el proceso de detalle con miras a las propuestas; luego de todo esto se procede al diseño en CAD corroboración de cálculos, análisis CAE y al final la construcción; el modelo se le realizaran pruebas de vuelo para evaluar la adaptabilidad de los equipos de adquisición de datos.

### **2.1. CONSIDERACIONES INICIALES DEL DISEÑO**

La investigación y el desarrollo de pequeñas aeronaves, o aeromodelos para la toma de datos en tiempo real, de fácil construcción, sencillo manejo, aceptable autonomía de vuelo y adaptable con el sistema de adquisición de datos seleccionado previamente; de acuerdo a las necesidades o aplicaciones existentes como por ejemplo fotografía aérea, visualización de cosechas, inspección visual de líneas eléctricas, vigilancia, entre otras; da lugar a las modelos de referencia que serán especificados.

A continuación, daremos los modelos de referencia propuestos teniendo en cuenta que tendrán en común las siguientes características según las clasificaciones establecidas en los aviones UAVs (tabla 4).

**Tabla 4.** Características comunes según clasificaciones de los UAVs.

TIPO DE CLASIFICACION UAVs	CALIFICACION	REFERENCIAS
Forma de despegue	AEROPLANOS (A)	Figura 1
Alcance, altitud y autonomía	MINI (LAE)	Tabla 1 y figura 2
carga útil y capacidad carga de despegue	CLASE 0	Tabla 2
Nivel de autonomía	NIVEL 1	Tabla 3

- **Aeromodelo de referencia 1:** Es un aeromodelo trainer tipo ala alta (figura 12), propulsado con un motor de 2 tiempos, bujía glow<sup>14</sup> con las propiedades y eficiencias de un aeroplano hipersustentador, se basa en el diseño de los planos sustentadores, superficies estabilizadoras y superficies de control a partir de un modelo ya probado, se caracteriza por tener un vuelo bastante estable, carga útil aceptable, fácil construcción y mantenimiento.

---

<sup>14</sup> Motores de dos tiempos encendidos bujía térmica de resistencia, con una pila exterior de 1.2 voltios y arrancador de inicio.

**Figura 12.** Aeromodelo trainer.



Fuente: [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

- **Aeromodelo de referencia 2:** Trata de un aeromodelo propulsado con un motor tipo pusher (motor de empuje trasero) y fuselaje con montantes en las superficies estabilizadoras, timón cola en V, modelo poco convencional en el aeromodelismo pero muy usado en aviones a escala, bastante eficiente en cuanto al diseño y adecuación de los equipos abordo, (Ver figura 13). En relación a su vuelo se puede decir que es bastante aceptable pero la configuración en V da al modelo una cierta inestabilidad lateral que se soluciona con la colocación de una mezcla tipo en sus superficies estabilizadoras.

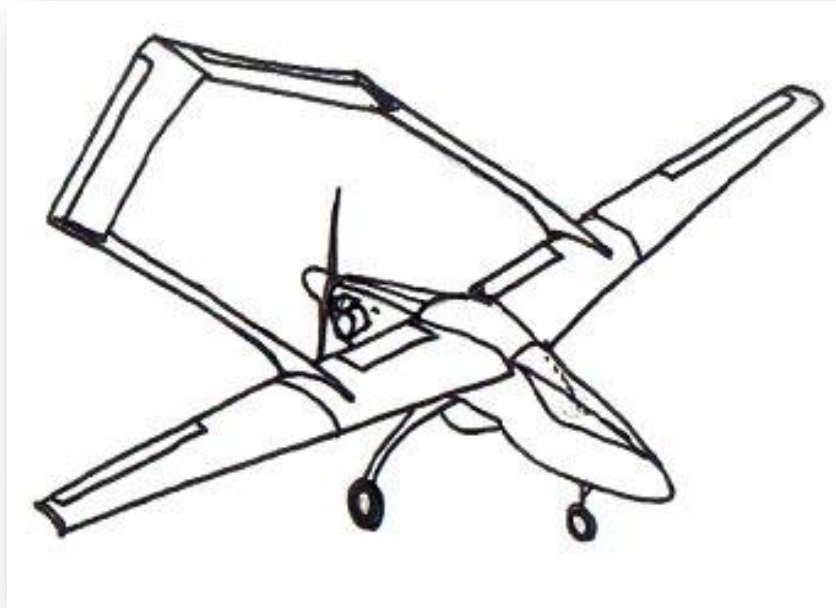
**Figura 13.** Aeromodelo propulsado tipo pusher.



Fuente: <http://www.elcolombiano.com>

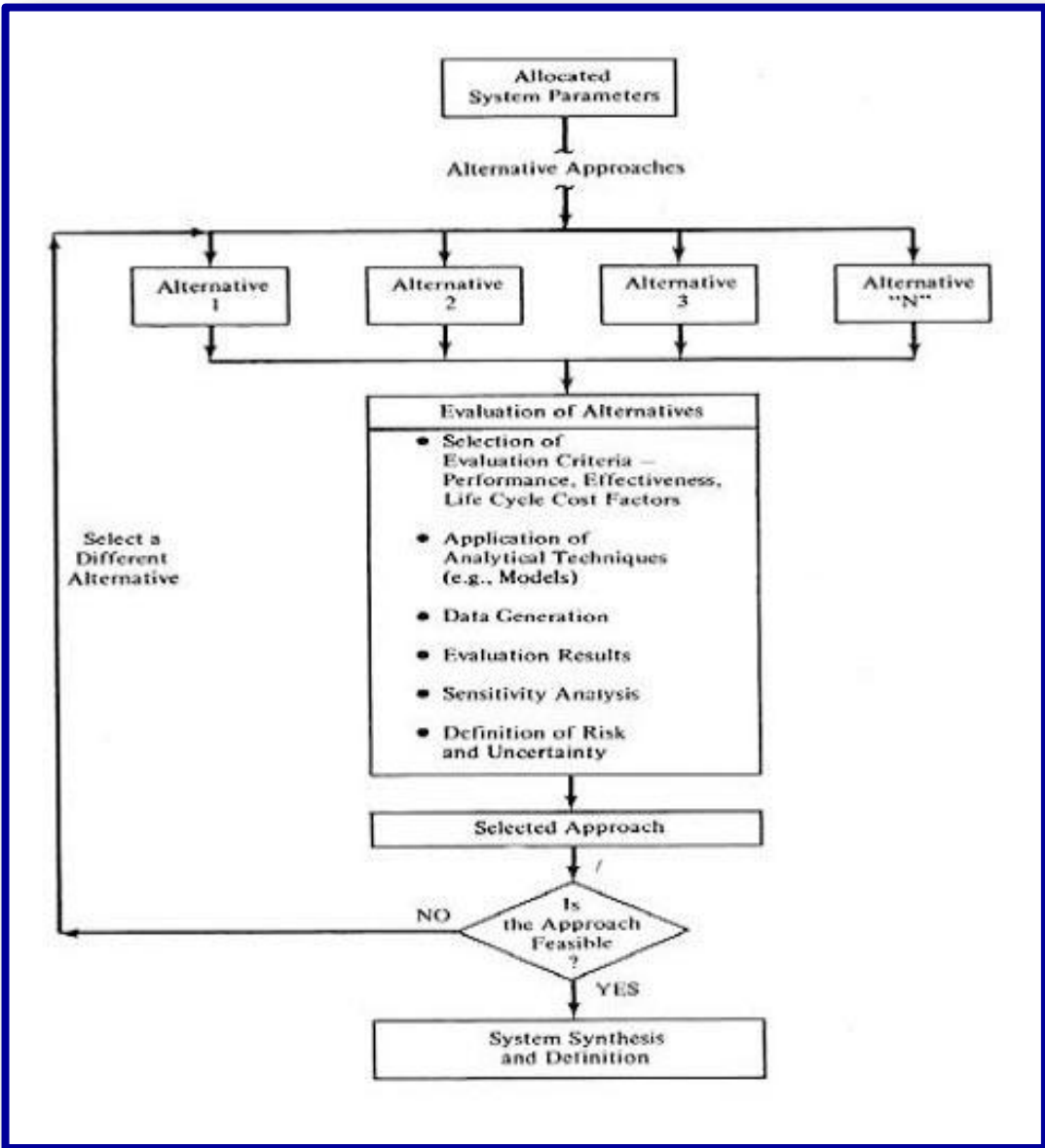
- **Aeromodelo Propuesto:** Tomando las características más relevantes de los modelos de referencia presentados anteriormente, se propone un aeromodelo de fácil construcción, superficies sustentadoras de mediana envergadura máximo 2 metros, tipo ala alta, planta alar ahusada de gran eficiencia, perfil alar seleccionado para alta sustentación y fácil desplazamiento, de propulsión trasera o tipo *pusher* (motor propulsor), con estabilizadores convencionales, (ver figura 14).

**Figura 14.** Boceto aeromodelo propuesto.



Con respecto a la toma de datos su fuselaje estará dentro de las medidas estándares de este tipo de equipos como de los elementos de control del aparato. Se producirá un diseño adaptable a todo tipo de sistemas de adquisición de datos, fácil manejo u operación. Todo este proceso se realizara con un sistema de diseño iterativo, (ver figura 15), del cual se llevara un orden y un proceso de ideas para alcanzar un resultado bastante cerca de lo que se quiere cumplir en los objetivos propuestos. En la figura 15, se observa un organigrama que orientaran el proceso antes descrito; entre otros se encuentra como cabeza (*Alternative Approaches*; traducido: Aproximación a las alternativas), o también conocidos como modelos de referencias descritos anteriormente; luego mirando de arriba hacia abajo se encuentran una serie de cuadros con las alternativas a estudiar, más abajo evaluación de dichas alternativas, selección aproximada y casi al final un ítem de decisión (SI - NO), por si toca regresar al estudio de otra alternativa propuesta con anterioridad.

Figura 15. Sistema de diseño iterativo.



Fuente: Aerodynamics for Engineering Students

### 2.1.1 REQUERIMIENTOS DEL VEHICULO

El aeromodelo o UAV deberá poseer capacidades de despegar y aterrizar en pistas cortas de máximo 80 metros de longitud y tener los siguientes requerimientos:

- Carga útil (sistema de adquisición de datos) de hasta 800 gramos.
- Facilidad de reconfigurar, manipular los sistemas de control y sistemas de adquisición de datos dentro del avión.
- Poseer la capacidad de volar desde la estación base hasta 1.5 kilómetros a la redonda como máximo.
- Poseer una autonomía máxima de hasta de 30 minutos.
- Tener la capacidad de volar en condiciones de vientos fuertes, aterrizajes con vientos cruzados y condiciones lluviosas.
- Capacidad de decolar en pistas cortas, o campos abiertos.
- Tener un costo de operación bajo, fácil acceso a los repuestos o elementos del avión y equipos de adquisición de datos.
- Envergadura máxima de hasta dos metros, uso de materiales compuestos como fibra de vidrio y materiales convencionales como madera de balsa entre otras.
- Equipo de radio control para aeromodelismo con alcance de hasta 2 kilómetros efectivos, vuelo remoto.
- Equipo de adquisición de datos básico de corto alcance, receptor, mini cámara de video y cableado, depuración de la señal con un laptop (computador portátil), televisor con entrada de video y equipo MP3 con entrada de video; sistema de movimiento con equipo de radio control de aeromodelismo.

## 2.2. DEFINICION DEL PROBLEMA

La adquisición de datos visuales en operaciones exclusivas a personal experimentado con el uso de aeronaves para reconocimiento que son complejas tanto en su manejo, mantenimiento y el riesgo que implica su operación y maniobra, como también el uso de satélites para observación que presentan el inconveniente de su elevado costo operativo y difícil acceso para uso civil en especial, en las naciones en vía de desarrollo, está siendo utilizado sólo por ciertas industrias con un capital aceptable en este tipo de costos, para nuestro medio con sus bastas montañas y tierras de difícil acceso es indispensable la implementación de nuevas tecnologías en sus operaciones de mantenimiento, o simple visualización de zonas terrestre para un ágil y competente desarrollo de sus procesos, ésta y las razones por costos operativos da lugar a que se realice el estudio y ejecución de tecnologías que puedan realizar esta tarea a costos operativos aceptables.

Con la aparición de la micro tecnología en una sociedad basada en las telecomunicaciones y en la transferencia instantánea de información, se hace necesario disponer de los medios adecuados para realizar dicha operación y el principal medio para la obtención de información óptica desde el aire ha sido sin lugar a dudas, la fotografía aérea y video aéreo cuyo desarrollo parejo al nacimiento de la aviación se reveló como una herramienta indispensable.

Las imágenes aéreas siempre han tenido una gran importancia, siendo éstas una valiosa información tanto política, como militar.

Se empleó cometas, hasta que en el advenimiento de la primera Guerra Mundial, las necesidades militares fueron determinantes para el empleo masivo de la fotografía aérea en su servicio de inteligencia aérea.

Desde entonces y hasta ahora, el gran desarrollo de la ingeniería aeronáutica y aeroespacial ha permitido ampliar las aplicaciones de la fotografía aérea y ponerlo en práctica al mundo civil y empresarial donde son de vital importancia.

El uso de micro cámaras de gran resolución y transmisión de datos a un computador portátil en tiempo real de fácil adquisición en nuestro medio y la tecnología del aeromodelismo con pequeños aviones motorizados, dirigidos a control remoto de uso deportivo, o hobby de muchas personas que gustan de estos aparatos, equipadas con variadas cargas de sensores ópticos y electrónicos, adaptados según las necesidades de los clientes que se encargan de sobrevolar una zona determinada; para observar, recolectar y procesar todo tipo de información en tiempo real, la cual puede ser rápidamente evaluada y distribuida dará una solución apremiante y pondrá un punto de inicio a éste tipo de investigaciones tecnológicas en nuestro medio. Su importancia radica en cumplir con las necesidades antes descritas y promover investigaciones a nivel universitario y profesional en el campo aeronáutico y tecnologías de punta.

Éste tipo de vehículos deben tener características tales como que sus elementos sea de fácil acceso y adecuación en el medio que nos rodea, también que sea de fácil transporte, mantenimiento sencillo, fácil operación y ejecución, que los costos de operatividad y mantenimiento no sean elevados o que estén dentro de los parámetros que la empresa este dispuesta a invertir según lo investigado y por último, que cumplan con la necesidad a cabalidad.

## **2.3. DATOS INICIALES DEL DISEÑO**

El diseño de nuevos prototipos involucra el análisis y selección de los elementos a utilizar en su operación. La aproximación inicial es dar a conocer estas dimensiones preliminares y concretar dichos elementos según el estudio realizado en la investigación.

### **2.3.1 Aproximación de dimensión del Fuselaje**

Aproximar un volumen de un objeto en este caso en particular el fuselaje o cuerpo del vehículo requiere de conocer tanto en dimensión como el peso los elementos que irán a bordo del aparato, su función y operación en vuelo; por tal razón se realiza inicialmente una investigación sobre esto, se explicara la arquitectura de los sistemas a usar y finalmente se producirá los primeros prototipos en CAD para su posterior análisis.

#### **2.3.1.1 Sistema Equipo de Adquisición de Datos**

Como primera aproximación a las alternativas se debe tener en cuenta inicialmente la selección del sistema de adquisición de datos a utilizar, ver figura 16; ésta selección se realizó considerando las necesidades de obtener video en tiempo real, lógicamente existen una gran variedad de equipos que realizan éste trabajo por tanto, se realizó una recopilación de información para dar con un sistema que fuera fácil de adquirir, equipo ya probado en Colombia y que fuera flexible.

**Figura 16.** Equipo completo de adquisición de datos.



Fuente:

Range video wireless video solutions, [www.rangevideo.com](http://www.rangevideo.com)

El equipo se compone de una mini cámara de aceptable resolución y alcance el cual contara con su respectivo sistema de alimentación y antena de transmisión, un receptor que irá en la estación de tierra con sus elementos de función como antenas, cables, soportes, etc. Finalmente se incluye elementos adicionales como micrófono, cubiertas soportes de de la cámara.

Con el equipo seleccionado tomamos los elementos que irán dentro del aparato para así establecer una medida base y una posición.

La tabla 5 establece las características técnicas de la mini-cámara, uno de los elementos únicos junto a su batería y cableado del sistema que estará a bordo del aeromodelo.

**Tabla 5.** Características mini cámara.

Características técnicas mini-cámara	
Tipo de sensor	CMOS color de 1/3"
Tamaño imágenes	PAL 628x582 px
Dimensiones / Peso	21 x 21 x 21 mm / 21 g
Alimentación	8V DC / 80 mA

Fuente: Range video wireless video solutions, [www.rangevideo.com](http://www.rangevideo.com)

El sistema de alimentación de la cámara lo compone una batería de 9 voltios tipo comercial; medidas aproximadas son 25x15x48.5 mm (largo, ancho y alto).

**Figura 17.** Batería de 9 voltios.



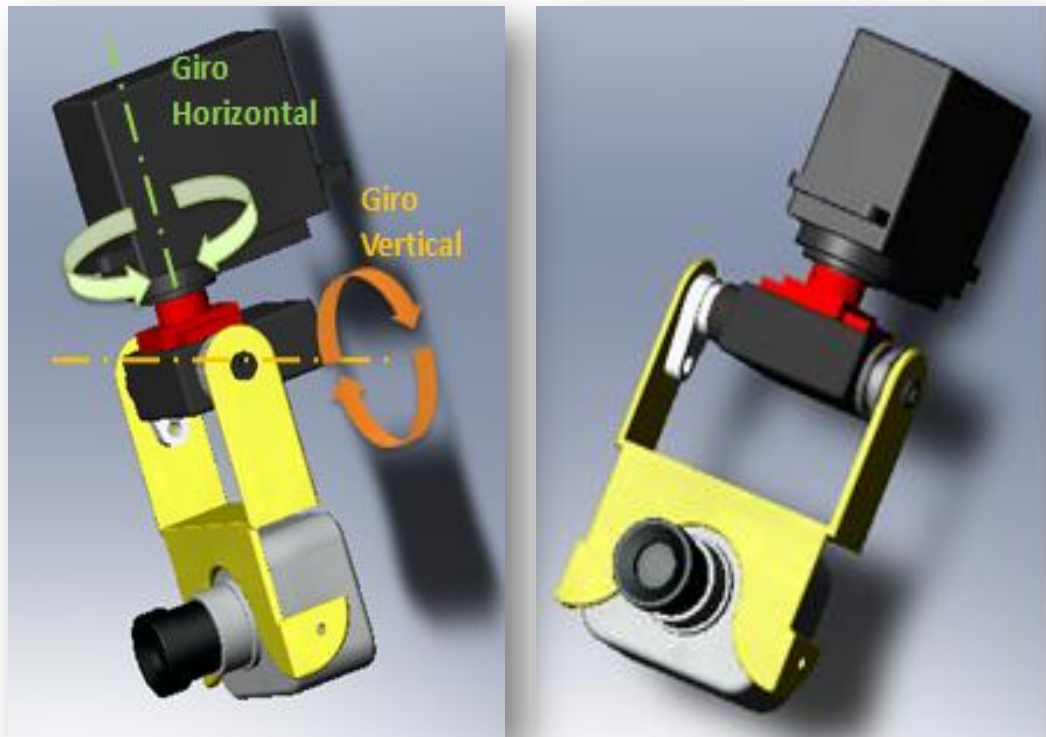
Fuente: <http://www.powerseguridad.es>.

### 2.3.1.2. Arquitectura del sistema de adquisición de datos

- **Descripción del sistema**

En ésta etapa describiremos y mostraremos el funcionamiento, objetivo y las cualidades del sistema de adquisición de datos visuales; el cual tiene un diseño basado en las necesidades de captura de imágenes en dos grados de libertad, ver figura 18, para la optimización del campo visual, precisando objetivos visuales y puntos de enfoque señalados.

**Figura 18.** Mecanismo de movimiento de la mini cámara de video.



La mini cámara inalámbrica es instalada con el mecanismo a bordo de la aeronave, un transmisor de vídeo y audio incorporado en la misma carcasa de la cámara; envía la señal a un receptor el cual se encuentra en tierra, éste receptor envía la información por el puerto de audio y video a una tarjeta capturadora de video (TV), y ésta a su vez envía la información vía USB al computador portátil, donde se puede visualizar en tiempo real de la imagen del video y donde es grabado por la interfase de la tarjeta capturadora de vídeo. Ver secuencia del manejo de información figura 19.

**Figura 19.** Secuencia del manejo de información.



Fuente: <http://www.ecotips.com.ar/camina/circuitocamara.jpg>.

- **Componentes del sistema**

Éste sistema está compuesto por los siguientes elementos:

- 1 Servo estándar: Encargado de dar los giros en la vista horizontal, éste soporta todo el peso del mecanismo compuesto.
- 1 Servo micro: Encargado de dar los giros en la vista vertical.
- Soporte de cámara: Su función es asegurar la cámara y unirla al servo de giros en la vista vertical.
- Mini cámara: Encargada de tomar los datos visuales en formato de video.
- Bandeja de montaje: Esta es la encargada de portar el sistema mecánico, aislándolo de las vibraciones.
- Conectores: Con éstos elementos acoplamos los diferentes componentes: manetas, tornillos, arandelas, gomas aislantes y espumas.

- **Característica de la mini cámara**

La mini cámara posee un transmisor de vídeo y audio de 50 MW, con lo mencionado antes, incorporado en la misma carcasa de la cámara, tecnología CMOS<sup>15</sup> (sensor que detecta la luz), tiene capacidad de capturar Audio y por supuesto Vídeo, (ver figura 20).

---

<sup>15</sup> Un **Active Pixel Sensor** (APS) es un sensor que detecta la luz basado en tecnología CMOS y por ello más conocido como **Sensor CMOS**.

Posee regulación automática de exposición luminosa de 3Lux, Control automático del color blanco, control automático de ganancia, dispone de un zoom de enfoque regulable, frecuencia de trabajo 1,2 GHz, sensor de imagen 1,3 pulgadas CMOS, lente de 6.0MM/F1.2, alta resolución de 380 líneas, Antena de goma con conector tipo F.

**Figura 20.** Mini cámara.



Fuente: <http://www.twistedtienda.com>

Posibilidad de alimentar la mediante una pila de 9 Voltios tipo o adaptador de corriente alterna 110V. Ver tabla 6.

**Tabla 6.** Especificaciones técnicas de la mini cámara.

Elemento de imagen	Sensor CMOS Color de 1/3
Sistema de TV	PAL
Resolución	380 líneas de Tv.
Frecuencia de escaneado	50 Hz
Iluminación mínima	3 lux
Micrófono	Incorporado en cámara
Potencia de salida	50 mw
Frecuencia de salida	900MHz-1200MHz
Alimentador cámara	9 v /80 mA (pila), opción adaptador.
Alimentador receptor	12 v. DC pila o opción adaptador.
Duración de la pila 9v	5 horas
Peso aproximado de la cámara	55 gr.

- **Bandeja de montaje**

Ésta bandeja es la portadora del mecanismo motor de la cámara, ella está encargada de aislar de las vibraciones el equipo con el fin de tomar los datos de una manera estable y limpia, esta directamente afectada por las vibraciones generadas por el funcionamiento del motor.

### 2.3.1.3. Sistema Equipo de Radio Control

El equipo de radio control es el usado en aeromodelismo, se realizó la selección teniendo en cuenta los canales o superficies a mover con posibilidad de disponer de 2 canales más (un canal se traduce como un grado de libertad), también el uso de micro servos previendo un diseño de superficies sustentadoras con alto rendimiento, por tanto muy delgadas. El radio control seleccionado es un futaba de 7 canales, (ver figura 21).

**Figura 21.** Equipo de radiocontrol de 7 canales.



Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

Los elementos de control que irán dentro del avión son servos estándar, ver figura 22 y microservos, ver figura 23, encargados del movimiento de las superficies de control; también un receptor y batería de 4.8 voltios tipo AA.

Entre algunas de las características técnicas del servo estándar de referencia HS 311 están en la tabla 7.

**Tabla 7.** Características servo HS-311.

Características técnicas servos HS 311	
Velocidad	0.19 / 60°
Par	3.2 Kg . cm
Dimensiones / Peso	41 x 20 x 37 mm / 43 g
Alimentación	4.8 V DC

Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

**Figura 22.** Servo mecanismo estándar.



Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

En la tabla 8 se consignan algunas características técnicas del servo micro de referencia en el mercado HS 82MG.

**Tabla 8.** Características servo HS-82MG.

<b>Características técnicas servos HS 82</b>	
Velocidad	0.12 / 60°
Par	2.8 Kg . cm
Dimensiones / Peso	29.8x12x 29.6 mm / 19 g
Alimentación	4.8 V DC

Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

**Figura 23.** Micro servo.



Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

El receptor y la batería, (ver figura 24), que alimenta los elementos finales de control y el cableado correspondiente, también estarán dentro del aparato, ver características técnicas del receptor en la tabla 9.

**Tabla 9.** Características receptor

CARACTERISTICAS TECNICAS RECEPTOR R127DF	
<b>Dimensiones</b>	<b>28.5 x 55.5 x 19.8mm</b>
<b>Peso</b>	<b>28 g</b>

Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

Las características más relevantes para un fuselaje en lo que se trata de baterías de alimentación, son su dimensión y peso, ver tabla 9.

**Figura 24.** Batería 4.8v recargable.



Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

**Tabla 10.** Características batería

CARACTERISTICAS TECNICAS BATERIA NR4J	
Dimensiones	57.15 x 50.0 x 14.22mm
Peso	94 g

Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

#### 2.3.1.4. Arquitectura del Sistema Radio Control

Para nuestra aplicación, contamos con dos radiocontroles, uno para controlar la aeronave y otro para el sistema de adquisición de datos visuales. Éstos poseen 7 y 5 canales de información independientes respectivamente en frecuencia modulada FM, en éste capítulo nos concentraremos en describir de forma clara el funcionamiento del radiocontrol utilizado para la maniobrabilidad de la aeronave. La arquitectura del sistema de radio control está compuesta por tres elementos básicos los cuales son: Transmisor, receptor y servos, (ver figura 25). En ésta etapa describiremos el transmisor y receptor del equipo, los servos serán descritos posteriormente como elementos finales de control.

**Figura 25.** Circuito abierto del equipo radio control.

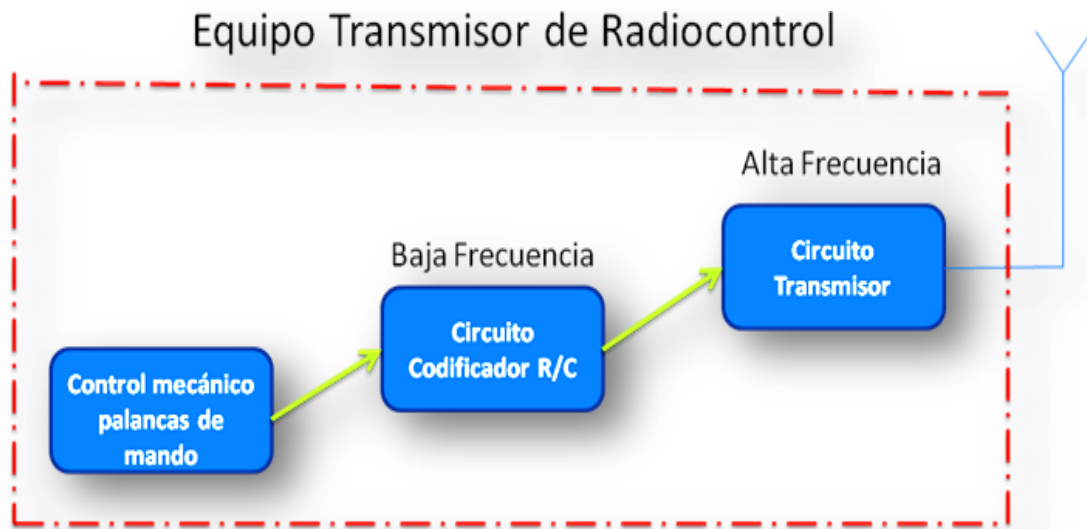


Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

- **Equipo Transmisor**

El equipo transmisor está formado por varios circuitos, (ver figura 26), como lo es en aeromodelismo el equipo del piloto, donde se transmiten los movimientos de las palancas de control hacia el equipo receptor que se encuentra en el avión. Uno de éstos circuitos que conforma el sistema o equipo transmisor es el generador de señal base de radiocontrol y el otro, es el transmisor propiamente dicho. Es decir, el transmisor es parte del equipo transmisor y es la última etapa del proceso de la señal en el equipo transmisor.

**Figura 26.** Circuitos del equipo transmisor.



Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

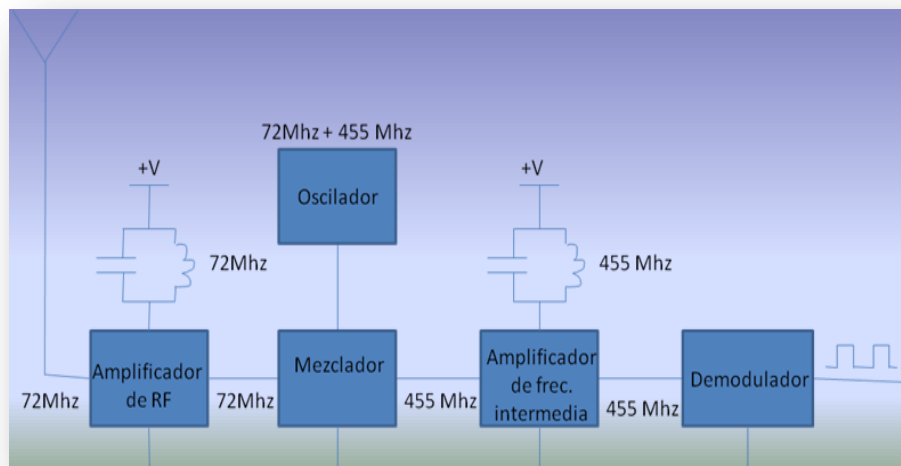
- **Equipo Receptor**

Un receptor es el elemento que recibe la información que proviene desde el transmisor y ésta comunicación se establece a través de las ondas de

radiofrecuencia. El receptor lo que hace es prácticamente, el proceso inverso que hace el transmisor a la señal.

La señal entra al receptor por la antena con la información para los servos, pero así como viene no puede ser usada porque la frecuencia es muy alta para ser usada directamente. Entonces, el receptor se encarga de obtener la misma forma de onda que teníamos en un principio en el modulador del equipo transmisor. Para ello, internamente cuenta con las etapas mostradas en la figura 27.

**Figura 27.** Esquema de un receptor de conversión simple.



Fuente: [www.futaba.com](http://www.futaba.com)

- **Requisitos de un receptor del radiocontrol**

1. Sensibilidad para detectar la señal aun cuando el receptor se encuentra alejado del transmisor, pero no mucha para evitar que sea afectado por los ruidos electromagnéticos.

2. Selectividad para poder discernir entre la señal correcta y el ruido, ésta característica es muy fácil de lograr ya que siempre se usan los cristales de cuarzo en el circuito, acompañado de filtros.
3. Debe ser estable en frecuencia. Ésta también se logra gracias al uso de cristales de cuarzo, ya que éstos son muy estables. Donde se debe tener cuidado, es en los componentes externos como capacitores y resistencias, así como también en el voltaje de la alimentación.
4. Debe tratar de no introducir ruido por si mismo a la señal, es decir, debe tratar a la señal de radiocontrol de tal manera que la señal sea limpia en todo momento, asegurando que el control no vaya a perder en ningún momento su función.

- **Elementos finales de control**

En el sistema de radiocontrol de la aeronave operan servomotores como elementos finales, los cuales tienen la función de posicionar los timones de control en alas, estabilizador, dirección y acelerador del motor por medio del movimiento de palancas otorgándole la fuerza necesaria para la operación del mecanismo, (ver figura 28).

**Figura 28.** Transmisor del movimiento y fuerza.

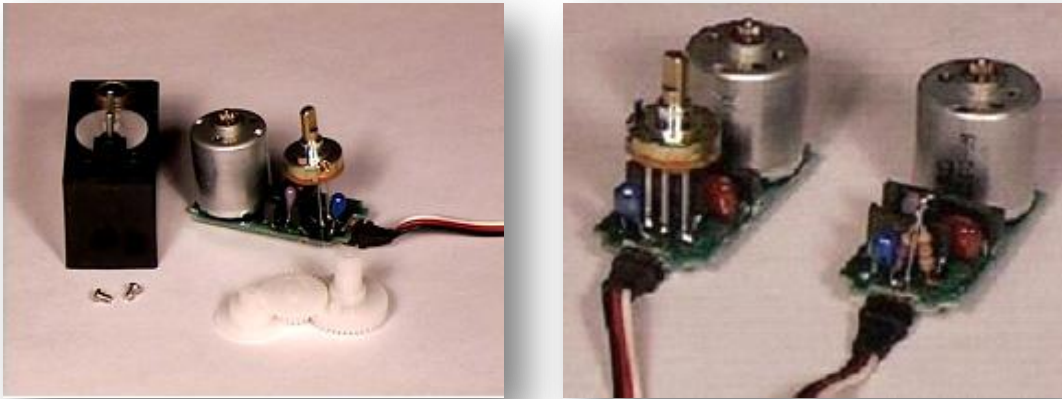


Fuente: [http://www.es-aqui.com/aerobahia/plano\\_Yodatun.htm](http://www.es-aqui.com/aerobahia/plano_Yodatun.htm)

Los servos son dispositivos pequeños que tienen un eje de rotación con un rendimiento de torque controlado. Se conectan al receptor desde el cual reciben alimentación eléctrica y el control mediante pulsos, éstos motores son llevados a diferentes posiciones angulares al recibir una señal codificada. Ahora, siempre que exista una señal codificada en la línea de entrada, el servo mantiene la posición angular del engranaje. Cuando la señal codificada cambia, la posición angular de los piñones cambia.

El motor del servo es conjunto a un juego de piñones, un circuito de control y un potenciómetro (resistencia variable); el cual está conectado al eje de rotación central del servo motor. En la figura 29, se puede observar al lado derecho del circuito. Éste potenciómetro permite al circuito de control, supervisar el ángulo actual del servo motor. Si el eje está en el ángulo correcto, entonces el motor está apagado. Cuando el circuito registra que el ángulo no es el correcto, el motor gira en la dirección adecuada hasta llegar al ángulo correcto.

**Figura 29.** Componentes del servomotor.



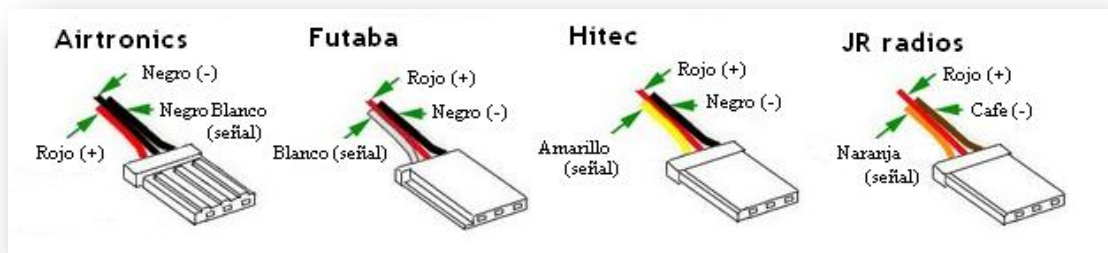
Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

Los servos se conectan mediante tres cables: El de masa, el positivo y el de control:

- Cable negro o café: negativo
- Cable amarillo, blanco o naranja: Pin de control por pulsos.
- Cable rojo: positivo 4,8V

El color y la disposición de los cables, es característica de cada fabricante. En la figura 30 se aprecia claramente.

**Figura 30.** Conexión de las diferentes marcas.



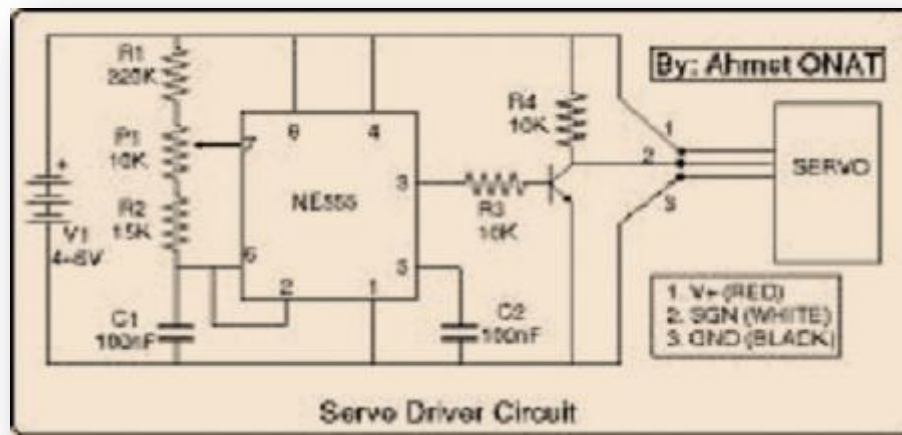
Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

El control de los motores servo se hace a través del receptor, el cual emite los pulsos con un rango de duración desde 1ms a 2ms repartidos en 50-60 veces por segundo.

Enviando un pulso de 1 milisegundo se fija el servo en la posición final y enviando pulsos de 2 milisegundos en la otra posición opuesta. Enviando pulsos de 1,5 milisegundos el servo se coloca en la posición central.

El esquema de control es muy sencillo, (ver figura 31). Pues está constituido por un temporizador o reloj que utiliza el micro controlador (555 timer) comercial para la generación de los pulsos.

**Figura 31.** Esquema de control servo driver.



Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

El eje del servo es capaz de llegar alrededor de los 180 grados. Normalmente, en nuestro caso llega a los 210 grados; ésta cualidad varía según el fabricante. En nuestra aplicación, los servos se usan para controlar un movimiento angular de entre 0 y 210 grados para obtener recorridos amplios de las manetas que hacen las veces de palancas.

La cantidad de voltaje aplicado al motor, es proporcional a la distancia que éste necesita viajar. De ésta forma, si el eje necesita regresar una distancia grande, el motor regresa a toda velocidad. Si éste necesita regresar sólo una pequeña cantidad, el motor corre a una velocidad más lenta. A éste mecanismo de operación se le llama control proporcional.

- **Tipos de servos**

Es relativo clasificar en una categoría los servomotores utilizados en nuestro prototipo. Debido a que anteriormente se le llamaba un microservo (como los COX<sup>16</sup> de hace unos 10-15 años) hoy en día se les conoce como mini servos y los que hace apenas unos tres o cuatro años eran los nanoservos ahora son microservos; además depende de la marca, el nombre que le da a sus servos: nano, mico, mini, estándar, gigantes, etc.

Para un mejor entendimiento, nos enfocamos en una marca en particular y conocida Hitec<sup>17</sup>, ya que es la que empleamos. Los micros servos se utilizan principalmente en aviones de vuelo de interiores no muy pequeños y van aproximadamente de los 4 gramos a los 8 gramos de peso aunque los servos de hasta 19 gramos aún se pueden considerar Micro servos.

Después vienen los Mini servos que quedarían entre los 20 gramos y los 40 gramos, donde ya empieza la línea de los servos estándar.

También se debe tener en cuenta que no sólo se trata de peso y fuerza del servo, también hay que tener sentido común en el uso del mismo ya que aunque el servo

---

<sup>16</sup> COX una de las primeras empresas dedicada a la venta de aparatos de radio control para aeromodelismo de los Estados Unidos y el mundo actualmente aliada con otra empresa JR.

<sup>17</sup> Hitec empresa desarrolladora de sistemas de radio control para aeromodelismo.

tenga suficiente torque para cierta tarea, los engranes deben poder soportar los abusos que pudiera tener la superficie a la que está conectada.

A continuación, mostraremos la clasificación y las características principales de los servos que utilizamos.

- **Servo estándar**

Servo estándar universal con accesorios de acoplamiento y montaje.

Características mínimas:

- Velocidad: 0,22s/60°
- Fuerza: 3,2 Kg-cm (a 4.8v)
- Peso: 36 gramos
- Medidas: 40,4 x 19,8 x 36 mm (largo/ancho/alto)

- **Micro servo**

Micro servo universal con accesorios de acoplamiento y montaje.

Características mínimas:

- Velocidad: 0,12s/60°
- Fuerza: 1,3 Kg-cm (a 4.8v)
- Peso: 8 gramos
- Medidas: 20,8 x 11,5 x 22,8 mm (largo/ancho/alto)

### **2.3.1.5. Motores de aeromodelismo**

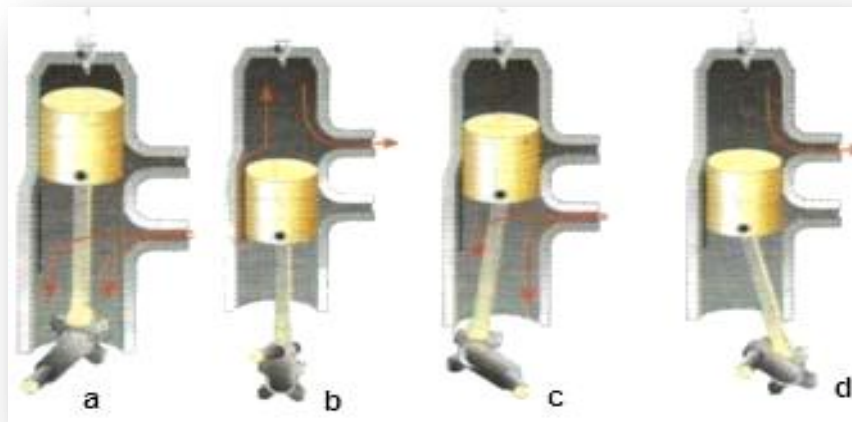
En la práctica del aeromodelismo se utilizan usualmente dos tipos de motores:

- **Motor eléctrico:** Un motor eléctrico, es un dispositivo rotativo que transforma energía eléctrica en energía mecánica, esta energía eléctrica se encuentra almacenada en una batería correspondiendo a las variables de voltaje y corriente.
  
- **Motor de combustión interna:** Su fuente de energía es un combustible, estos motores producen una explosión interna que es producida por una mezcla de combustible y aire dosificada dentro de un cilindro completamente cerrado por todas partes menos por una. Es en esta parte donde se encuentra otro cilindro llamado pistón, y que es empujado por esta explosión instantánea. El movimiento del pistón produce la fuerza del motor; la cual aplicada convenientemente, origina un trabajo determinado.

El motor utilizado es un motor a combustión de dos tiempos, el cual se caracteriza porque el propio pistón controla las lumbreras (figura 32) que comunican la cámara de combustión con el exterior, de modo que al final de la carrera de expansión se descubre la lumbrera de escape y posteriormente se abre la de admisión, que impulsada por una bomba externa, posibilita la entrada de carga fresca a presión en la cámara que producirá el llenado y la evacuación total de los gases del ciclo anterior.

Es un Motor monocilíndrico, es decir, que está formado solamente por un cilindro, en cuyo interior se desarrollan los procesos de admisión del aire o mezcla explosiva (figura 12a), compresión de la misma (figura 12b), explosión o combustión con el desarrollo consiguiente de la fuerza motriz en su carrera de trabajo (figura 12c), y escape o expulsión de los gases quemados (figura 12d), dando inicio un nuevo ciclo de funcionamiento.

**Figura 32.** Ciclo motor de lumbreras.



Fuente: [http://html.todomotores.com/motores-termicos\\_1.html](http://html.todomotores.com/motores-termicos_1.html)

La potencia del motor es la relación entre el trabajo desarrollado y el tiempo que tarda en hacerlo.

El volumen unitario es el diámetro del cilindro y la altura que corresponde al trayecto del pistón entre el Punto Muerto Superior o P.M.S y el Punto Muerto Inferior o P.M.I.

La cilindrada total  $V$  será el resultado de multiplicar el volumen unitario por el número de cilindros que tiene el motor.

Al subir el pistón hasta el PMS, el volumen unitario queda comprimido dentro de la cámara de explosión, que es un pequeño espacio en la parte superior del cilindro.

Se llama Relación de Compresión a la relación que hay entre el volumen total que hay dentro del cilindro y el volumen de la cámara de compresión; esta relación es

adimensional y su resultado expresa una comparación del volumen cuando el pistón está en el PMI y cuando está en el PMS.

Al calcular la potencia se deben tener en cuenta factores que causan pérdida de la misma como la temperatura alta que debe alcanzar la explosión para producir esa fuerza, temperatura que se debe disipar para no fundir el motor, y esa temperatura disipada es potencia perdida; por otro lado están los rozamientos internos de las piezas en movimiento, que se ven frenadas disminuyendo la potencia resultante, ese rozamiento generará calor que se debe disipar a través de un lubricante.

#### ➤ Hélice

La hélice es el elemento físico que se instala en el eje del motor, la cual generará la fuerza de atracción del aire, crea el empuje que hará parte del modelo de sustentación de Bernoulli.

#### **2.3.1.6. Selección de Planta Motriz**

El motor debe ser un motor comercial para aeromodelismo, de peso reducido.

Las dimensiones deben ser acordes con el aeromodelo, es decir que pueda acoplarse fácilmente a la parte trasera media de este, fuselaje corto para función de aeromodelo propulsor.

El Empuje que proporcione el motor debe ser suficiente para levantar el aeromodelo con los 3 kilos del sistema de adquisición de datos, y tener la potencia suficiente para mantenerlo en el aire.

Adicionalmente, se busca un motor económico.

Los factores a tener en cuenta para la selección del motor son:

- Peso reducido.
- Dimensiones.
- Costo.
- Empuje generado.

La ventaja que tiene el motor de dos tiempos frente al motor de cuatro tiempos, es que produce trabajo en medio ciclo, mientras que este último produce trabajo solo en dos tiempos del ciclo.

Por este motivo, el motor de dos tiempos debería tener teóricamente el doble de potencia que uno de cuatro tiempos con cilindros de las mismas dimensiones, sin embargo está comprobado que raramente pasa de una potencia superior, debido a problemas de desgastes excesivos de cilindro y pistón por engrase deficiente, calentamiento excesivo, refrigeración defectuosa y, lo que es más importante, dificultad en intercambiar gases a elevadas revoluciones.

La refrigeración de este motor, por norma general, se consigue por aire (directo o forzado) a través de unas aletas que rodean todo el cilindro y cámara de combustión. Estos motores no llevan tampoco circuito de engrase, el cual se realiza por mezcla de aceite con el combustible en una proporción del 5% aproximadamente.

Sin embargo el funcionamiento real del motor está sujeto a una serie de condicionantes que modifican su ciclo teórico ocasionando una deformación del mismo, tales como las pérdidas de calor a través de las paredes del cilindro, el retraso en la combustión y la forma de llenado de los cilindros.

En estos motores es de suma importancia el correcto posicionado de las lumbreras de admisión, escape y carga.

A continuación, se presentan el modelo realizado, para calcular la fuerza que proporciona el motor GMS 0.47 de la marca GMS. (Ver figura 33).

El peso del motor es aproximadamente 475 gramos, el cual no es proporcional al peso del aeromodelo como conjunto y el sistema de adquisición de datos, adicional es esto, las dimensiones y su geometría se acoplan de forma rápida y segura, la parte trasera media del avión.

**Figura 33.** Motor GMS 0.47



Fuente: <http://www.bestrc.com/gms/index.html>

Sus costos, en relación con otros motores, son relativamente bajos, cabe aclarar que sus repuestos y partes, son de fácil acceso en el mercado interno; el empuje proporcionado por el mismo, esta dado en función de la hélice que sea acoplada, y

la selección de esta hélice, está dada por las cargas soportadas sobre el eje del motor, y esos valores de hélice son entregados por el fabricante.

Se tiene:

- Cilindraje 7.72cc (Empuje Generado de 4 kg aproximadamente)
- 15000 RPM.
- Hélice 11x6

**Tabla 11.** Características Planta motriz

<b>CARACTERISTICAS TECNICAS MOTOR .47 GMS</b>	
<b>Ancho máximo del motor</b>	<b>51.5 mm</b>
<b>Peso</b>	<b>475 g con muffle</b>

Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

Como primera aproximación a la superficie alar se tendrá en cuenta la siguiente tabla para ir teniendo idea del tamaño del aeromodelo:

<b>DETERMINAR LA SUPERFICIE DEL ALA</b>		
<b>MOTOR EN C.C.</b>	<b>Modelo Ágil (Expertos)</b>	<b>Modelo suave (Principiantes)</b>
3.5	25	35
6.5	30	50
<b><u>10</u></b>	<b><u>45</u></b>	<b><u>60</u></b>
20	60	100

Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

Como vamos a usar un motor de 7.72 c.c. un valor válido serían entre 45 y 60 decímetros cuadrados, elegimos un valor intermedio de **49 decímetros cuadrados**.

### 2.3.1.7. Elementos a bordo del sistema propulsor del avión.

Ya identificados cada uno de los elementos electrónicos tenemos que seleccionar otros elementos que influyen bastante en el modelamiento del fuselaje, sin tener aun cálculos exactos, como por ejemplo el tanque de combustible, (ver figura 34), que en relación al tiempo máximo de vuelo será aproximado a 8 onzas (240 cc) y con un motor de máximo 7.72 cc. Ver tabla 11. Este conjunto junto con un sistema de mangueras y acoples compone el sistema propulsor.

**Tabla 12.** Características tanque combustible

<b>CARACTERISTICAS TECNICAS TANQUE COMBUSTIBLE</b>	
<b>Dimensiones</b>	<b>49.2 x 58.7 x 123.85mm</b>
<b>Capacidad</b>	<b>8onz (240cc)</b>

Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

**Figura 34.** Tanque combustible



Fuente: Tower hobbies, [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

La tabla 12 se consignara las características más representativas de solo los elementos en consideración al diseño del fuselaje.

#### **2.3.1.8. Sumario de elementos a bordo del fuselaje del avión.**

De la tabla 12, podemos definir entre otras cosas dimensiones tales como volumen máximo del fuselaje, también se puede establecer la ubicación mas adecuada de los elementos tanto de control como de adquisición de datos, esto para establecer un peso y balance del prototipo a estudiar.

**Tabla 13.** Dimensiones representativas de cada elemento.

Ítem	Elemento	Dimensiones representativas	Peso
1	Servo HS - 311	41x20x37 mm	43 g
2	Servo HS - 82MG	29.8x12x29.6 mm	19 g
3	Receptor R168DF	28.5x55.5x19.8 mm	28 g
4	Batería 4,8v	57.15x50x14.22 mm	94 g
5	Mini-cámara de video	21x21x21 mm	21 g
6	Batería 9,0v	25x15x48.5 mm	24.4 g
7	Tanque combustible	49.2x58.7x 123.85 mm	2.0g
8	Motor 0.47	87.3x51.5x104.8 mm	475 g

A continuación se mostrara la disposición aproximada de cada uno de los elementos anteriormente descritos teniendo como base sus dimensiones y el peso para su correcto.

**Figura 35.** Disposición de los Elementos abordo.

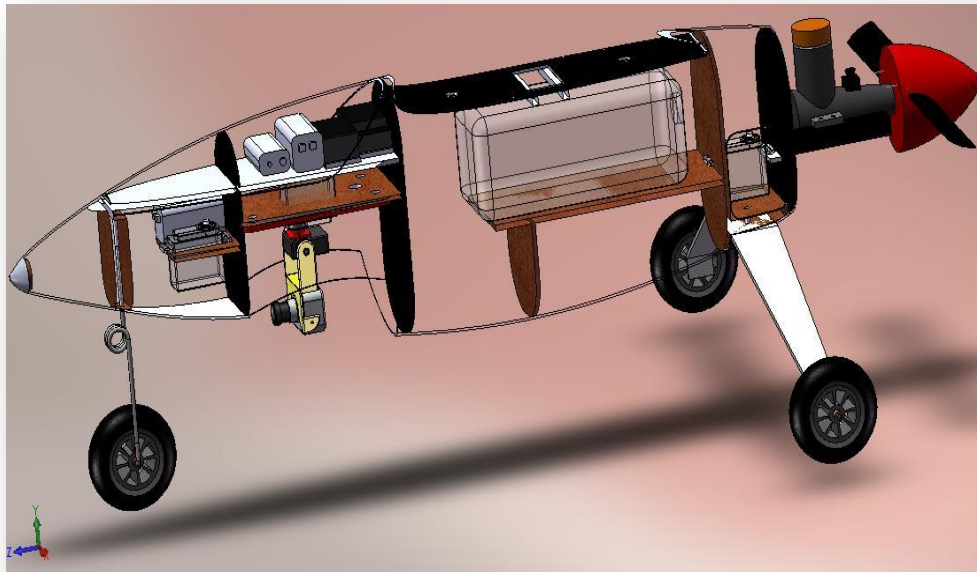


Figura 36. Disposición de los Elementos Nariz del avión.

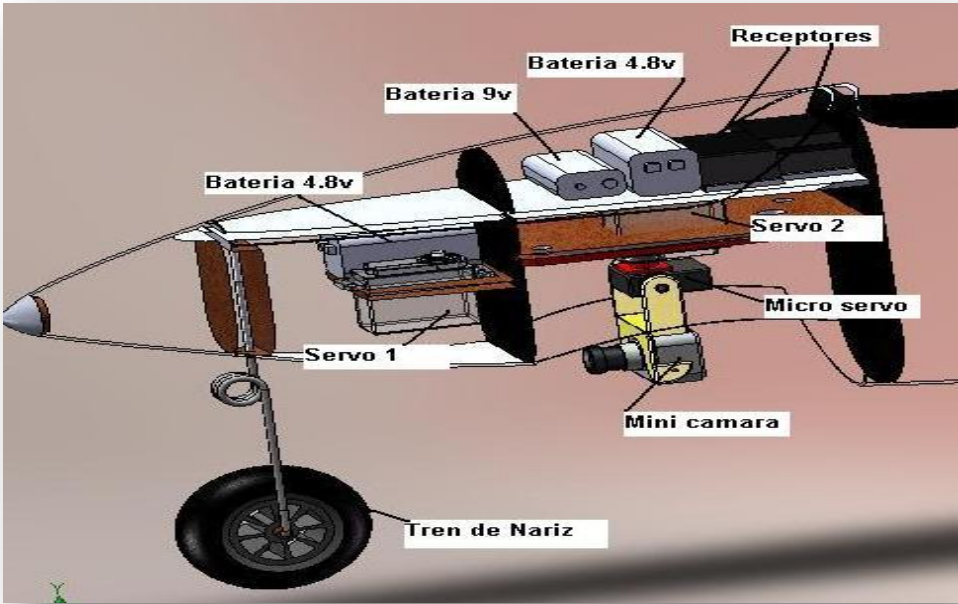
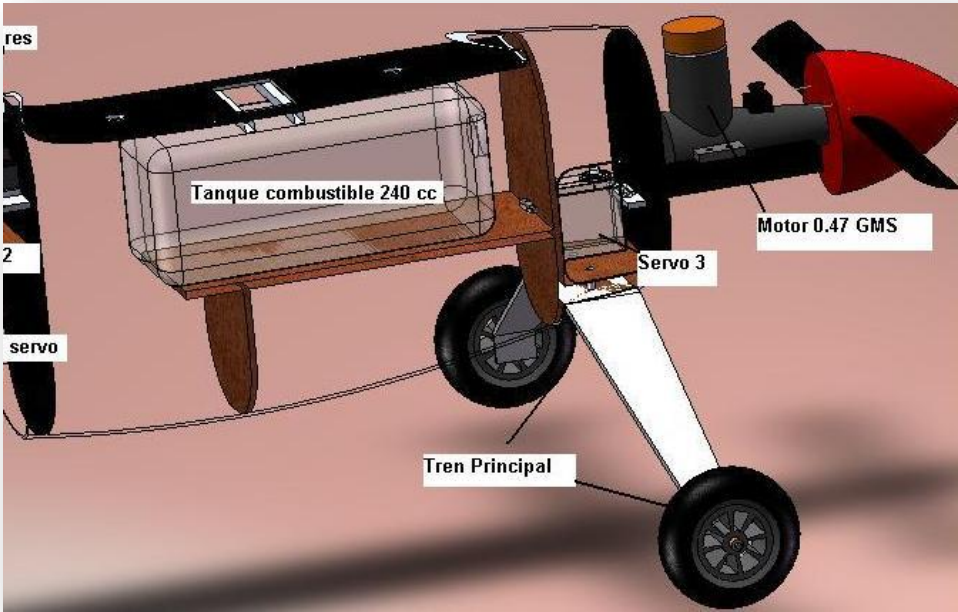


Figura 37. Disposición de los Elementos parte media y trasera del avión.



### 2.3.2. Aproximación del diseño y dimensión de los planos sustentadores

Se dará a conocer las primeras propuestas y estudios en forma y tamaños de los planos sustentadores atendiendo a las necesidades de estabilidad, control y sustentación. Antes, se definirán algunos términos muy usados en estos casos.

#### 2.3.2.1. Forma en planta del ala

Superficies aerodinámicas de los aviones<sup>18</sup>, ver figura 38:

- 1- Envergadura: **b**.- Es la distancia de punta a punta del ala.
- 2- Superficie alar: **S**.- Es el área de las alas incluyendo la parte del ala que pueda estar cubierta por el fuselaje o góndolas de los motores, como si no existieran estos elementos.
- 3- Cuerda media: **c**.- Normalmente, los perfiles que constituyen el ala suelen ser distintos a lo largo de la envergadura, y además, las cuerdas que los constituyen van disminuyendo desde el encastre hasta las puntas. Se define cuerda media como aquella que, multiplicada por la envergadura es igual a la superficie alar:  $c \cdot b = S$ .
- 4- Estrechamiento (taper ratio):  $\lambda$ .- Se define por el cociente:  $C_t / C_r$ , en donde  $C_r$  es la cuerda del perfil en el encastre y  $C_t$  es la cuerda del perfil en la punta.
- 5- Alargamiento (aspect ratio): **A**.- Es la relación entre la envergadura y la cuerda media.  $A = b / c$  o lo que es igual  $A = b^2 / S$ .

---

<sup>18</sup> JENKINSON, Lloyd R. Aircraft Design Projects for engineering Students, Butterworth Heinemann, 2003.

El alargamiento varía desde 3 ó 4 en aviones muy rápidos hasta 20 ó 30 en algunos planeadores. Como ejemplos tenemos el DC-6 tiene 9,44 de alargamiento, 8 el Caravelle VI-R, 7,2 el Boeing 727 y 6,96 el Boeing 747.

- 6- Línea del 25% de la cuerda: Es aquella que se obtendría si uniéramos todos los puntos a lo largo de la envergadura que están situados a unos 25 % de su cuerda contados a partir del borde de ataque.
- 7- Flecha (sweep)  $\Phi$ : Es el ángulo que forma la línea del 25% y una perpendicular al eje longitudinal del avión. Si el ala no tuviera estrechamiento, éste ángulo sería el mismo que el formado por el borde de ataque del ala y la perpendicular al eje longitudinal. La flecha puede ser progresiva o regresiva. En los reactores comerciales modernos oscila entre 30° y 40°. Así el DC-8 tiene 30°, 32° el B-727 y 37,5 el B-747 de flecha regresiva.
- 8- Cuerda media aerodinámica (*mean aerodynamic chord*) – **MAC**: Es la que tendría un ala rectangular (estrechamiento uno) y sin flecha que produjera el mismo momento y sustentación.

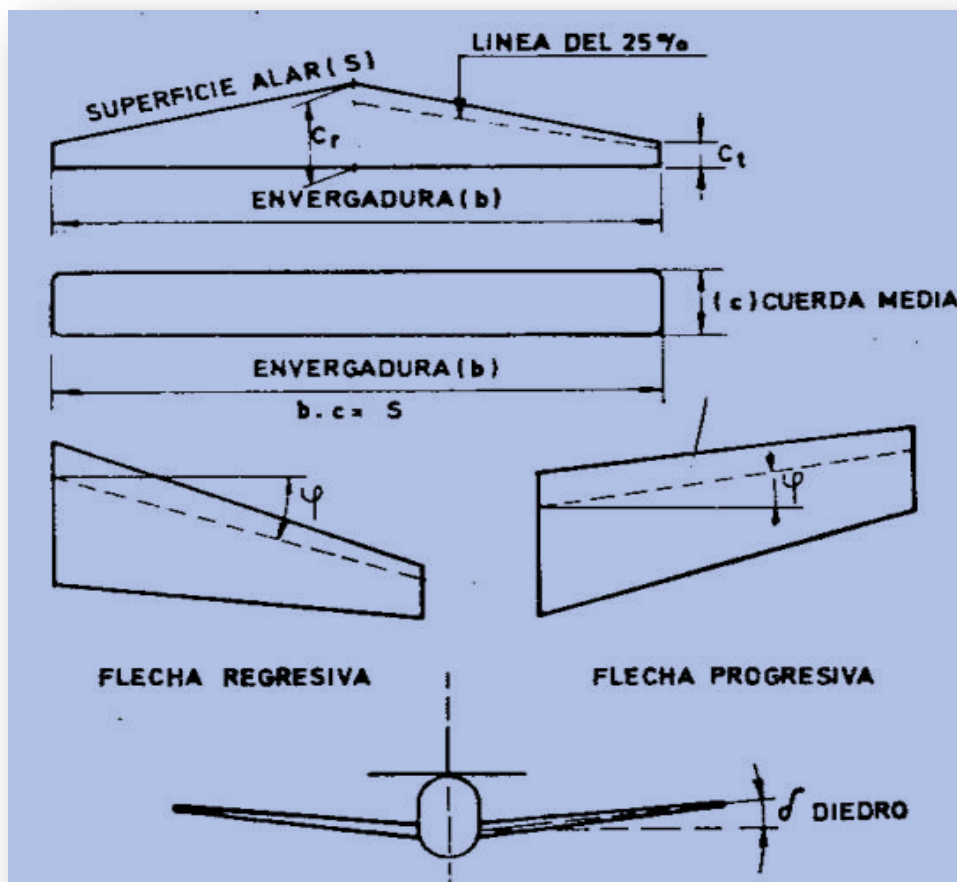
La posición de la cuerda media aerodinámica respecto al eje longitudinal del avión puede hallarse mediante fórmulas apropiadas o geoméricamente. Su posición es de importancia en cuanto a consideraciones de estabilidad longitudinal.

- 9- Diedro: Es el ángulo formado por la intersección de dos planos (planos del ala) y tiene influencia en la estabilidad lateral del avión.

10- Torsión: puede ser geométrica o aerodinámica.<sup>19</sup>

La torsión geométrica consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que en el encastre. Esta torsión, giro relativo de las cuerdas, se suele hacer gradualmente desde el encastre a la punta del ala.

**Figura 38.** Geometría de las superficies sustentadoras



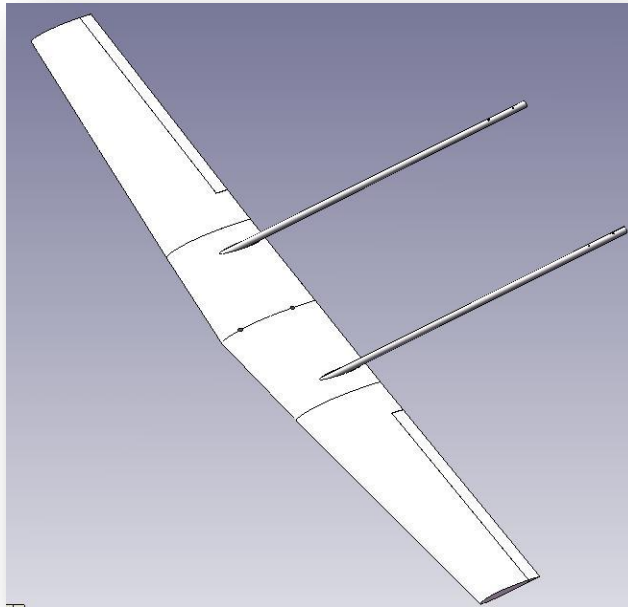
Fuente: [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

<sup>19</sup> [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

El prototipo tendrá una planta alar **ligeramente ahusada**, ver figura 39, un ala ahusada requiere menos estructura portante en las puntas y en la parte interior; como resultado da un ahorro de peso estructural, premisa fundamental en el diseño de una aeronave.

Por otro lado, ahusando el espesor del ala al mismo tiempo que la cuerda, el ala resulta ser mucho más esbelta. Sin embargo, existen desventajas y una de ellas es el comportamiento durante la pérdida de sustentación.

**Figura 39.** Plano ligeramente ahusado.



Un ala no entra en pérdida en forma simultánea a lo largo de toda su envergadura. Ciertos sectores del ala entran en pérdida primero. La pérdida progresa desde éstos sectores, hasta que ha entrado en pérdida un área suficientemente grande que hace que aparezca abruptamente “la pérdida de sustentación”, (ver figura 40),

y que el peso del aeroplano no pueda ser soportado. Aún así, algunas secciones del ala no han entrado completamente en pérdida.

**Figura 40.** Desprendimiento de capa laminar.



Fuente: [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

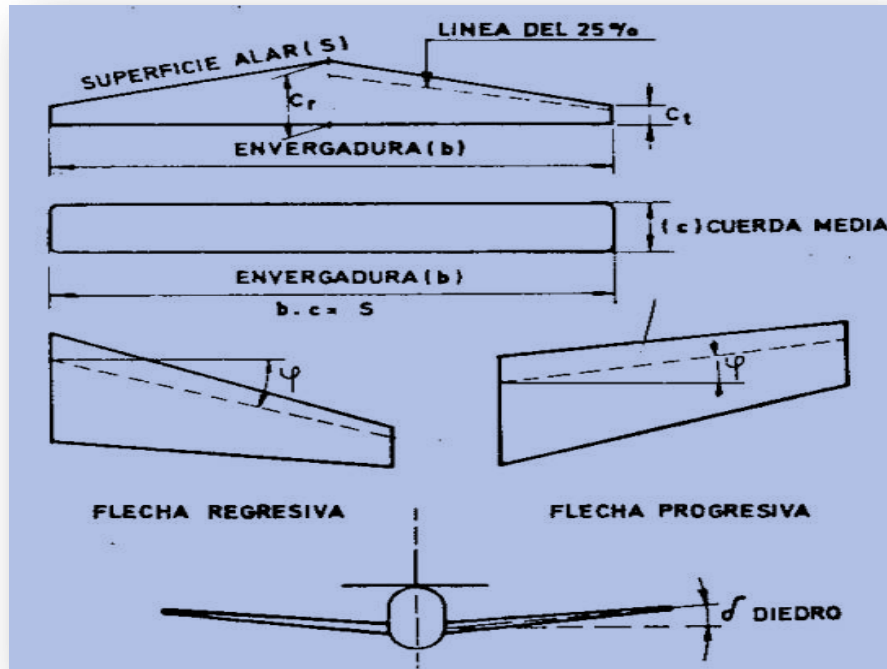
La razón para ésta pérdida de sustentación no homogénea, es que el ángulo de ataque efectivo de cada sección del ala es diferente a lo largo de la envergadura de la misma. El origen de esta variación es la distribución del torbellino descendente (“downwash”) causado a su vez, por la manera en la cual se genera el vórtice de la punta del ala. Éste a su vez depende de la forma en planta del ala. Así vemos que la referida forma determina la distribución del ángulo de ataque efectivo a lo largo de la envergadura.<sup>20</sup>

La figura 41 muestra la distribución del ángulo de ataque efectivo a lo largo de la envergadura para alas de tipo rectangular, ligeramente ahusadas, muy ahusadas y elípticas.

---

<sup>20</sup> [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

Figura 41. Distribución del ángulo de ataque efectivo



Fuente: [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

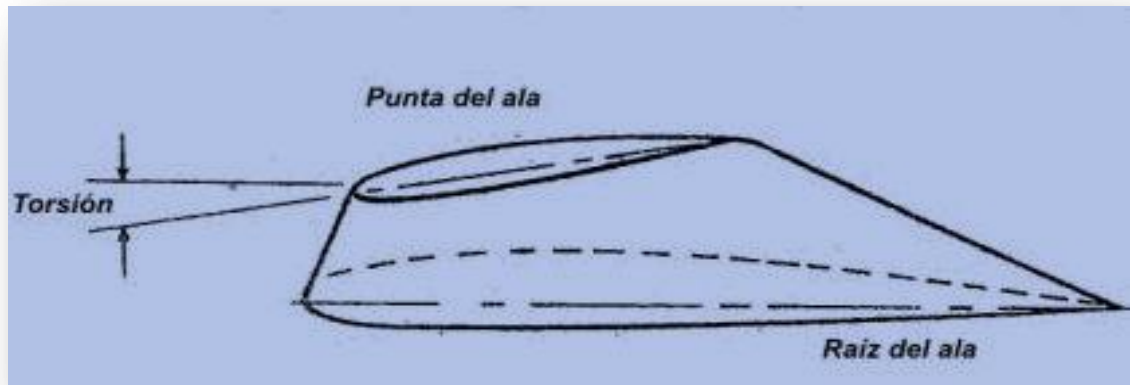
Nótese que para un ala elíptica perfecta, el ángulo de ataque efectivo es constante. Para una rectangular, el máximo ángulo de ataque está en la raíz o encastre y para una ahusada está hacia afuera mucho más cerca de la punta cuanto más ahusada es. A medida que el ala va incrementado su ángulo de ataque, la sección con mayor ángulo de ataque efectivo llegará primeramente al ángulo de pérdida y a partir de allí, comenzará la misma.

La manera más usual de solucionar éste problema, consiste en hacer que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes,

dando la sección de la punta un ángulo de ataque menor que el de la raíz. (Ver figura 42).<sup>21</sup>

Ésta torsión o giro relativo de las cuerdas se suele hacer gradualmente desde la raíz a la punta del ala. De esta manera, se consigue que las secciones interiores lleguen al ángulo de pérdida.

**Figura 42.** Torsión o giro relativo de las cuerdas.



Fuente: [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

### 2.3.2.2. Perfil alar

Un perfil alar es una sección del ala de un avión. En el estudio de los perfiles se ignora la configuración en proyección horizontal del ala, así como también los efectos de extremo del ala, flecha, alabeo y otras características de diseño.

---

<sup>21</sup> [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

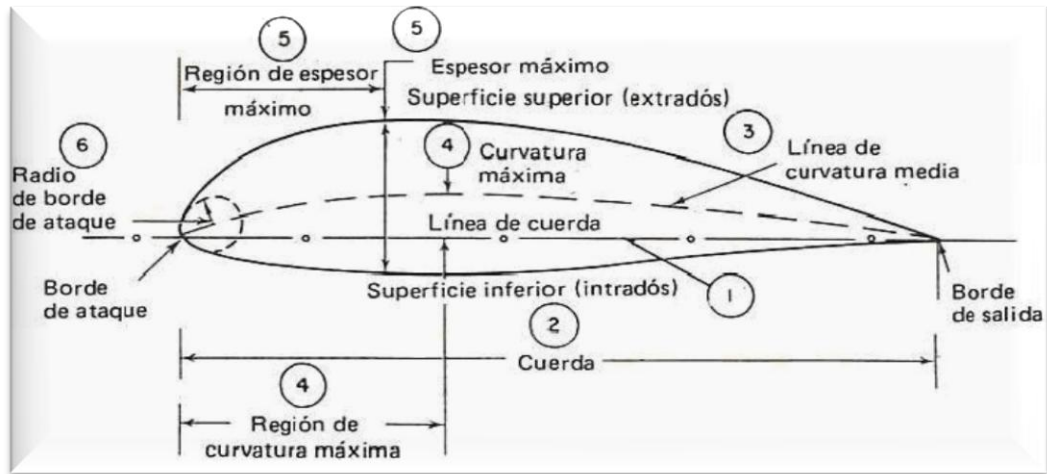
Antes de iniciar con el estudio, es importante resaltar y explicar cada una de las terminologías <sup>22</sup> más usadas en los perfiles alares, (ver figura 43) su identificación grafica atendiendo a la numeración propuesta a continuación:

- 1- La línea de cuerda es una línea recta que une el borde de ataque y el borde de fuga del perfil.
- 2- La cuerda es la longitud de la línea anterior. Todas las dimensiones de los perfiles se miden en términos de la cuerda.
- 3- La línea de curvatura media es la línea media entre el extradós y el intradós.
- 4- Curvatura máxima es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda. La posición de la curvatura máxima es importante en la determinación de las características aerodinámicas de un perfil.
- 5- Espesor máximo es la distancia máxima entre la superficie superior e inferior (extradós e intradós). La localización del espesor máximo también es importante.
- 6- Radio del borde de ataque es una medida delafilamiento del borde de ataque. Puede variar desde 0 para perfiles supersónicos afilados, hasta un 2 por 100 (de la cuerda) para perfiles más bien achatados.

---

<sup>22</sup> Definiciones tomadas del libro Lloyd R. Jenkinson, Aircraft Design Projects for engineering Students, Butterworth Heinemann, 2003.

**Figura 43.** Geometría de un perfil alar



Fuente: [http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS\\_AIRES/62/tecnolog/alas.htm](http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/alas.htm)

- **Terminología de mecánica de fluidos en perfiles aerodinámicos.**

Los siguientes son algunos términos mas usados en diseño:

- **Flujo laminar**

Corriente o flujo uniforme de aire con muy poca transferencia de momento entre las capas paralelas.

- **Centro de presión (CP)**

Punto de la cuerda donde actúa la fuerza aerodinámica.

- **Coeficiente de sustentación (CL)**

Puede definirse como la relación entre la presión de sustentación y la presión dinámica, es una medida de la efectividad del perfil para producir sustentación.<sup>23</sup>

➤ **Velocidad Aerodinámica (V)**

Varía desde subsónica hasta hipersónica, a través de un régimen transónica a supersónico. Los límites de cada régimen son mostrados en la Tabla siguiente en términos del número Mach de la estela libre.

➤ **Rango de Velocidad (M)**

Subsónico bajo <0.3 ----- AEROMODELOS UAVs

Subsónico alto 0.3-0.6

Transónico 0.6-1.1

Supersónico 1.0-5.0

Hipersónico >5.0

Los límites son definidos por los eventos que cambian las características del flujo. Los mayores cambios son graduales, excepto el límite  $M = 1$ , el cual cambia solamente en el caso cuando las características del flujo cambian abruptamente.<sup>24</sup>

➤ **Características del Flujo**

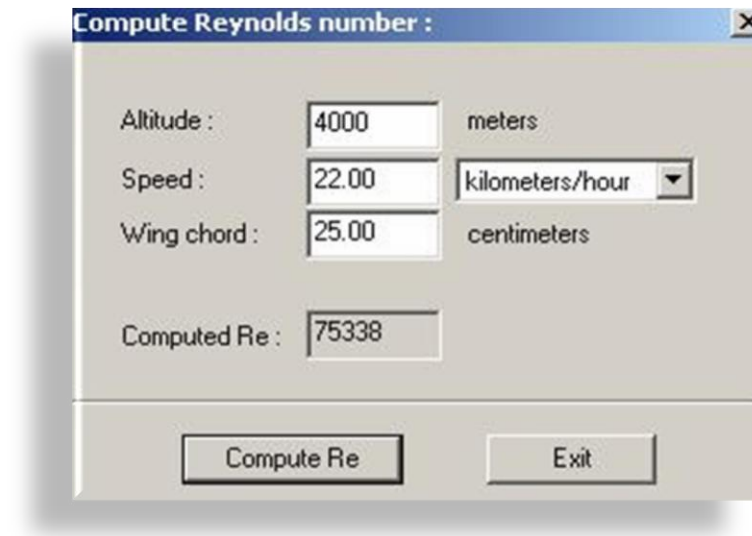
Aunque el número Mach es usado para definir ciertas características del flujo, los parámetros básicos que definen las velocidades características son tres: Número de Reynolds, (ver figura 44), Numero Mach y Numero Knudsen.

---

<sup>23</sup> E. L Houghton, Aerodynamics for Engineering Students, Butterworth Heinemann, Great Britain, 2003.

<sup>24</sup> Ibid

**Figura 44.** Número de Reynolds con el programa PROFILE



Fuente: Programa PROFILE 2.1

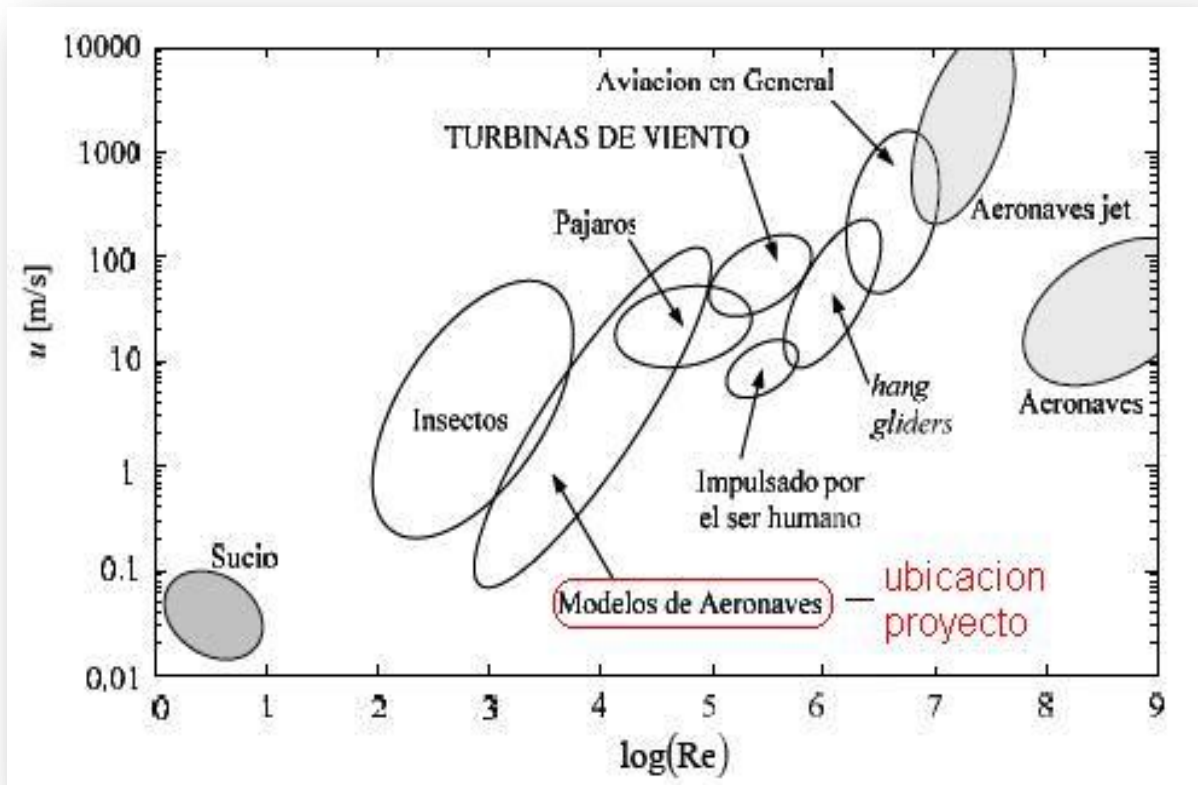
➤ **Efectos en el Número Reynolds: Viscosidad**

El número de Reynolds (primero introducido por L. Prandtl) domina los efectos viscosos definiendo el tamaño de las capas límite. La mayoría de todos los flujos aerodinámicos ocurren a altos números de Reynolds, lo cual implica fenómenos viscosos que son limitados por capas límite estrechas. Flujos a números de Reynolds de  $(0.1 \times 10^6) < Re < (0.5 \times 10^6)$ , son llamados números de Reynolds Bajos en la aerodinámica. Flujos a números de Reynolds muy bajos son denominados por la viscosidad y son mejor descritos con el uso del número de Stanton. Esos flujos (algunas veces llamadas movimientos de arrastre o flujo Stokes), no son considerados dominio apropiado de la aerodinámica.

La figura 45, muestra algunos rangos de números de Reynolds para algunos casos bien conocidos.

Las áreas sombreadas denotan muy altas y muy bajas velocidades.

Figura 45. Rango de números de Reynolds



Fuente: E. L Houghton, Aerodynamics for Engineering Students, Butterworth Heinemann, Great Britain, 2003.

- **Selección del Perfil Aerodinámico**

Hemos establecido una envergadura aproximada de 2000 mm por tanto elegimos un perfil NACA2412, este dato es tomado de la tabla para referencia inicial en la selección. La incidencia que tendrá el ala sobre el fuselaje será de **0 grados**.

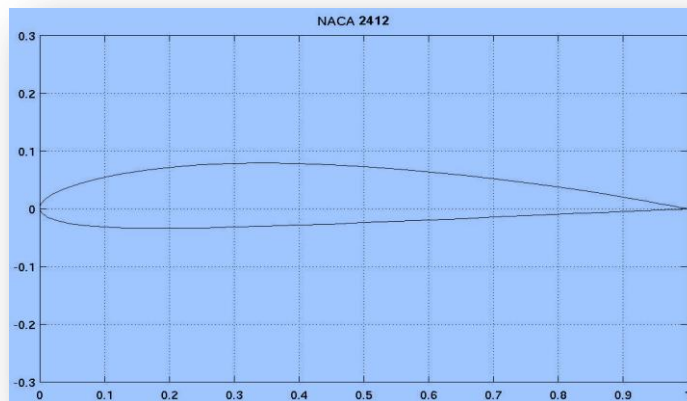
**Tabla 14.** Selección del perfil adecuado.

SELECCIONAR UN PERFIL ADECUADO		
TIPO	PERFIL	INCIDENCIA DEL ALA
VELERO DE INICIACIÓN	NACA2412	2°
Ala alta y envergadura hasta 1.600 mm.	NACA2412	0°
<u><i>Ala alta y envergadura mayor de 1.600 mm.</i></u>	<u><i>NACA2412-NACA2415</i></u>	<u><i>0°</i></u>
Acrobático	NACA0015	1°

Fuente: Programa PROFILE 2.1

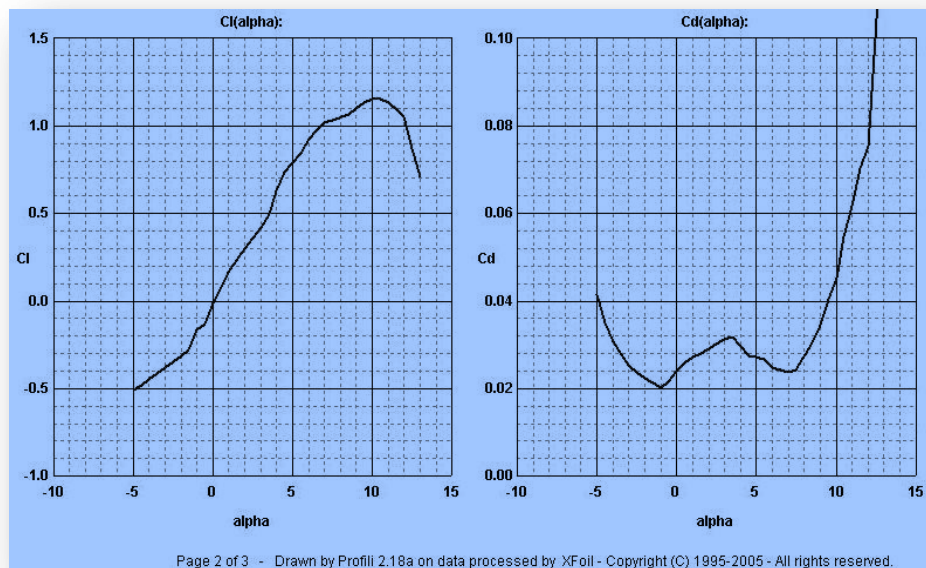
En el análisis aerodinámico, al no contar con túnel de viento, será realizado por medio del programa de PROFILE 2.1, herramienta de cálculo asequible al público, allí se puede observar con detalle el comportamiento de los perfiles aerodinámicos a medida se que aumenta el ángulo de ataque, éste comportamiento calculado con una velocidad relativa propuesta y aceptando un numero de REYNOLDS acorde a la realidad. La figura 46, muestra la silueta del perfil NACA2412 a usar en el prototipo de prueba.

**Figura 46.** Perfil NACA 2412.



El programa cuenta con su librería de perfiles propia, allí una vez descargado se procede a configurarlo para su análisis uno de los datos importante en el diseño son el coeficiente sustentación y arrastre, la figura 47, muestra el diagrama o curva:

**Figura 47.** Coeficientes de sustentación y arrastre perfil NACA 2412



**Fuente:** Programa PROFILE 2.1

Con estos datos observamos un comportamiento aceptable del en avión para un máximo de 10 grados obtenemos cerca de 1.2 de CL. Y como se requiere un avión lento, con alta sustentación y fácil transporte.

**Tabla 15.** Datos finales de calculo perfil NACA 2412 Aeromodelo propulsor

**AEROMODELO PROPULSOR**

<b>'NACA2412' at 75000 Re - Mach=0.0164 - NCrit=11.00</b>				
Alfa	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm
-2.0	-0.3127	0.0225	0.0000	-0.0056
-1.5	-0.2803	0.0212	0.0000	-0.0023
-1.0	-0.1622	0.0203	0.0000	-0.0141
-0.5	-0.1286	0.0215	0.0000	-0.0134
0.0	-0.0105	0.0241	0.0000	-0.0279
0.5	0.0807	0.0258	0.0000	-0.0366
1.0	0.1640	0.0271	0.0000	-0.0431
1.5	0.2333	0.0281	0.0000	-0.0467
2.0	0.2968	0.0292	0.0000	-0.0491
2.5	0.3602	0.0302	0.0000	-0.0510
3.0	0.4236	0.0312	0.0000	-0.0526
3.5	0.4972	0.0317	0.0000	-0.0549
4.0	0.6314	0.0296	0.0000	-0.0639
4.5	0.7331	0.0276	0.0000	-0.0675
5.0	0.7904	0.0273	0.0000	-0.0651
5.5	0.8451	0.0268	0.0000	-0.0619
6.0	0.9252	0.0248	0.0000	-0.0609
6.5	0.9701	0.0243	0.0000	-0.0560
7.0	1.0159	0.0238	0.0000	-0.0511
7.5	1.0331	0.0242	0.0000	-0.0423
8.5	1.0656	0.0304	0.0000	-0.0277
9.0	1.0988	0.0344	0.0000	-0.0242
9.5	1.1315	0.0405	0.0000	-0.0209
10.0	1.1540	0.0453	0.0000	-0.0165
10.5	1.1518	0.0546	0.0000	-0.0115
11.0	1.1317	0.0616	0.0000	-0.0042
11.5	1.0942	0.0703	0.0000	0.0025
12.0	1.0537	0.0754	0.0000	0.0081
12.5	0.8690	0.1044	0.0000	-0.0051
13.0	0.7092	0.1485	0.0000	-0.0384

Fuente: Programa PROFILE 2.1

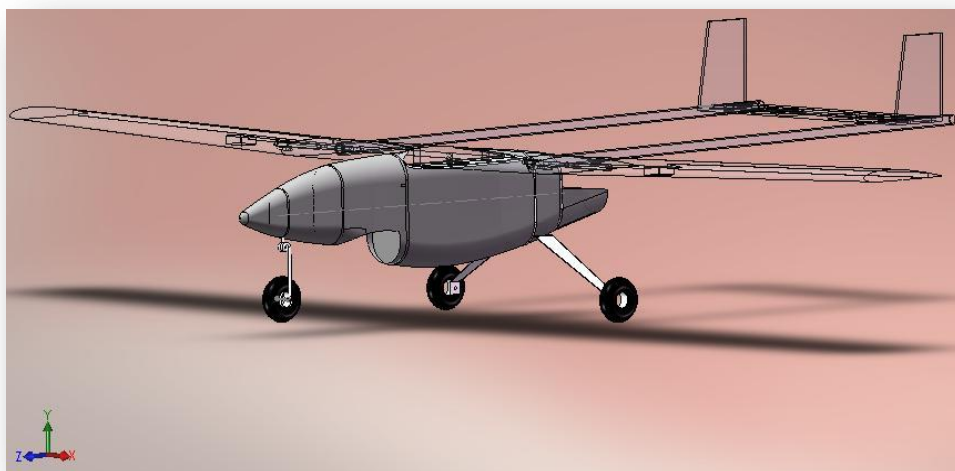
## 2.4. DISEÑO CONCEPTUAL

En este capítulo se establecerá definitivamente y se expondrá los modelos o prototipos que vaya a ser expuesto a análisis, se sabe que es un avión tipo pusher o propulsor.

### 2.4.1. Aeromodelo propulsor (pusher)

Ésta es una aeronave construida con una **configuración propulsora** (*pusher* en inglés), tiene el motor montado con la hélice en la parte posterior, en lugar de la anterior, de tal manera que la aeronave es "empujada" ("*pushed*" en inglés) a través del aire; de manera opuesta a la configuración tractora, en la cual la aeronave es "halada" ("*pulled*" en inglés) por la hélice. El aeromodelo en su totalidad fue diseñado, construido y probado en vuelo, siendo éste la base de estudio en diseño de aeromodelos, (ver figura 48).

**Figura 48.** Prototipo aeromodelo propulsor.



- **Ventajas**

La eficiencia puede ser alcanzada cuando se monta una hélice por detrás del fuselaje, debido a que re-energiza la capa límite aerodinámica desarrollada sobre el mismo y reduce el tipo de resistencia aerodinámica al mantener el flujo de aire pegado a la capa límite. Sin embargo, éste efecto no es tan pronunciado en un aeroplano pequeño, como lo es en un submarino o en un buque, donde es bastante importante debido al más alto número de Reynolds en el cual éstos artefactos operan.

La eficiencia del ala se incrementa debido a la ausencia del flujo de la hélice sobre cualquiera de las secciones del ala.

El impulso posterior es de algún modo menos estable en vuelo, que en una configuración tractora. Esto origina el potencial para hacer una aeronave más maniobrable.<sup>25</sup>

La visibilidad de un aeroplano con un sólo motor está incrementada debido a que el motor no bloquea la visión hacia adelante. Por consiguiente, ésta configuración es ampliamente usada en aviones de reconocimiento o UAVs; como en nuestro caso particular, en el uso de cámara abordo, como también ayudando en el aislamiento de las vibraciones y gases de escape que expelle el motor en vuelo.

La hélice de un avión de un sólo motor puede ser colocada más cerca de los elevadores y del timón, esto incrementa la velocidad del aire fluyendo sobre las superficies de control incrementando el control de la inclinación y el viraje a bajas velocidades, particularmente durante el despegue cuando el motor se halla en su máxima potencia. Éste aspecto puede ser benéfico mientras se practica el vuelo,

---

<sup>25</sup> E. L Houghton, Aerodynamics for Engineering Students, Butterworth Heinemann, Great Britain, 2003.

especialmente cuando se despegue y se aterriza en pistas de aterrizaje cercanas a obstáculos que deben ser evitados mientras el aeroplano se mueve lentamente.

- **Desventajas**

La hélice incrementa el flujo del aire alrededor de un motor enfriado por aire en la configuración tractora, pero no provee éste mismo beneficio a un motor montado en la configuración propulsora. Éstos motores experimentan problemas en la refrigeración cuando son utilizados en la configuración propulsora. La vibración puede ser inducida por la hélice al pasar a través de un viento descendente, ocasionando que la hélice se mueva asimétricamente a través del aire de diferentes energías y direcciones. Los problemas se podrían presentar cuando se utilice los flaps en un avión con configuración propulsora. Primero, la ausencia de un flujo de propulsión sobre el ala puede entorpecer la velocidad del flujo aéreo a través de los flaps, haciéndolos menos efectivos. Segundo, los motores montados en configuración propulsora bloquean la instalación de los flaps a lo largo de las porciones del borde de cola del ala, reduciendo el área disponible para alerones.<sup>26</sup>

#### **2.4.1.1 Caracterización del prototipo**

Tomando los datos investigados previamente sobre los equipos abordo se realizara una pequeña caracterización y definiciones de elementos para empezar la etapa de modelación en CAD, corroborando su selección y diseño.

#### **2.4.1.2 Elementos a bordo del Aeromodelo Propulsado (pusher)**

La siguiente lista tomara los datos investigados en capítulos anteriores y se añade la cantidad de elementos para ser tenida en cuenta a la hora de calcular la masa

---

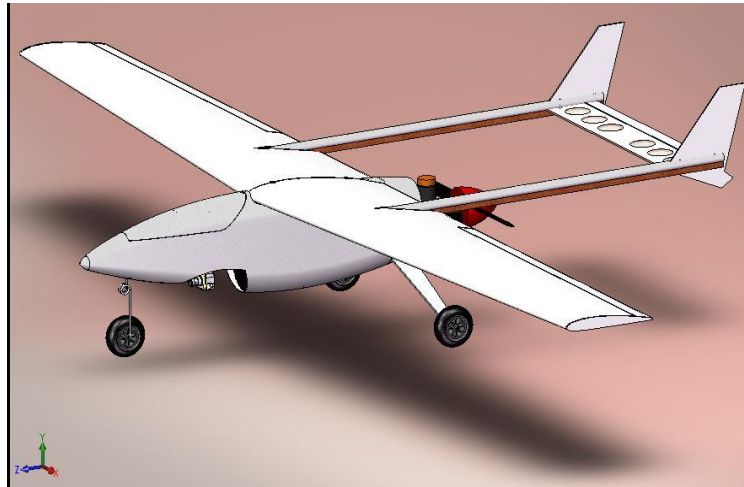
<sup>26</sup> <http://usuarios.lycos.es/nurflugel/tecnica/convencionalopusher.htm>

aproximada del avión y carga útil a manejar del modelo propuesto, (ver figura 49 y tabla 17):

**Tabla 16.** Equipo abordo / planta motriz aeromodelo propulsor

Cantidad	Elemento	Dimensión representativa	Peso
3	Servo HS-82MG	41x20x37 mm	57 g
3	Servo HS - 311	29.8x12x29.6 mm	129 g
1	Receptor supreme 8ch	28.5x55.5x19.8 mm	28 g
1	Receptor R127DF 8ch	28.5x55.5x19.8 mm	28 g
2	Batería 4,8v	57.15x50x14.22 mm	188 g
1	Mini-cámara de video	21x21x21 mm	21 g
1	Batería 9,0v	25x15x48.5 mm	24.4 g
1	Tanque 8 onzas	49.2x58.7x 123.85 mm	-
1	Motor GMS 0.47	87.3x51.5x104.8 mm	475 g

**Figura 49.** Propuesta Aeromodelo Propulsor



Teniendo en cuenta que éste prototipo está diseñado desde cero, se darán unas características ideales del modelo que luego, se corroborarán y analizarán:

**Envergadura:** 2000 mm

**Longitud:** 1000 mm

**Peso:** 3000 g

**Ancho máximo fuselaje:** 70mm

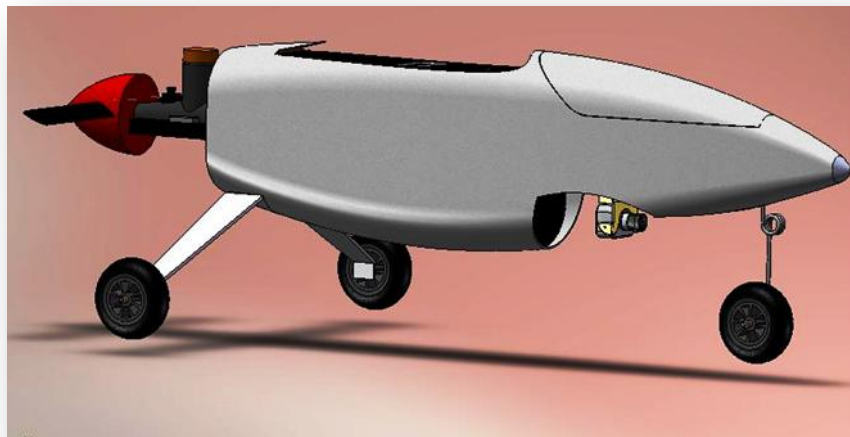
**Altura máxima fuselaje:** 90mm

**Empuje Planta motriz:** 4000 gramos-empuje, aproximadamente 1.0 bhp

#### 2.4.2 Estimación de masa

A la hora de calcular se deben tener en cuenta, datos como el peso del avión con sus elementos a bordo, para ello se cuenta con una terminología usada en la aviación:

**Figura 50.** Propuesta Fuselaje.



- **Aeromodelo propulsor (pusher)**

Las estimaciones de peso estructural del aeromodelo propulsor se realizan de acuerdo al material a usar, en éste caso es fibra de vidrio tipo poliéster con resina preparada, resina de hueso duro y pintura de aceite con base.

El tren de aterrizaje será tipo triciclo, tren principal de dura aluminio y tren delantero en varilla acerada de 1/8 de pulgada con llantas de 2 -3/4 pulgadas.

**Tabla 17.** Estimación pesos Aeropropulsor

ITEM	Elemento	Características	Peso
<b>MST</b>	Estructura avión	Fuselaje, alas, estabilizadores, tren aterrizaje	2450 g
<b>MP</b>	Planta motriz	Motor 7.72 cc + muffler	475 g
<b>MSE</b>	Sistemas avión	Servos, receptores, baterías, mini cámara	368 g
<b>MO P</b>	Ítems operacionales	Tortillería, bisagras, transmisiones	80 g
<b>ME</b>	Peso Básico	<b>MST+ MP+ MSE</b>	3293 g
<b>BO W</b>	Peso Básico Operacional	<b>ME+ MOP</b>	<b>3373 g</b>
<b>MPL</b>	Carga útil (payload)	Servos, batería 9v y mini cámara	<b>140 g</b>
<b>MF</b>	Peso combustible	240cc (Metanol, aceite y nitro metano al 5%)	<b>227 g</b>
<b>MT O</b>	Peso de despegue	<b>BOW+MPL+MF</b>	<b>3740 g</b>

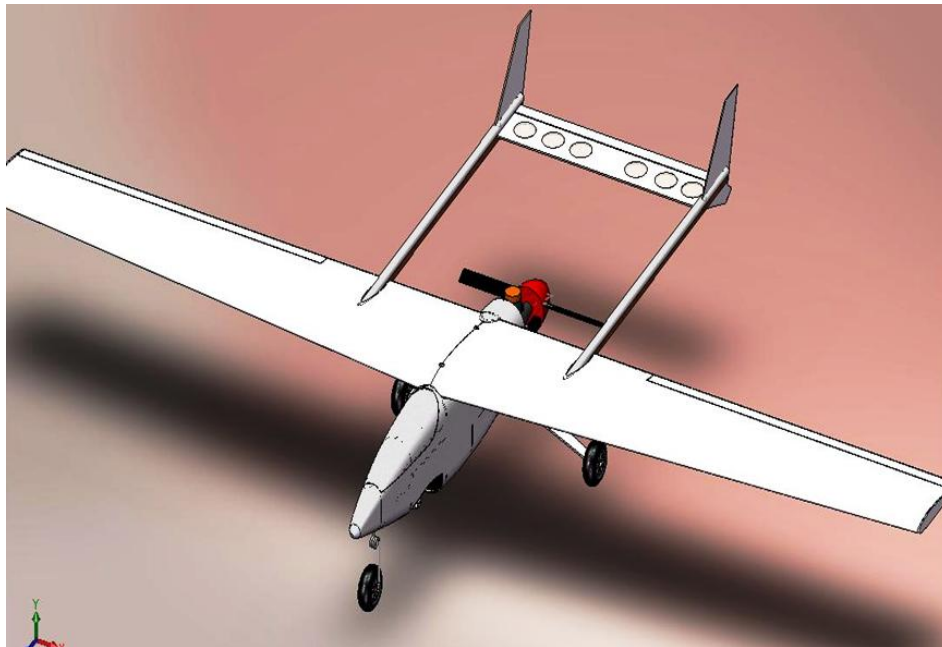
### 2.4.3 Consideración de velocidad del avión.

La velocidad necesaria para decolar estará directamente asociada con el tipo de motor a colocar en el aeromodelo, ésta velocidad puede estar entre los **22 km/h** como mínimo, esta debido a su previo análisis aerodinámico acomodándose justo con la configuración de vuelo y los alcances propuestos.

#### 2.4.4 Descripción de la propuesta

Aeromodelo propulsor, (ver figura 51), se estima para una envergadura de 2 metros, tipo ala alta, estabilizadores sobre montantes de apoyo que salen de los planos, estabilizador vertical doble, planos ligeramente ahusados a un grado de diedro, alerones semi totalizados.

**Figura. 51.** Propuesta propulsor vista superior.



El fuselaje, (ver figura 52) tiene una forma especial con las dimensiones para albergar todo el equipo a bordo sin problemas; al ser de momento de nariz corte se hace uso del primer compartimiento de la nariz para el lastre adicional.

**Figura 52.** Fuselaje Aeromodelo Propulsor.



## **2.5. ANALISIS DEL DISEÑO DE DETALLE**

Una vez conceptualizado todos los parámetros de entrada se realizara un proceso sistemático de diseño. Se aplicaran métodos de cálculo basados en los libros existentes sobre diseño de aeronaves aplicados con tablas de cálculo o programas existentes.

### **2.5.1. Análisis del diseño**

Para esta etapa se realizaran los cálculos pertinentes para su posterior corroboración en las pruebas de vuelo para ello se creo unas pequeñas tablas de calculo de Excel en donde se darán cita las ecuaciones mas usadas en cuanto a cálculos aerodinámicos se tratan.

- **Operación Hojas de calculo en Excel**


- Todas las **operaciones de entradas** de datos se realizan en los recuadros amarillos.
- **Datos de entrada** serán la envergadura y las longitudes de cuerdas tanto de la raíz y el marginal. También como parte del peso y balance se puede añadir el volumen de combustible, peso avión y carga útil o lastre si lo necesita.
- Los **datos de salida** recuadros verdes: cuerda media geométrica, superficie alar, alargamiento y estrechamiento. Observar los rangos recomendados para saber donde andamos en la fase de diseño.
- Los recuadros naranjas son salidas no modificables.
- En base a estos resultados se trabajara la siguiente hoja de calculo ver figura. Estas tratan de cálculos de fuerza de sustentación, y fuerzas de arrastre.
- Los primeros prototipos se realizaron en el programa CAD solidWorks, del cual fueron siendo mejorados al encontrarnos con inconvenientes constructivos.
- **Calculo de las superficies sustentadoras**

Ya definido los parámetros de entrada se introducen los datos en la hoja de Excel, (ver figura 53).

- **PASO 1.** Se introduce en milímetros la geometría del ala, esto es cuerdas de raíz, marginal, también si hay cuerdas internas no simétricas, etc.
- **PASO 2.** Volumen de combustible a usar y el peso básico operacional BOW viene de tabla.
- **PASO 3.** Peso de la carga útil a usar viene de tabla y si es necesario lastre.
- **NO OBLIGATORIO.** Es el cálculo de los máximos de grosor y curvatura del perfil, datos suministrados por el perfil en el programa PROFILE 2.1.
- **ANALISIS DE VERIFICACION.** Se dan por medio de cálculos internos para dar puntos de comparación y verificación de los datos que estamos suministrando de modo que podamos ir iterando en el paso.
- **ANALISIS DE RESULTADOS.** Importantes resultados nos arroja como la **superficie alar**, carga alar aproximada, **MZFW** (*Maximo Zero Fuel Weigth*) peso máximo sin combustible y **MTOGW** (*Maximo Take-Off Gross Weigth*) peso maximo al despegue y finalmente una aproximación segura del **C.G** centro de gravedad.

Figura 53. Hoja de calculo Aeromodelo propulsor

### CALCULO Y GEOMETRIA DE SUPERFICIES SUSTENTADORAS



Parametro	Variable	Unidades
Envergadura	b	cm
Cuerda encastre	Cr	cm
Cuerda marginal	Ct	cm
Superficie Alar	S	cm <sup>2</sup>
Alargamiento	A	adimensional
Estrechamiento	λ	adimensional
Cuerda media	m.g.c	cm
Cuerda int.	Cint	cm
Envergadura int.	bint	cm
Peso basico operacional	BOW	g
Peso sin combustible	MZFW	g
Peso max de descolaje	MTOW	g
Carga Alar	CA	g/cm <sup>2</sup>
Centro de Gravedad	CG	cm
Carga Util	p	g
Capacidad combustible	f	cc

**ECUACIONES**

$$S = \frac{b}{2}(c_r + c_t)$$

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$\lambda = \frac{S}{c_r^2}$$

$$m.g.c. = \frac{2}{3}c_r \left( \frac{\lambda^2 + \lambda + 1}{\lambda + 1} \right)$$

Ecuaciones tomadas del libro:  
Airplane Aerodynamics And Performance Pag.127  
Dr. Jan Roskam and Dr. Chuan-Tau Edward Lan.

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER  
ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA  
BUCARAMANGA

NO OBLIGATORIO

Thickness Max %	Camber Max %
0.1001	0.002
2.12977354	0.042552918

PERFIL ALAR	NACA
Envergadura (b)	<b>PASO 1</b>
200	
Cuerda Media	Cuerda Raiz (Cr)
22.63453079	25
19.9183871	Cuerda int.
	22
Cuerda Media Geometrica (m.g.c)	
21.27645894	
Alargamiento A (Aspect Ratio)	
9.720534629	
Estrechamiento λ (Lapex Ratio)	
0.803636364	

VERIFICACION

PESO Y BALANCE		<b>PASO 2</b>
Volumen Combustible	BOW (g)	
240	3373	
	Combustible en gramos	
Carga Util (g)		
140		
Lastre (g)		
300		

PASO 3

RESULTADOS

Carga Alar g/cm <sup>2</sup>	0.981723451
CA recomendada 0,5g/cm <sup>2</sup>	
MZFW (g)	3513
CG (cm)	0.45905822
Apartir del Borde de Ataque	
MTOW (g)	4039.792

Superficie Alar (S) 4115 Centimetros Cuadrados  
Alargamiento recomendado (8 a 18)  
Estrechamiento recomendado (superior a 0,5)

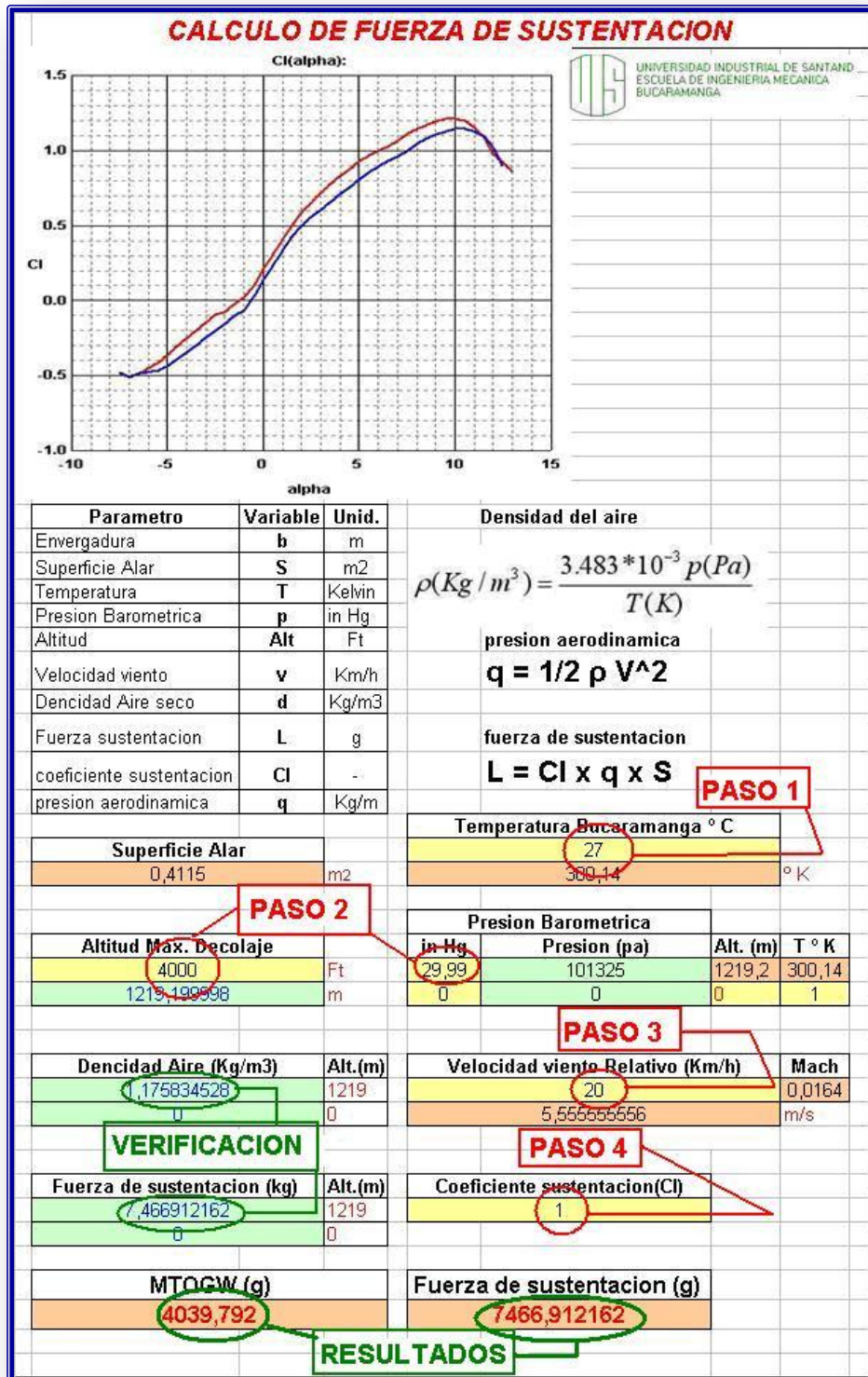
Realizado: Jorge Vidal

- Verificación de fuerza de sustentación aeromodelo propulsor

Los parámetros de entrada son la mayoría estimados se introducen a continuación, (ver figura 54).

- **PASO 1.** Se introduce en grados centígrados la temperatura medio del lugar a despegar.
- **PASO 2.** Techo o altura máxima de servicio del aeromodelo aproximada con respecto al Nivel medio del Mar y la presión barométrica presente este dato suministrado por el IDEAM.
- **PASO 3.** Estimación para posterior verificación de la velocidad aproximada de despegue.
- **PASO 4.** Coeficiente de sustentación tomada de la grafica en la parte superior a un maximo de 6 grados de inclinación, tener precaución no pasar del domo de la curva porque allí se produce perdida del fluido laminar.
- **ANALISIS DE VERIFICACION.** Se chequea la fuerza de sustentación y la densidad del aire datos importantes a la hora de decidir despegar.
- **ANALISIS DE RESULTADOS.** Se comparan el peso maximo para el despegue o **MTOWG** con la fuerza máxima de sustentación, ojo siempre es mayor la fuerza de sustentación.

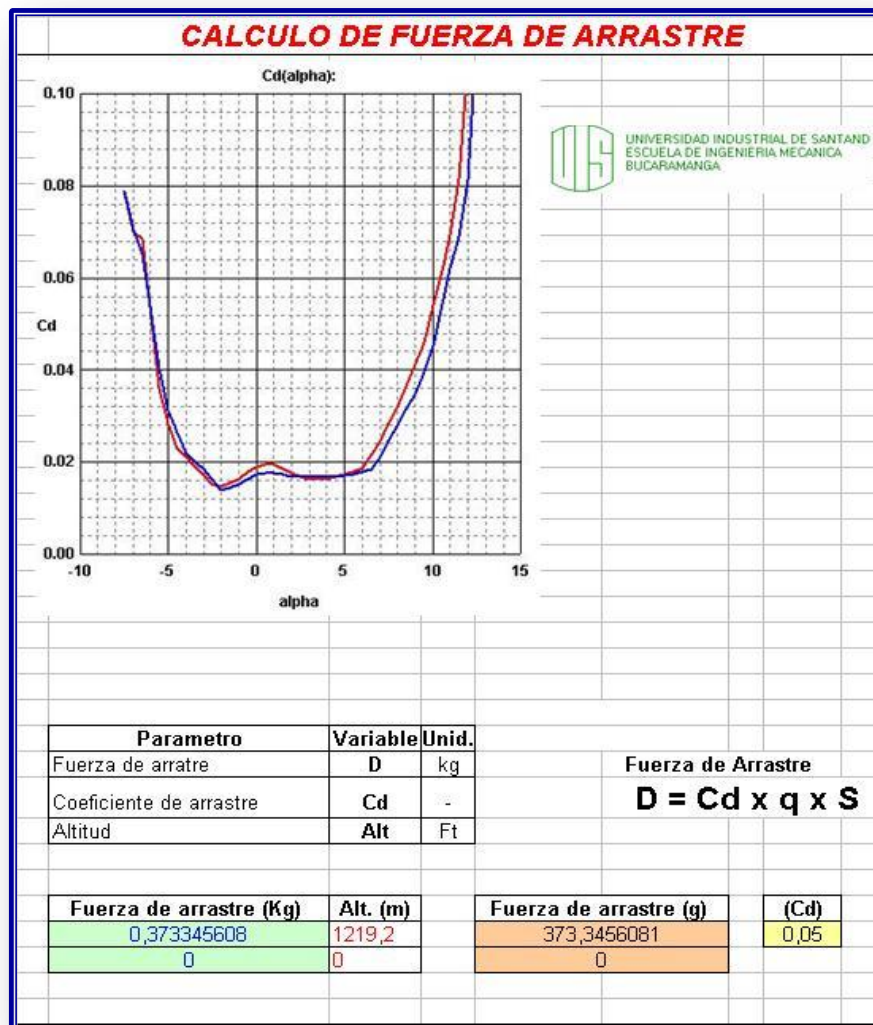
Figura 54. Hoja de cálculo fuerza de sustentación.



- Verificación fuerza de Arrastre aeromodelo propulsor

Finalmente en la figura 55, solo se calcula la fuerza de arrastre por sustentación o aerodinámica introduciendo en el recuadro amarillo el coeficiente de arrastre para el mismo grado de inclinación usado en la fuerza de sustentación.

Figura 55. Hoja de cálculo fuerza de arrastre.



## 2.5.2. Análisis de Resultados

Después de una serie de iteraciones se llegan a los mejores resultados como vienen a continuación:

- **Resultados**

**Tabla 18.** Resultados tabla de calculo 1

Superficie alar	Carga alar	MZFW	MTOWG	C.G
4129 cm <sup>2</sup>	0.98 g/cm <sup>2</sup>	3513 g	4040 g	10.45 cm

- El centro de gravedad se calcula a partir del borde de ataque del ala del perfil de raíz hacia atrás.

**Tabla 19.** Resultados tabla de calculo 2

Fuerza de Sustentación	Coefficiente de Sustentación
4214 gramos-fuerza	1

- Fuerza de sustentación aproximadamente 200 gramos superior al peso maximo de despegue, ACEPTABLE.

**Tabla 20.** Resultados tabla de calculo 3

Fuerza de Arrastre
211 gramos-fuerza

- Fuerza de arrastre aerodinámica ACEPTABLE, ojo falta incluir las demás fuerzas de arrastre por fricción, etc.

- **Verificaciones**

Por los resultados anteriores se chequean y calculan los demás elementos aerodinámicos del avión.

➤ **Alargamiento**

ALARGAMIENTOS ACONSEJABLES	
TIPO	Alargamiento
Robusto	4
Normal	5
Grácil	6
<b>Pusher</b>	<b>7, 8 y 9</b>
Veleros	10 y más

Con una superficie de 42 decímetros cuadrados y una envergadura de 2000 mm (20 dm) resultara una cuerda de  $42/20=2.1$  dm se aumenta y aproxima a **250 mm** con el objetivo final de ganar sustentación con lo cual se tiene una superficie nueva de **50 dm<sup>2</sup>**

➤ **Superficies de Estabilidad y Control**

CALCULAR LAS SUPERFICIES DE ESTABILIDAD Y CONTROL (S es la superficie del ala)			
ELEMENTO	ENÉRGICO	NORMAL	SUAVE
<b>Los dos alerones</b>	S/8	S/10	<b><u>S/12</u></b>
<b>Deriva y timón</b>	S/8	S/10	<b><u>S/12</u></b>
<b>Timón solo</b>	DERIVA/2	DERIVA/3	<b><u>DERIVA/4</u></b>
<b>Estabilizador y elevador</b>	S/4	S/4	<b><u>S/5</u></b>
<b>Elevador solo</b>	ESTABILO/3	ESTABILO/4	<b><u>ESTABILO/5</u></b>

Los alerones tendrán 4.17 dm<sup>2</sup>, la deriva 4.17 dm<sup>2</sup>, el timón la cuarta parte, el estabilizador tendrá 10 dm<sup>2</sup> (Aproximadamente el 20 % de la superficie del ala, **datoSE** que se usará en el siguiente paso) el elevador la quinta parte.

➤ **Calculo de los Momentos Aerodinámicos del Fuselaje.**

CALCULAR LOS MOMENTOS DEL FUSELAJE	
ELEMENTO	VALOR
Longitud del morro	0.8 a 1.2 * Cuerda
Distancia del ala al estabilizador (Viga)	(42-datoSE)*Cuerda/10

Para el morro se selecciona un valor medio o sea  $1 * \text{Cuerda} = 250\text{mm}$ .

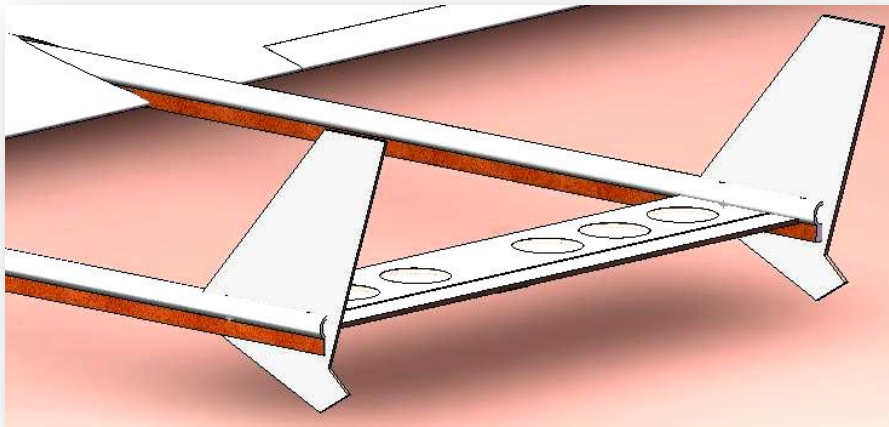
Para la viga del fuselaje calculamos  $(42-20) * 250 / 10 = 550\text{mm}$ .

➤ **Ángulos del motor y Diedro del ala.**

DETALLES FINALES	
ELEMENTO	VALOR
Ángulos del motor (Siempre)	2° a la derecha y 2° abajo
Diedro del ala (Valor universal)	Sin diedro

Se trabajo en el uso de tipo de cola normal doble, (ver figura 56), por alta maniobrabilidad y poca resistencia al avance. Para este tipo de aviones la cola del avión debe ser muy ligera para evitar un momento de cola mayor en la realización de su peso y balance.

**Figura 56.** Empenaje cola normal doble.



### **2.5.3 Análisis, Diagnostico y Control de Vibraciones**

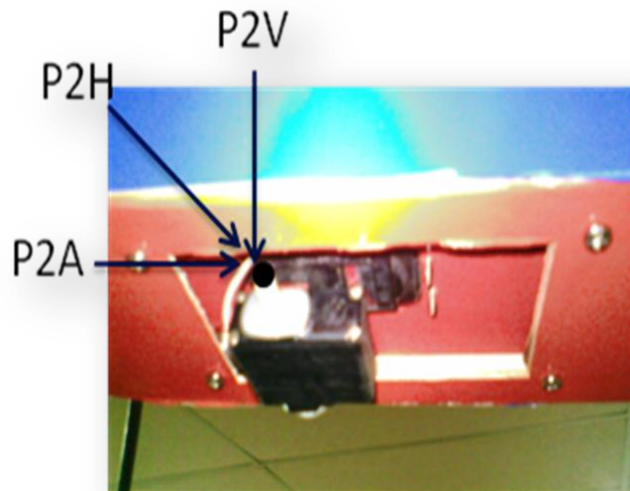
Para poder minimizar las vibraciones la bandeja utiliza el sistema de aislamiento por introducción de amortiguación, compuesta por cuatro resortes apoyados en gomas de poliuretano transparente (ver figura 57). Este sistema es similar al que utilizan los equipos lectores y reproductores de CD y DVD, de esta forma garantizamos una transmisión de los videos con una vibración bastante permisible.

**Figura 57.** Bandeja de montaje de servos.



Para este sistema de aislamiento recurrimos en primer lugar a un análisis de vibración, diagnóstico y luego el control. En la etapa de análisis tomamos 3 puntos de análisis en las tres direcciones (ver figura 58), de estos analizamos el punto 2 vertical (P2V) que fue el punto de interés por ser el de la ubicación del sistema de adquisición de datos y el que presento los niveles mas altos de amplitud.

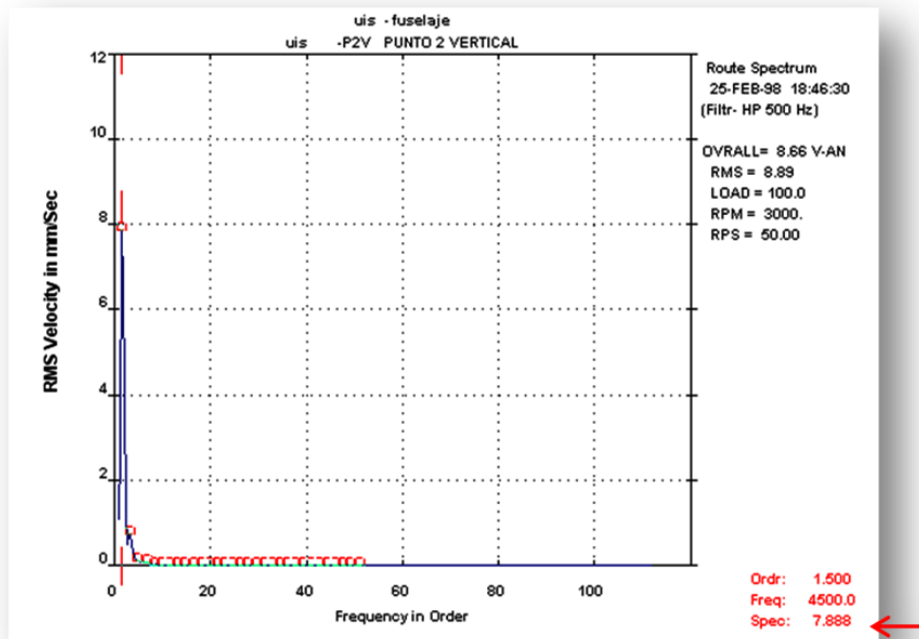
**Figura 58.** Puntos del análisis de vibración.



Los siguientes datos son el argumento del análisis para un diagnostico basado en criterios de ISO 2372, ISO 3945:

- Severidad vibratoria: 7.8 V RMS (mm/s).
- Tipo de soporte: Flexible.

Figura 59. Espectro del punto 2 vertical.



Fuente: Programa estadístico de vibraciones

Figura 60. Tipos de soporte según niveles de severidad

SEVERIDAD VIBRATORIA		TIPO DE SOPORTE	
V <sub>rms</sub> (mm/s)	V <sub>rms</sub> (Pulg/s)	RÍGIDO	FLEXIBLE
0.46	0.018	Bueno	Bueno
0.71	0.028		
1.12	0.044		
1.8	0.071	Satisfactorio	Satisfactorio
2.8	0.11		
4.6	0.18		
7.1	0.28	Insatisfactorio	Insatisfactorio
11.2	0.44		
18.0	0.71		
28.0	1.10	Inaceptable	Inaceptable
71.0	2.80		

En el diagnostico concluimos que la vibración esta en un nivel satisfactorio ya que el tipo de soporte es flexible, la resonancia no se presentara para ninguna de las velocidades de operación del motor trabajando a máxima, media y baja aceleración puesto que la frecuencia natural de los resortes esta por debajo del la frecuencia mínima de operación es decir a baja aceleración.

- **FICHA TÉCNICA DEL AEROMODELO PROPULSOR**

**Tabla 21.** Ficha técnica del Aeromodelo

<b>AEROMODELO PROPULSOR</b>		
Planos sustentadores	Envergadura	2000
	Alargamiento	9.72
	Area	41.15 dm <sup>2</sup>
	Angulo flechamiento	5 grados
Fuselaje	Longitud	1200 mm
	Alto	190 mm
	Ancho	90 mm
Pesos	Basico	3293 g
	Maximo despegue	3708 g
	Carga Util	108 g
	Carga combustible	227 g
Planta motriz	GMS 0.47	metanol
	Empuje maximo TO	40 N
	SCF Crucero	1.8365 g/N/h
	Helice	11x7
Rendimiento	Velocidad crucero	40 km/h
	velocidad aproximacion	25 km/h
	Autonomia vuelo	1h 20 minutos

**Figura 61.** CAD Aeromodelo Propulsor RC



## **2.6. ANALISIS ESTRUCTURAL DE ELEMENTOS CRITICOS (CAE)**

En esta etapa del proceso de diseño recurrimos al análisis estructural de los diferentes componentes del prototipo, con el fin de otorgarle a estas herramientas la certeza de validación a la siguiente etapa en nuestro patrón de diseño que sería la fase de construcción.

El análisis tiene como secuencia el análisis de los siguientes aspectos:

- Material de composición
- Restricción de cargas
- Valoración de cargas
- Enmallado del objeto
- Análisis de Resultados

Antes de entrar en materia de análisis realizaremos un reconocimiento de los materiales empleados y haremos una justificación de su empleo en nuestro proyecto.

- **Madera balsa.**

**Ochroma pyramidale**, comúnmente llamado *Balsa*, *Lano* o *Balso*. Es un gran árbol de rápido crecimiento, hasta 30 m de altura y diámetros de hasta 1.8m, normalmente menores, fuste recto y cilíndrico, libre de ramas hasta 15 m de altura, frecuentemente con gambas.

Es nativo de los trópicos de Sudamérica y Centroamérica, en nuestro país se encuentra en las regiones de: Magdalena medio, Nariño, Tolima, Huila, Bajo calima y Valle del cauca.

La madera es extremadamente liviana (densidad de 0.20-0.30) pero resistente y estable. La albura es blancuzca, amarillenta o rosada y el duramen marrón pálido. No tiene olor o sabor distinguibles. Tiene textura fina, grano recto y buen lustre. La madera es tan fácil de trabajar que requiere las cuchillas bien afiladas para que no se produzcan desgarraduras en el corte.

Su empleo en este proyecto es justificado por propiedades físicas descritas anteriormente, disposición y su bajo costo.

- **Fibra de vidrio**

Es necesario aclarar que el proceso que empleamos para utilizar la fibra de vidrio es el moldeo por contacto en nuestro medio es el método de fabricación más utilizado, y es considerado el principal método empleado en la fabricación de productos con fibra de vidrio.

Generalmente se emplea para series de producción relativamente cortas, por lo cual es considerado como un proceso discontinuo. Es el único método de producción que aprovecha al máximo las dos características principales de la resina poliéster, es decir, el hecho de que la resina fragua a temperatura ambiente y

sin presión. A partir de este método es posible la fabricación de objetos grandes de plástico moldeados con una sola pieza, Los siguientes son los materiales a tener en cuenta a la hora del proceso.

### **Gel coat:**

Es un recubrimiento o una capa de resina cuya función es brindar a la superficie expuesta una protección contra el medio. Adicional a esta protección algunas veces esta capa viene con pigmentos para darle un mejor acabado. Generalmente a esta resina no se le adiciona refuerzo, es decir no contiene tejidos de fibra de vidrio.

**Resinas:** Las resinas que se utilizan en este proceso son líquidos que se endurecen o polimerizan a temperatura ambiente y presión baja transformándose en materiales sólidos. Por esto se obtienen estructuras con elevada resistencia y buen comportamiento, las cuales son adecuadas para muchas aplicaciones funcionales. Hay diferentes tipos de resinas como: Ortoftálicas o isoftálicas comúnmente utilizadas en lanchas, bañeras y otras aplicaciones en construcción.

### **Agentes para desmolde y de cierre:**

Debido a que las resinas que se utilizan en los plásticos reforzados poseen muy buenas propiedades adhesivas, es necesario utilizar un método para evitar que el producto moldeado quede unido de forma permanente al molde sobre el que ha sido fabricado. Para conseguir la separación se utilizan los agentes de desmoldar, que generalmente se aplican directamente al molde.

Algunos ejemplos son: Acetatos de celulosa, Metil celulosa, cera, silicona, etc.

**Fibra de vidrio:** La fibra de vidrio se empezó a utilizar como refuerzo a mediados de la década del 40, y se ha venido desarrollando según los requerimientos que la industria vaya demandando. Esta consiste en una gran cantidad de filamentos que

se agrupan a gran velocidad para formar hebras o hilos; los hilos están formados aproximadamente entre 50 a 200 filamentos, el diámetro de estos filamentos está entre 50 y 70 micras.

- **Poliestireno expandido (EPS o Icopor).**

Es un material plástico celular rígido, de celda cerrada, que posee una estructura formada por millones de finas celdas rellenas de aire (98%) que se obtienen mediante un proceso de polimerización del estireno cuyos componentes básicos son el carbono y el hidrogeno, con la adición de un agente expansor. Las propiedades físico-mecánicas de este material están directamente relacionadas con la densidad (peso específico aparente) a la que se fabrica.

Se procesa para obtener diferentes densidades, de acuerdo con la aplicación para la cual se tenga destinada.

Los tipos que se recomiendan para las aplicaciones más comunes, están clasificados según normas internacionales, en nuestro país no hay norma vigente para su utilización.

- **Aluminio 7075**

Se trata de una de las aleaciones con características más elevadas dentro de los aluminios. El desarrollo de esta aleación ha hecho posible su utilización en campos hasta ahora reservado a los aceros, Se aplica en armamento, aeronáutica y en la industria del automóvil. Construcción de maquinaria, moldes para inyección de plásticos, moldes de soplado, moldes de embutición profunda al vacío, moldes para extrusión de plásticos, soportes para todo tipo de moldes, tornillería, moldes para inyectado de gomas, etc. En la tabla 25 se muestran las propiedades físicas del material.

## **2.6.1. Planos Sustentadores:**

### **2.6.1.1. Cargas y esfuerzos en superficies sustentadoras**

En esta etapa del proceso de diseño recurrimos al análisis estructural de los diferentes componentes del prototipo, con el fin de otorgarle a estas herramientas la certeza de validación a la siguiente etapa en nuestro patrón de diseño que sería la fase de construcción. Se presentaran algunos datos útiles y simplificadas aproximaciones al diseño de la estructura relativa a cargas en el aire.

- **Criterios de Diseño**

Termino usado en ingeniería para especificar los factores de seguridad de la estructura para ser usada en unas condiciones específicas de vuelo. Los criterios de diseño son usualmente puestos por el diseño preliminar, durante la selección de la configuración. La FAA especifica criterios para un avión certificado, pero no para un aeromodelo amateur experimental. Un criterio típico de diseño de estructura para un aeromodelo experimental a seleccionar por el diseñador sería como sigue:

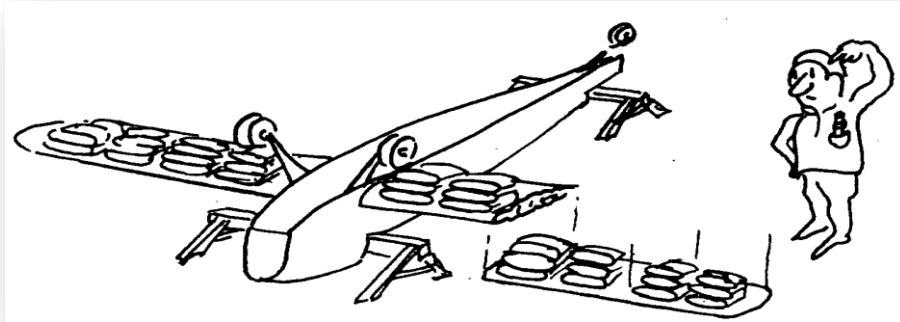
- 1. Factores de Carga Limite Vertical**

Incluye cargas permisibles (+ ó - "G"). Estas cargas corresponderían a los máximos esfuerzos que se pueden sostener, sin deformación permanente de la estructura o rotura.

- 2. Factores de Carga Vertical Últimos**

Estos son la carga máxima (+ ó - "G") que corresponden a esfuerzos fallidos en la estructura.

**Figura 62.** Factores de carga vertical.



**Fuente:** Diseño de aviones Ultraligeros por R.W. Hovey

La carga mas critica es usualmente el plegado de las alas debido al aumento de la sustentación resultando de la fuerza "G" positiva. Cada componente debería ser examinado separadamente para ver si tiene un margen de relativa seguridad para cargas resultando del criterio seleccionado.

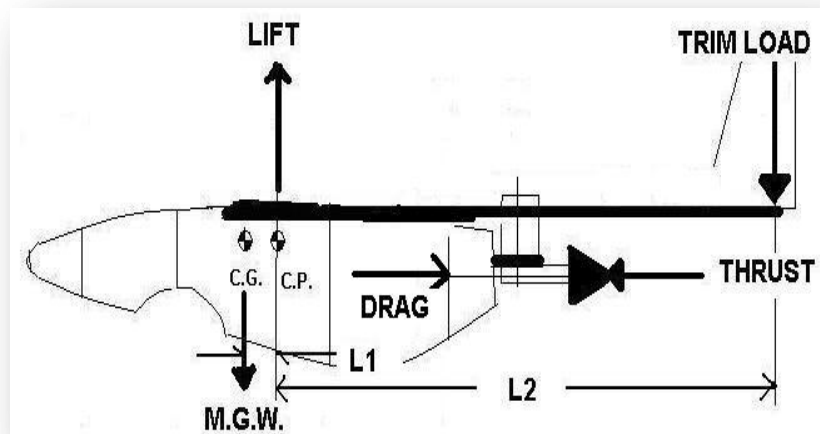
Las cargas de sustentación del ala son la suma de las cargas de inercia y cargas de trimado aerodinámicas producidas por la superficie horizontal de cola. Las cargas de inercia son simplemente la fuerza "G" los tiempos del factor de carga el peso total del avión. Las cargas del trim en la superficie horizontal de cola actúan inclinadas así que deben ser añadidas a la carga de inercial para la carga de sustentación total del ala.

Esta carga del trim se debe al siguiente factor como sigue:

SI EL CENTRO DE GRAVEDAD no esta en línea con el Centro de Presión, la cola debe equilibrar la carga. Esto es lo mejor cuando el C.G. está en su límite delantero. La carga del compensador (*trim load*) en la cola debida a la colocación del C.G. es igual a la distancia L1 dividida por la distancia L2, las veces del peso total, ver continuación formula, (ver figura 63).

$$\text{CARGA DEL TRIM C.G.} = \frac{L1}{L2} (\text{PESO TOTAL})$$

Figura 63. Diagrama de cargas.



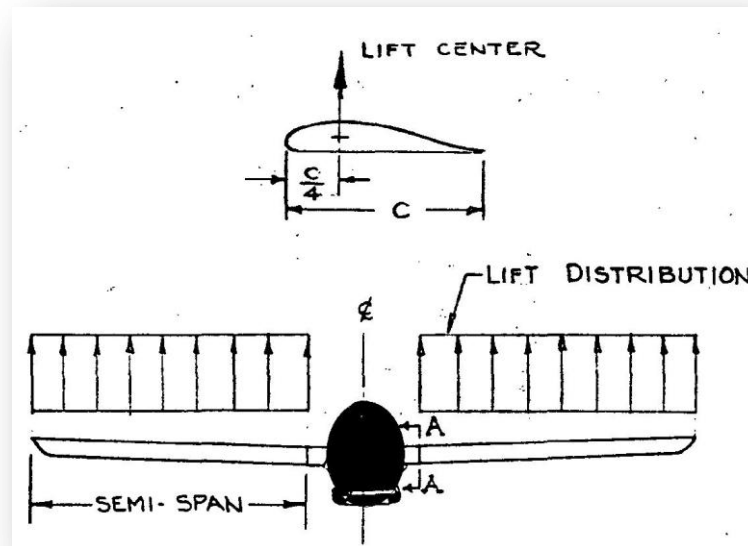
La sustentación total del ala será entonces la suma del peso total y todas las cargas verticales compensadas actuando en la cola.

La carga total o neta del ala a uno "G" (nivel de vuelo) se obtiene un diseño de carga fundamental (carga de fallo) por la multiplicación de uno "G" carga por el factor específico de carga fundamental en el criterio. El próximo paso es configurar como esta la carga fundamental que se distribuye sobre el ala. El patrón general de carga para un plano de ala rectangular se muestra en la figura 64.

En la práctica actual de distribución de carga se reduce cerca de las puntas del ala, sin embargo, para la proposición esta distribución rectangular es más simple y ligeramente más conservadora. Si un fuselaje completamente cerrado se usa, las

cargas serán distribuidas en la línea del centro. En la vista lateral todas las cargas de sustentación del ala actúan sobre el 25% de la línea de cuerda en todas las secciones del ala.

**Figura 64.** Distribución de la sustentación en el ala.



Fuente: Diseño de aviones Ultraligeros por R.W. Hovey

La distribución de la carga positiva tiende a doblar hacia arriba con la máxima carga en la raíz del ala. (En la sección A-A de la figura anterior). Esta carga, conocida como momento de raíz del ala doblada se expresa en libras por pulgada. La mitad de carga de sustentación última actúa en cada panel del ala. El momento crítico de doblamiento de la raíz es igual a la carga última de sustentación dividida en 2 veces por la semi-envergadura dividida por 2.

$$\text{MOMENTO DE LA RAIZ DEL ALA} = \frac{[\text{Ult. Sustentación}]}{[2]} \times \frac{[\text{semi-envergadura}]}{[2]}$$

Todas las dimensiones son en pulgadas y las cargas en libras. El momento es en libras por pulgada.

- **Esfuerzo del Larguero del Ala**

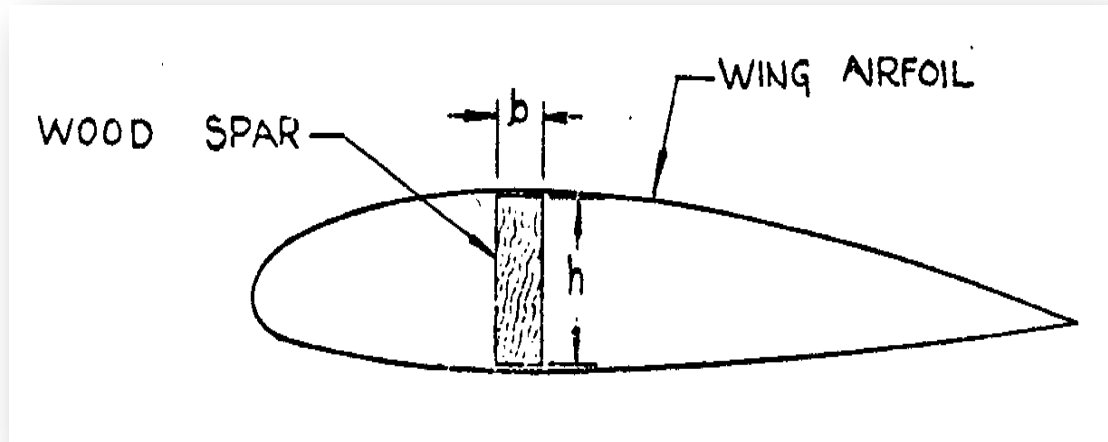
Si asumimos una sola viga o larguero del ala colocada al 25% de la línea de cuerda soporta toda la carga primaria del ala doblada, las presiones o esfuerzos producidos son función directa del tamaño y sección, características del larguero. Como un ejemplo se asume que el larguero tiene una sección rectangular.

Las cargas dobladas entonces producen una presión compresora sobre la superficie superior y una correspondiente presión tensa igual en la superficie más inferior. De esta manera la presión de compresión determinará el mínimo tamaño de la sección del larguero que casi realizará el momento último sin fallos. La presión de las fibras de la parte exterior del larguero es igual a 6 veces del momento del doblamiento de la raíz de ala, dividido por el ancho por la altura al cuadrado:

$$\text{Esfuerzo} = \frac{6 \times (\text{Momento de la raíz del ala})}{(b) \times (h)^2}$$

Todas las dimensiones están en pulgadas y el nivel del esfuerzo esta en libras por pulgada al cuadrado. Note que la altura (o profundidad) del larguero tiene un efecto mucho mayor sobre el esfuerzo de lo que hace el ancho, (ver figura 65).

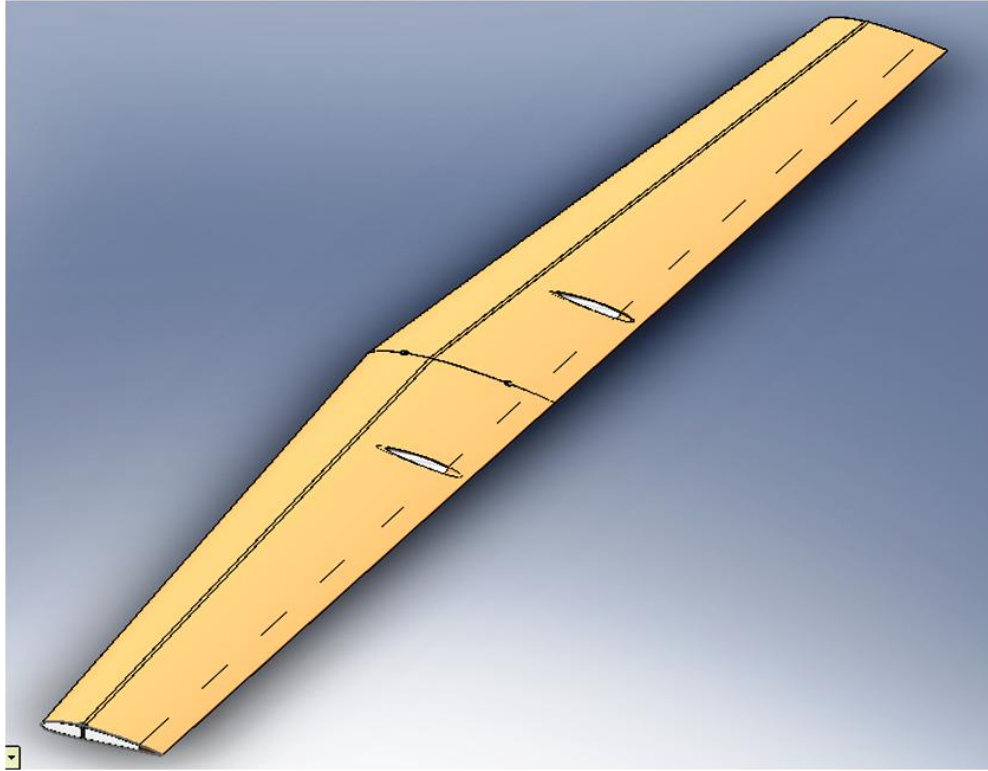
**Figura 65.** Sección del larguero del Ala.



**Fuente:** Diseño de aviones Ultraligeros por R.W. Hovey

En el ejemplo que se muestra hemos usado una sección de larguero simple rectangular. En los diseños de aviones más grandes el larguero es bastante profundo para permitir una reducción de peso por remover el material en la mitad de la sección del cruce del larguero. El análisis de carga en este caso se vuelve mas complejo, sin embargo, puede aproximarse al efecto del removiendo del material por figurar primero el larguero como un rectángulo completo entonces arrastrando el momento llevado la capacidad de la sección removida.

**Figura 66.** Planos sustentadores



- **Material:**

El material del cual están compuestas las alas lo podemos clasificar como material compuesto ya que se encuentra formado por una matriz de EPS y un revestimiento en madera Balso, con el fin de ser lo más liviano posible y soportar los impactos al mismo tiempo con el costo más bajo de fabricación. Las tablas 23 y 24 que se muestran a continuación poseen las propiedades físicas de los materiales empleados, estas son solidarias con el software de análisis SolidWorks 2007 ya que por medio de estas se enriquece la base de datos del programa, para este y futuros análisis donde se empleen estos nuevos materiales. Según las características físicas del material el modelo escogido para el análisis fue el Lineal Elástico Isotrópico, el cual describa su selección en la Tabla 22.

**Tabla 22.** Propiedades físicas de la madera balsa.

Tropical Balsa Wood			
Categories:	Wood and Natural Products; Wood; Hardwood		
Key Words:	<i>Ochroma lagopus</i> , Lumber, Timber		
Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	0.160 g/cc	0.00578 lb/in <sup>3</sup>	Air Dry (12-15% Moisture Content)
Cell Length	2.20 mm	0.0866 in	Mature Wood
Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Hardness, Wood Indentation	400 N	89.9 lb (f)	Side
Tensile Strength, Ultimate	1.00 MPa	145 psi	Perpendicular to Grain
	73.0 MPa	10600 psi	Axial
Modulus of Rupture	0.0190 GPa	2.76 ksi	Static Bending
Flexural Modulus	2.55 - 3.17 GPa	370 - 460 ksi	Static Bending
Compressive Yield Strength	6.90 - 9.00 MPa	1000 - 1310 psi	Parallel to Grain
	1.00 MPa	145 psi	Perpendicular to Grain
Shear Strength	1.10 MPa	160 psi	Orientation Unknown
Impact	2.20	2.20	J/cm <sup>2</sup> Toughness
Thermal Properties	Metric	English	Comments
Shrinkage	0.600 %	0.600 %	Axial; Green to Zero Moisture
	2.40 %	2.40 %	Radial; Green to Zero Moisture
	4.40 %	4.40 %	Tangential; Green to Zero Moisture
	7.50 %	7.50 %	Volumetric; Green to Zero Moisture

**Tabla 23.** Propiedades físicas del Icopor (poliestireno expandido).

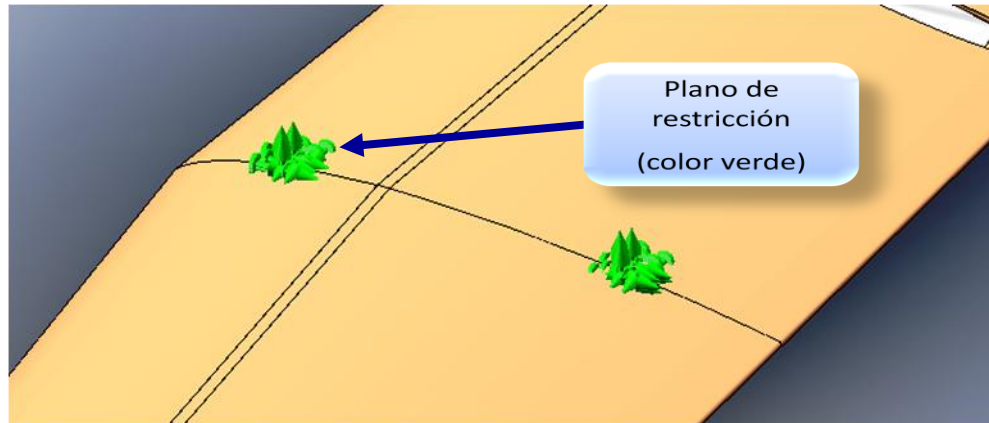
Overview of materials for Expanded Polystyrene (EPS)			
Categories:	Polymer; Thermoplastic; Polystyrene; Expanded Polystyrene (EPS)		
Physical Properties	Metric	English	Comments
Bulk Density	0.0100 - 0.640 g/cc	0.000361 - 0.0231 lb/in <sup>3</sup>	Average value: 0.473 g/cc Grade Count:94
Density	0.00800 - 0.100 g/cc	0.000289 - 0.00361 lb/in <sup>3</sup>	Average value: 0.0231 g/cc Grade Count:160
Water Absorption	0.800 - 9.00 %	0.800 - 9.00 %	Average value: 2.95 % Grade Count:7
Particle Size	400 - 3150 Åµm	400 - 3150 Åµm	Average value: 1380 Åµm Grade Count:13
Bead Size	0.200 - 3.20 mm	0.00787 - 0.126 in	Average value: 0.994 mm Grade Count:78
Maximum Moisture Content	0.200	0.200	Average value: 0.200 Grade Count:13
Chemical Properties	Metric	English	Comments
Styrene Content	0.0500 - 0.100 %	0.0500 - 0.100 %	Average value: 0.0991 % Grade Count:57
Blowing Agent Content	4.00 - 6.80 %	4.00 - 6.80 %	Average value: 5.71 % Grade Count:78
Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Flexural Yield Strength	0.0750 - 3.17 MPa	10.9 - 460 psi	Average value: 0.552 MPa Grade Count:11
Compressive Yield Strength	0.0549 - 1.07 MPa	7.97 - 155 psi	Average value: 0.230 MPa Grade Count:12

- **Restricción:**

Hemos propuesto para el análisis de las alas, un ala completa sin división alguna, la cual simulamos restringiendo cualquier movimiento en sus orificios de sujeción al fuselaje como lo muestra la Figura 67. Esta sometida a una fuerza uniformemente distribuida en dirección normal en toda la línea de acción, la cual es similar a una viga como lo indica la figura 68, esta pieza fue calculada bajo la simulación de material compuesto el cual tiene

una matriz de EPS revestida de madera balsa, el cual presenta una unión inamovible entre las superficies gracias al pegamento epóxico.

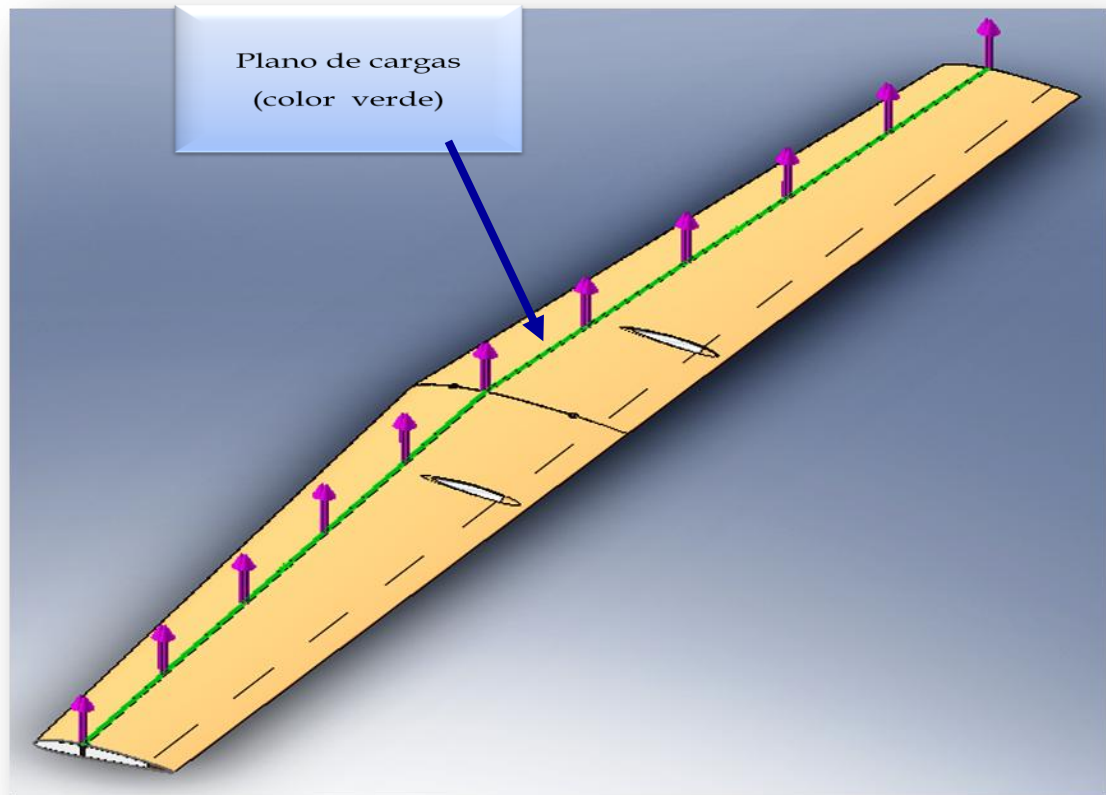
**Figura 67.** Restricción Plano sustentador



- **Carga:**

La carga estimada para la superficie de sustentación está en 10.774 Kg correspondiente a la fuerza necesaria para sustentar la aeronave, como lo pre-anunciamos esta sometida a una fuerza uniformemente distribuida en dirección normal en toda la línea de acción, la cual es similar a una viga, debemos aclarar que para el sometimiento de carga

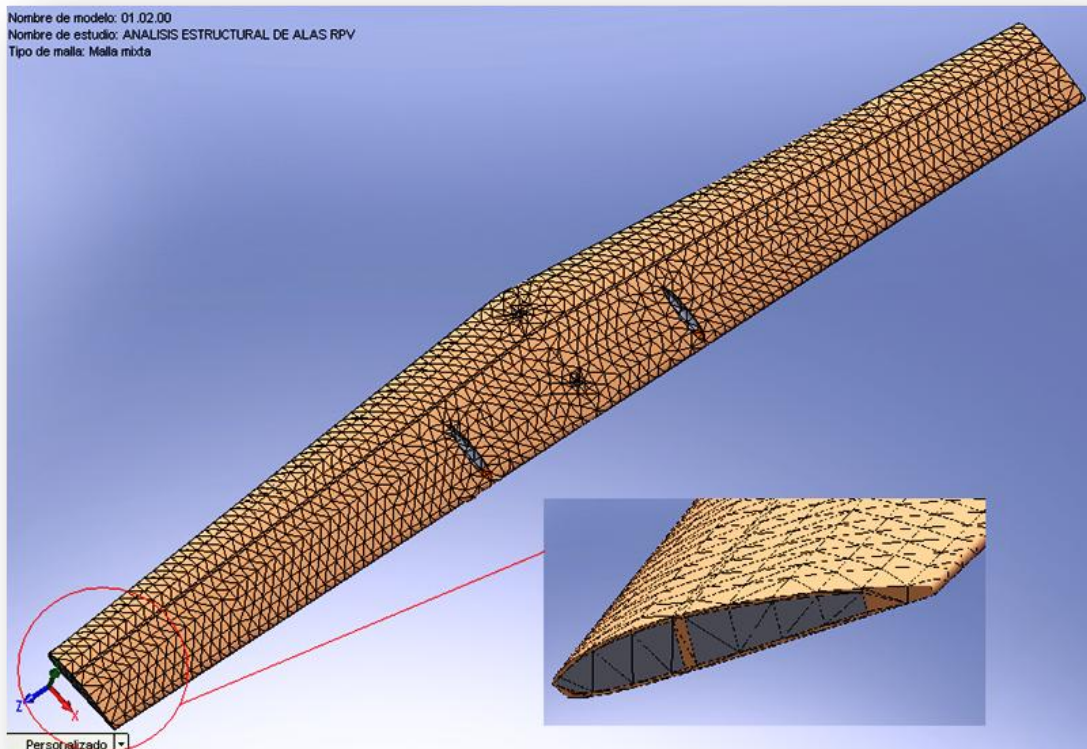
**Figura 68.** Planos llevados a cargas.



- **Enmallado ambos materiales:**

Es la subdivisión de la superficie en fragmentos de menor tamaño llamados elementos; con el fin de calcular diferencialmente la carga en cada una de las secciones de la subdivisión, para un posterior análisis integral; tamaño de elementos 19.315mm, fue necesario establecer dos tipos de elementos, tetraédricos y Shell para los materiales EPS y Balso respectivamente. Cabe destacar la función de la operación *contactos* que nos ayudo a simular el trabajo desempeñado por el pegante, esta función *contactos* toma las caras que se tocan y las junta nodo a superficie y las convierte en una superficie de unión rígida, tal cual pegante.

**Figura 69.** Enmallado plano sustentador compuesto (Balso - Icopor).



Una vez realizado esto ante la duda de que el programa pudiera realizar dicho análisis este arrojó resultados completamente fuera de la realidad siendo esto desconcertante ante la poca experiencia en el uso de este programa, se hizo necesario el enmallado de un solo material, para el análisis se tomo el ala con solo el enchape en madera balsa.

- **Enmallado Planos de madera Balso.**

Es la subdivisión de la superficie en fragmentos de menor tamaño llamados elementos; con el fin de calcular diferencialmente la carga en cada una de las secciones de la subdivisión, para un posterior análisis integral; tamaño

de elementos 19.315mm, fue necesario establecer los elementos en Shell para el material Balso respectivamente

**Figura 70.** Enmallado plano sustentador (madera balsa).

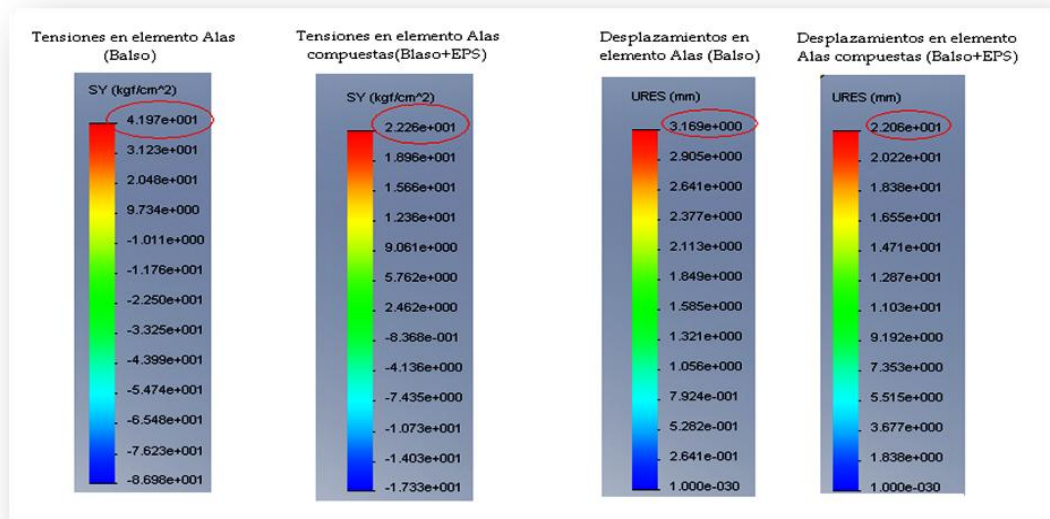
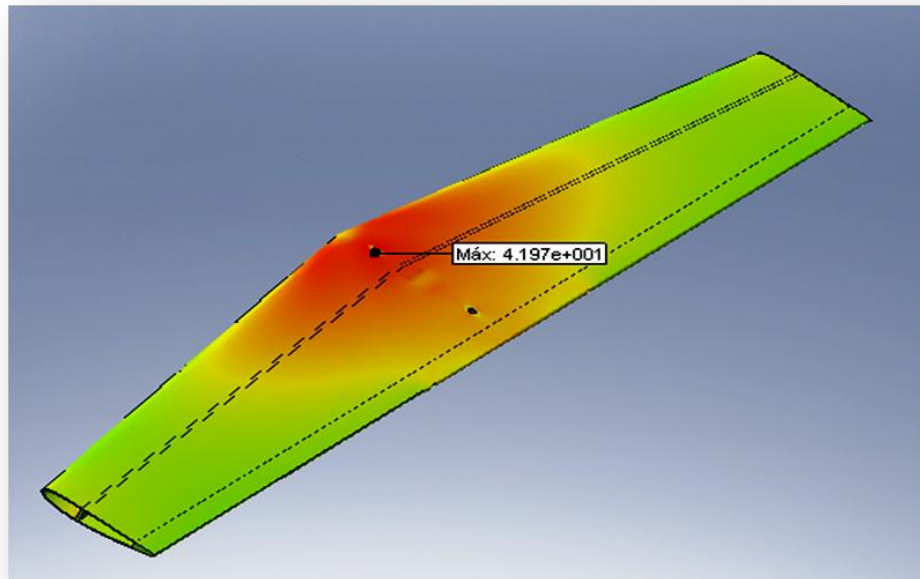


- **Análisis de Resultados:**

Los planos sustentadores al ser el elemento que más esfuerzos soporta, se observa un comportamiento esperado, como esta superficie de los planos o alas, estarán expuesto a mayor esfuerzos que el interior de estas mismas, presentando esfuerzos máximos en la parte inferior de su planta (Intrados) como lo muestra la figura 71 este análisis de resultados es basado en el modelo de deformaciones por tensión en el eje vertical "Y", constructivamente se realizara un brazo diedral de madera de pino, con refuerzo en fibra de vidrio

de poliéster el cual es su superficie, con esto evitaremos desprendimiento de la madera de balsa al poliestireno.

**Figura 71.** Análisis de resultados.



### 2.6.2. Montantes de estabilizadores:

- **Material:** Estas piezas están diseñadas en fibra de vidrio, que también se encuentra clasificado como un material compuesto, fabricada por medio del moldeo como lo explicamos anteriormente al inicio del análisis CAE.

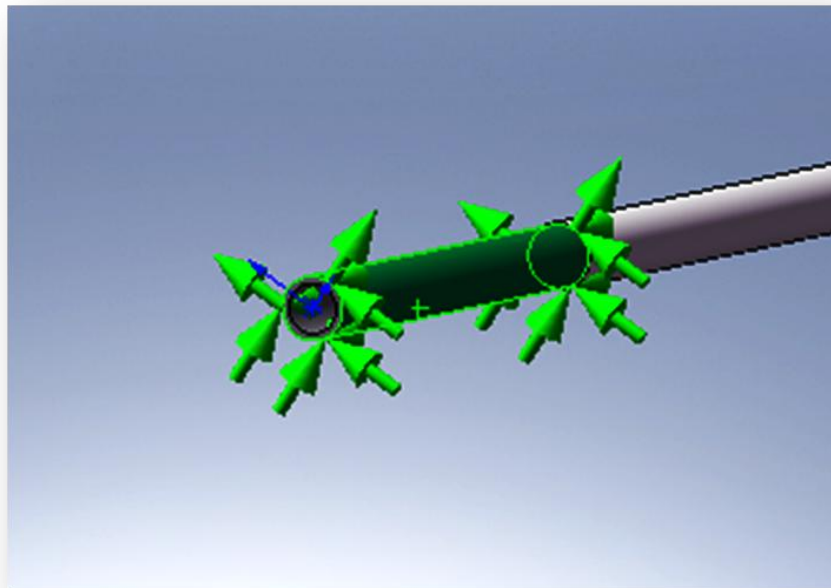
**Tabla 24.** Propiedades Fibra de vidrio.

C-GLASS FIBER, GENERIS			
Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	2.52 - 2.56 g/cc	0.0910 - 0.0925 lb/in <sup>3</sup>	
Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Tensile Strength, Ultimate	3310 MPa	480000 psi	
	5380 MPa	780000 psi	
	@Temperature -190 Å°C	@Temperature -310 Å°F	
Elongation at Break	4.80 %	4.80 %	
Modulus of Elasticity	68.9 GPa	9990 ksi	
Poissons Ratio	0.276	0.276	
Shear Modulus	27.0 GPa	3920 ksi	Calculated
Electrical Properties	Metric	English	Comments
Dielectric Constant	6.90	6.90	
	@Frequency 1e+6 Hz	@Frequency 1e+6 Hz	
Dissipation Factor	0.00850	0.00850	
	@Frequency 1e+6 Hz	@Frequency 1e+6 Hz	
Thermal Properties	Metric	English	Comments
CTE, linear	6.30 Åµm/m-Å°C	3.50 Åµin/in-Å°F	
	@Temperature 20.0 Å°C	@Temperature 68.0 Å°F	
	6.30 Åµm/m-Å°C	3.50 Åµin/in-Å°F	
	@Temperature -30.0 - 250 Å°C	@Temperature -22.0 - 482 Å°F	
Specific Heat Capacity	0.787 J/g-Å°C	0.188 BTU/lb-Å°F	
	@Temperature 23.0 Å°C	@Temperature 73.4 Å°F	
	0.900 J/g-Å°C	0.215 BTU/lb-Å°F	
	@Temperature 200 Å°C	@Temperature 392 Å°F	
Thermal Conductivity	1.10 W/m-K	7.63 BTU-in/hr-ft <sup>2</sup> -Å°F	

- **Restricción:**

Estos se analizan como vigas empotradas, asumiendo fija toda la sección incrustada en el alma del ala como lo indica la figura 72.

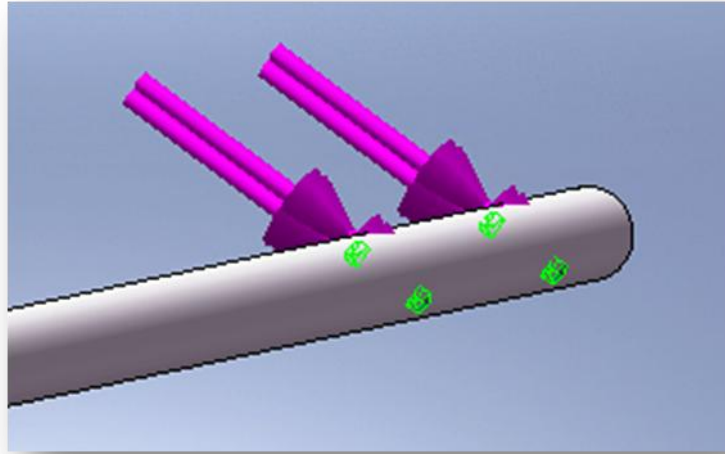
**Figura 72.** Montantes como vigas empotradas



- **Carga:**

Esta se encuentra en el extremo opuesto a las alas y se define puntual en los orificios de amarre, La carga para los montantes está estimada en 5 Kg dividida en dos, por el número de montantes que la soportan al igual que las alas el método de análisis es el de tensión normal máxima en el eje vertical el cual arroja los valores de tensiones y deformaciones en el eje vertical "Y".

**Figura 73.** Cargas Sobre montantes



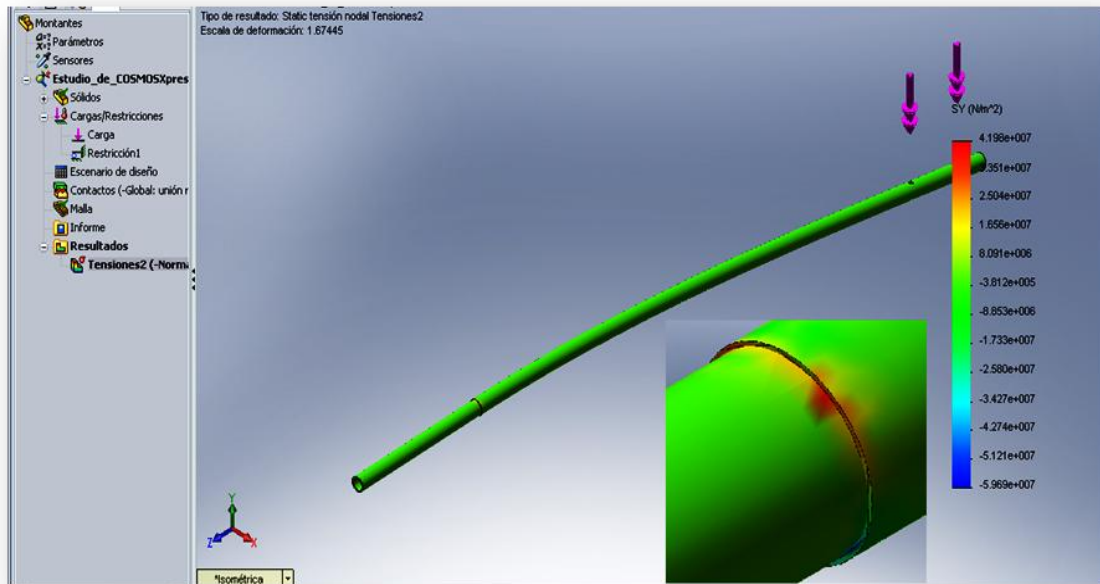
- **Enmallado:**

Tamaño de elementos 10.300mm, de enmallado fino con el fin de obtener una imagen clara de la distribución de tensiones en el punto crítico.

- **Análisis de Resultados:**

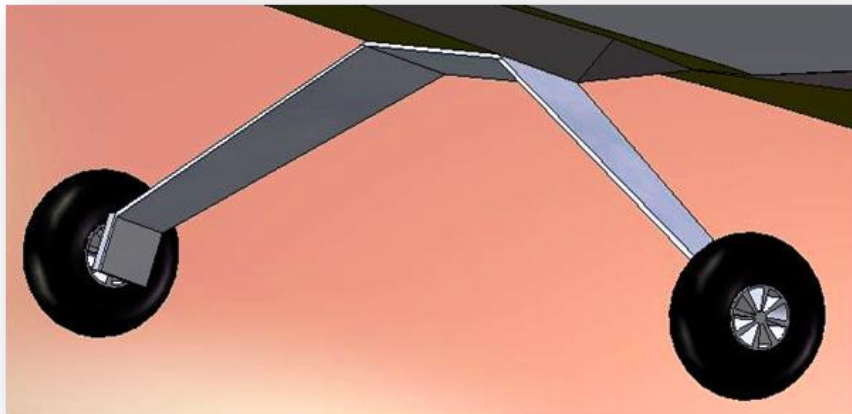
Los montantes o elementos encargados de soportar los estabilizadores, se colocan en segundo lugar en cuanto a criticidad, ya que los esfuerzos de momentos aerodinámicos son elevados, por tanto se hizo necesario colocar un soporte en epóxico de tipo cuadrado en ciprés para contrarrestar y aumentar la rigidez hasta un punto de no quiebre de dichos elementos.

Figura 74. Análisis de resultados Montantes.



### 2.6.3. Tren de aterrizaje principal:

Figura 75. Tren de Aterrizaje Principal



- **Material:**

Esta pieza está diseñada en aluminio 7075-T6 es un material de fuerza, muy usado para partes estructurales que ofrece resistencia a la corrosión y a la ruptura, y que hace parte de los materiales mas utilizados en la industria aeronáutica.

**Tabla 25.** Propiedades Aluminio 7075-T6

Aluminum 7075-T6; 7075-T651			
Categories:	Metal; Nonferrous Metal; Aluminum Alloy; 7000 Series Aluminum Alloy		
	Applications: Aircraft fittings, gears and shafts, fuse parts, meter shafts and gears, missile parts, regulating valve parts, worm gears, keys, aircraft, aerospace and defense applications; bike frames, all terrain vehicle (ATV) sprockets.		
Physical Properties			
	Metric	English	Comments
Density	2.81 g/cc	0.102 lb/in <sup>3</sup>	AA; Typical
Mechanical Properties			
	Metric	English	Comments
Hardness, Brinell	150	150	AA; Typical; 500 g load; 10 mm ball
Hardness, Knoop	191	191	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Rockwell A	53.5	53.5	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Rockwell B	87	87	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Vickers	175	175	Converted from Brinell Hardness Value
Ultimate Tensile Strength	572 MPa	83.0 ksi	AA; Typical
Tensile Yield Strength	503 MPa	73.0 ksi	AA; Typical

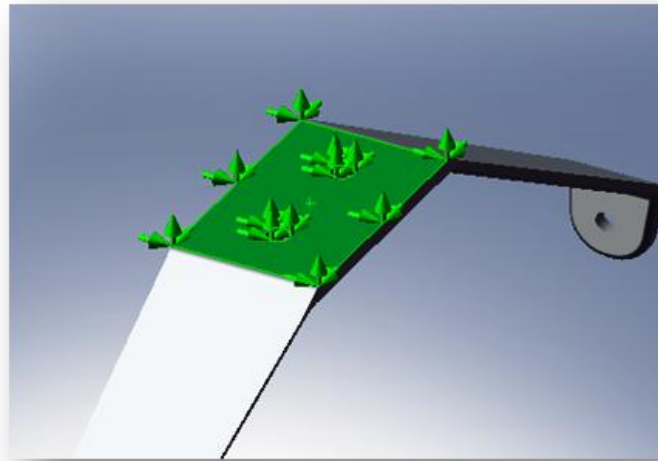
Elongation at Break	11.0 %	11.0 %	AA; Typical; 1/16 in. (1.6 mm) Thickness
	11.0 %	11.0 %	AA; Typical; 1/2 in. (12.7 mm) Diameter
Modulus of Elasticity	71.7 GPa	10400 ksi	AA; Typical; Average of tension and compression. Compression modulus is about 2% greater than tensile modulus.
Poissons Ratio	0.330	0.330	
Fatigue Strength	159 MPa	23000 psi	completely reversed stress; RR Moore machine/specimen
	@# of Cycles 5.00e+8	@# of Cycles 5.00e+8	
Fracture Toughness	20.0 MPa-m <sup>1/2</sup>	18.2 ksi-in <sup>1/2</sup>	K(IC) in S-L Direction
	25.0 MPa-m <sup>1/2</sup>	22.8 ksi-in <sup>1/2</sup>	K(IC) in T-L Direction
	29.0 MPa-m <sup>1/2</sup>	26.4 ksi-in <sup>1/2</sup>	K(IC) in L-T Direction
Machinability	70%	70%	0-100 Scale of Aluminum Alloys
Shear Modulus	26.9 GPa	3900 ksi	
Shear Strength	331 MPa	48000 psi	AA; Typical
Electrical Properties	Metric	English	Comments
Electrical Resistivity	0.00000515 ohm-cm	0.00000515 ohm-cm	AA; Typical
	@Temperature 20.0 Å°C	@Temperature 68.0 Å°F	
Thermal Properties	Metric	English	Comments
CTE, linear	23.6 Åµm/m-Å°C	13.1 Åµin/in-Å°F	AA; Typical; average over range
	@Temperature 20.0 - 100 Å°C	@Temperature 68.0 - 212 Å°F	
	25.2 Åµm/m-Å°C	14.0 Åµin/in-Å°F	average
	@Temperature 20.0 - 300 Å°C	@Temperature 68.0 - 572 Å°F	
Specific Heat Capacity	0.960 J/g-Å°C	0.229 BTU/lb-Å°F	
Thermal Conductivity	130 W/m-K	900 BTU-in/hr-ftÅ²-Å°F	AA; Typical at 77Å°F
Melting Point	477 - 635.0 Å°C	890 - 1175 Å°F	AA; Typical range based on typical composition for wrought products 1/4 inch thickness or greater. Homogenization may raise eutectic melting temperature 20-40Å°F but usually does not eliminate eutectic melting.
Solidus	477 Å°C	890 Å°F	AA; Typical

Liquidus	635.0 Å°C	1175 Å°F	AA; Typical
<b>Processing Properties</b>			
	Metric	English	Comments
Annealing Temperature	413 Å°C	775 Å°F	
Solution Temperature	466 - 482 Å°C	870 - 900 Å°F	
Aging Temperature	121 Å°C	250 Å°F	
<b>Component Elements Properties</b>			
	Metric	English	Comments
Aluminum, Al	87.1 - 91.4 %	87.1 - 91.4 %	As remainder
Chromium, Cr	0.18 - 0.280 %	0.18 - 0.280 %	
Copper, Cu	1.20 - 2.0 %	1.20 - 2.0 %	
Iron, Fe	<= 0.50 %	<= 0.50 %	
Magnesium, Mg	2.10 - 2.90 %	2.10 - 2.90 %	
Manganese, Mn	<= 0.30 %	<= 0.30 %	
Other, each	<= 0.050 %	<= 0.050 %	
Other, total	<= 0.15 %	<= 0.15 %	
Silicon, Si	<= 0.40 %	<= 0.40 %	
Titanium, Ti	<= 0.20 %	<= 0.20 %	
Zinc, Zn	5.10 - 6.10 %	5.10 - 6.10 %	

- **Restricción:**

Este se analiza con el plano seleccionado fijo, ya que en él se pega con epóxico, mas la fijación de la tornillería ala tapa del fuselaje por seguridad.

**Figura 76.** Cargas para el Tren aterrizaje principal



- **Carga:**

La fuerza que impacta el tren es la masa de la aeronave multiplicado por la velocidad con la que llega al suelo dividido entre el tiempo que está deformándose. Para hallar este tiempo tengo que saber la aceleración que tendría el punto más elevado de la aeronave desde que ésta toca el suelo hasta que se para. Las condiciones del aterrizaje se suponen semi-forzosas, es decir a velocidad de crucero con dominio de mandos.

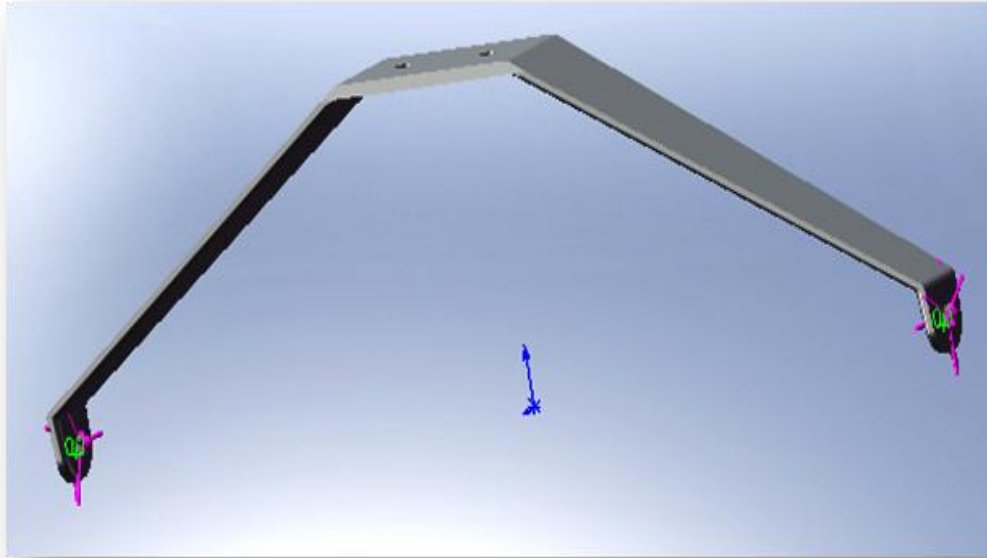
$$a = \frac{(V_0)^2}{2d} = \frac{(11,11ms)^2}{2 * 1,075 \cdot 10^{-3} m} = 574102,79ms^{-2}$$

$$t = \frac{V_0}{a} = \frac{11,11ms^{-1}}{574102,79ms^{-2}} = 19,35 \cdot 10^{-4} s$$

$$F = \frac{m \cdot V_0}{t} = \frac{2,874 Kg * 11,11ms^{-1}}{19,35 \cdot 10^{-4} s} = 165025 N$$

La carga estimada para el tren esta en 165025 N referida a la fuerza de impacto del prototipo al aterrizar teniendo en cuenta las condiciones de aterrizaje antes dicha.

**Figura 77.** Posición del tren principal y punto de apoyo.



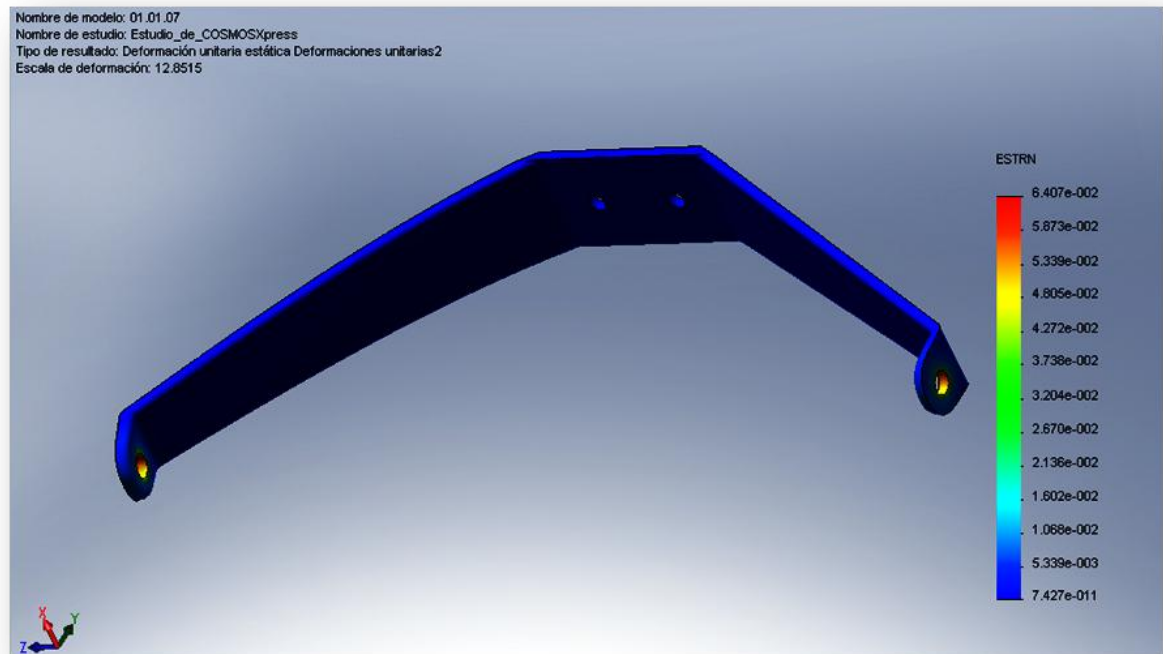
- **Enmallado:**

Tamaño de elementos 24 mm.

- **Análisis de Resultados:**

Tren de aterrizaje principal calculado en material aluminio se observa un comportamiento estable en toda su superficie, presenta una alta durabilidad en fatiga, al calificarse como material flexible. La Figura 82 muestra la posible ruptura, Las tomas de aterrizajes serán los puntos a analizar cuando se tenga el modelo listo.

**Figura 78.** Análisis de resultados.



## 2.7 CONSTRUCCION DE LOS PROTOTIPOS

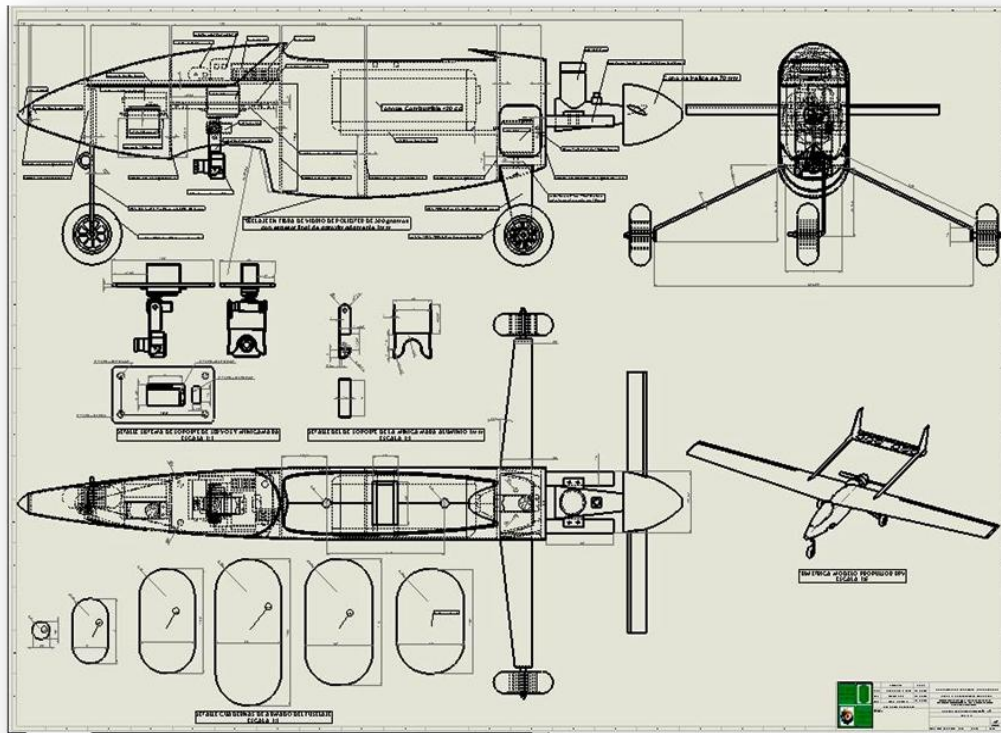
- **Planos del Aeromodelo propulsor**

Para la construcción del modelo se desarrollaron tres planos, que comprenden fuselaje, planos sustentadores y estabilizadores de cola o empenaje, su conjunto dan como resultado el aeromodelo.

- **Fuselaje**

Cuerpo del avión donde van colocados la mayoría de los elementos de control y la carga útil, su diseño se basó en la forma de un perfil aerodinámico en su vista lateral y superior para mejor rendimiento y autonomía.

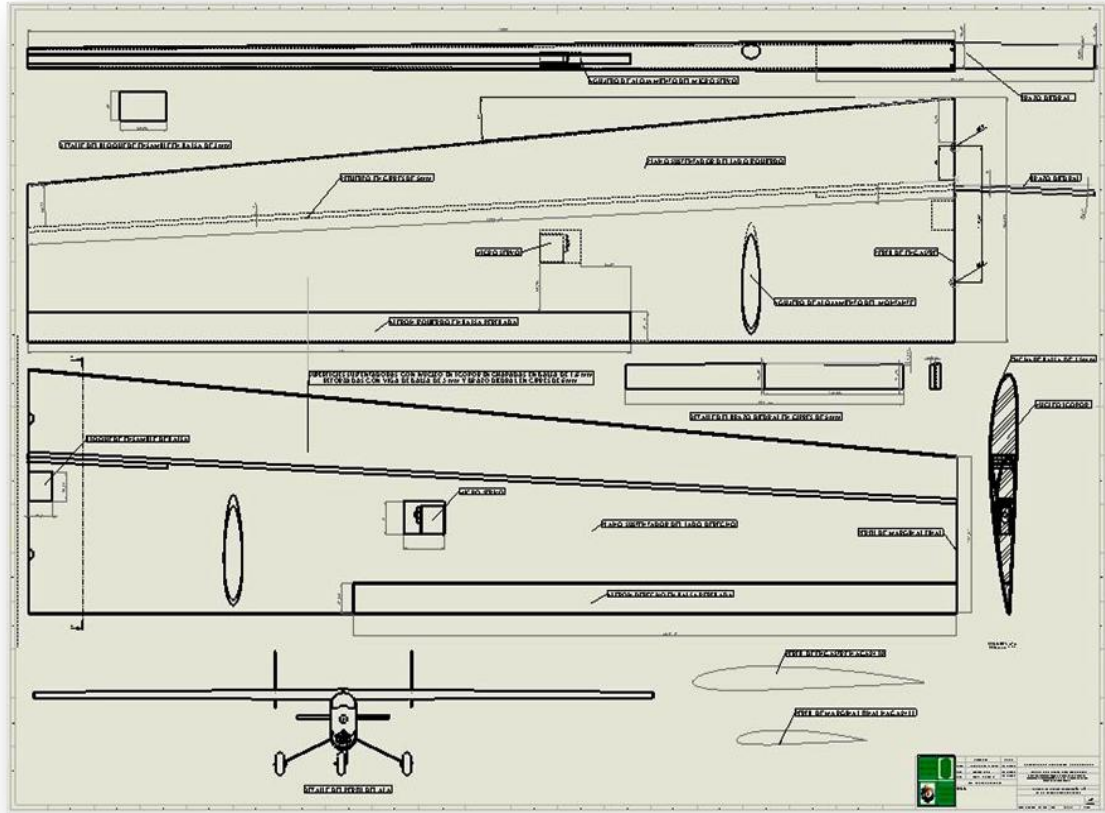
Figura 79. Plano fuselaje aeromodelo propulsor



➤ **Planos sustentadores**

Paquete aerodinámico de alas ahusadas en dos secciones iguales pero opuestas su perfil aerodinámico muy reconocido NACA2412 no tienen diedro central y estas construidas en una combinación de materiales como el icopor y enchape en madera de balsa con refuerzo internos en ciprés, viga central y diedral de unión.

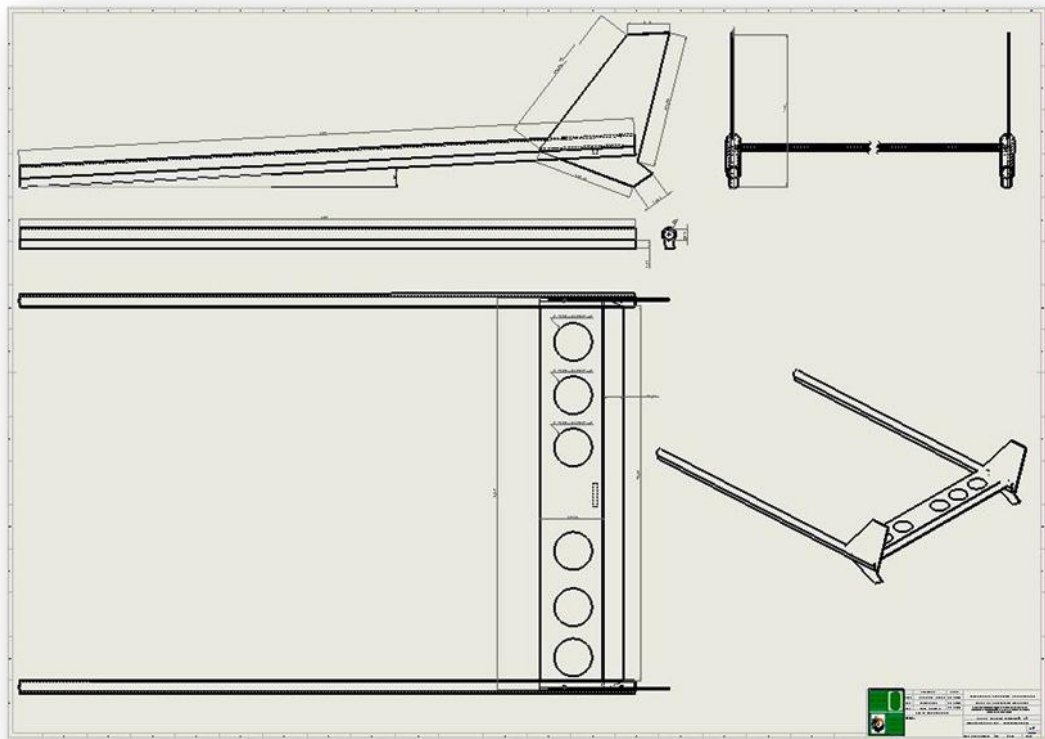
Figura 80. Plano de alas del aeromodelo propulsor



➤ **Estabilizadores y superficies de control**

El empenaje del avión esta compuesto por dos montantes que salen de ambos semiplanos un estabilizador y timón elevador que los une en su parte final y dos estabilizadores verticales en paralelo.

**Figura 81.** Plano de estabilizadores y superficies de control.



- **Proceso de construcción del fuselaje**

Para el fuselaje su construcción se realizo en fibra de vidrio de poliéster, y resina preparada, el molde de icopor convencional. Se dio acabado con masilla de hueso duro con una capa de pintura de base.

- **Materiales**

- Tela de fibra de poliéster aproximadamente medio kilo.
- 1 kilo de resina preparada y frasco de tinner.
- 1 frasco de catalizador, colbón madera, pegante epóxico.
- Masilla de hueso duro rosado, pegante instantáneo

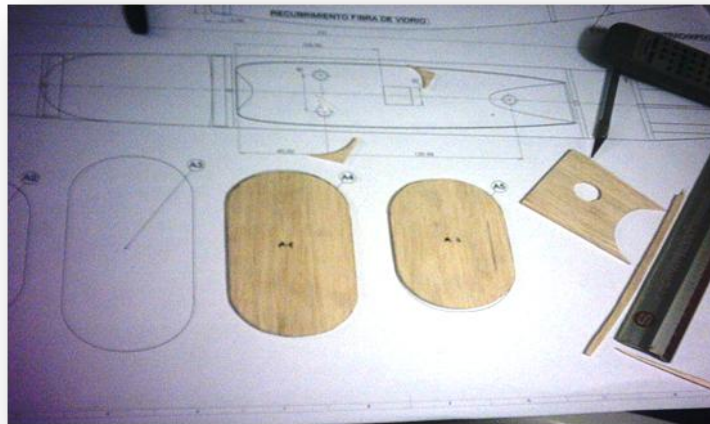
- 2 laminas de 100cm x 20cm x 5cm de Icopor y lija 150.
- 1 lamina de Balsa de 150 x 4 mm y alfileres.

➤ **Proceso paso a paso**

1. Se imprimen sobre la lámina de balsa la forma de las cuadernas principales para proceder a cortarlas y darles acabado con lija.

**Figura 82.** Proceso de corte de las cuadernas.





2. Una vez cortadas preparamos la lámina de icopor para darle la forma de perfil del fuselaje según el plano a escala 1:1, allí ira indicada la posición de cada una de estas cuadernas que serán pegadas con colbón madera. Esto con el fin de darle forma al fuselaje con lija ver imágenes.

Figura 83. Proceso de pegado y lijado del icopor para el molde.



3. Una vez terminado el molde en icopor se procede al fundir la ficha pieza en fibra de vidrio como molde perdido se le agregan dos capas de tela para lograr un acabado y espesor recomendado de aproximadamente 1mm luego finalmente se agrega la masilla de hueso duro para tapar las imperfecciones y lograr un mejor acabado.

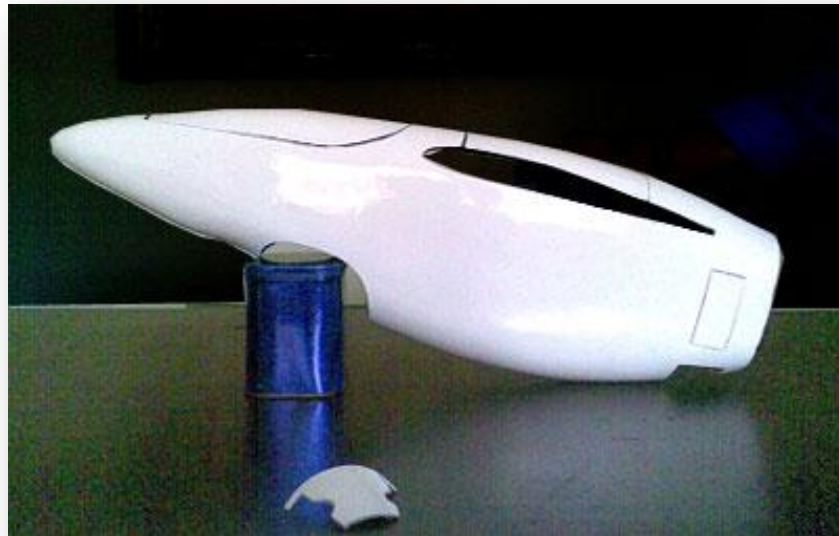
**Figura 84.** Proceso de fundido en fibra y acabado del fuselaje.





4. El proceso final es abrir las ranuras, compuertas y cama del ala para colocar las cuadernas constructoras de triplex en su sitio según el plano y pegarlas, todo esto para finalmente realizar el pintado en color blanco hueso e interior en negro mate, con pintura de aceite.

**Figura 85.** Proceso de pintado.



5. En esta etapa solo queda colocar los equipos abordo, tren de aterrizaje y planta motriz.

**Figura 86.** Detalles finales y colocación de equipo de radio.



- **Proceso de construcción planos sustentadores**

Construcción alas en núcleo de icopor, cortados con hilo caliente, y enchapadas en balsa de 2 milímetros, pegante usado colbón madera, se debe dejar secar por 3 días para luego darles acabado, colocar borde ataque y borde de fuga, finalmente recubrir con un papel especial termoplástico.

### ➤ **Materiales**

- 2 laminas de icopor
- Laminas de balsa de 150 x 2mm
- Listones de balsa perfilados para los alerones
- Listones de balsa de media caña de 10 para borde de ataque
- Colbón madera
- Pegante epóxico 6 minutos
- Pegante instantáneo
- alfileres

### ➤ **Proceso paso a paso**

1. En la construcción de las alas se empieza por cortar las laminas de icopor con la forma de los perfiles solicitados NACA2412, para esto se hace uso de una cortadora de CNC de icopor, en las imágenes podemos ver que mediante un software se selecciona o introduce los perfiles solicitados para que esta dependiendo de la planta alar, realice el corte respectivo con una exactitud bastante aceptable.

**Figura 87.** Proceso de corte del icopor por CNC.



2. Una vez cortadas los paquetes aerodinámicos se procede al enchapado en balsa, proceso bastante complejo y mucho cuidado:
  - Primero se unen las láminas de balsa ya que estas no dan el ancho de las alas.

- Segundo se procede al enchape añadiendo el pegante a lo largo del icopor para luego colocar las laminas unidas de enchape.
- Tercero se une los intrados y extradós del perfil en el borde de fuga y ataque con las misma cinta que se uso para unir las laminas de balsa, finalmente se deja secar por unos 3 días.

**Figura 88.** Proceso de enchape de balsa.



3. Ya secas se realiza la unión de estas semialas por medio del diedral de unión principal, añadiendo a la superficie por la parte exterior tela de fibra de vidrio para mejorar dicha unión, finalmente en este paso se colocaran los cables, servos se realizaran las ranuras y puertas de accesos a los servos, como también, colocar el borde de fuga, ataque y listones para los tornillos centrales. Con todo este puesto se realiza el lijado general de la superficie.

**Figura 89.** Proceso de unión y adecuación de las alas.



4. Posteriormente se realiza el forrado del papel termoplástico, adecuación y construcción del estabilizador trasero y detalles finales.

**Figura 90.** Proceso de forrado y detalles finales.



### **3. PRUEBAS DE VUELO Y ANALISIS DE RESULTADOS**

Una vez concluida la fase de diseño y construido el modelo, procedemos a las pruebas del prototipo, dichas pruebas se dividen en 3 fases:

- Primera fase trabajos de pista: Allí analizaremos el comportamiento del aeromodelo en tierra, taxeo y carrera de despegue.
- Segunda fase prevuelos: una vez analizado el modelo dinámicamente se realizan los primero decolajes de baja altura.
- Tercera fase el avión ya estando en vuelo se analiza el comportamiento de la cámara y llegan a conclusiones sobre la posición, manejo u operación del sistema.

#### **3.1. TRABAJOS DE PISTA**

Estas se realizaron en las noches, se inicio con el rodaje del motor nuevo, ver figura. Todas las pruebas se realizaron en la cancha de fútbol de la UIS.

**Figura 91.** Trabajos de pista y rodaje del motor



Las pruebas de taxeo arrojaron los primeros datos acerca de la estabilidad en tierra del avión, ver figura.

**Figura 92.** Pruebas de taxeo



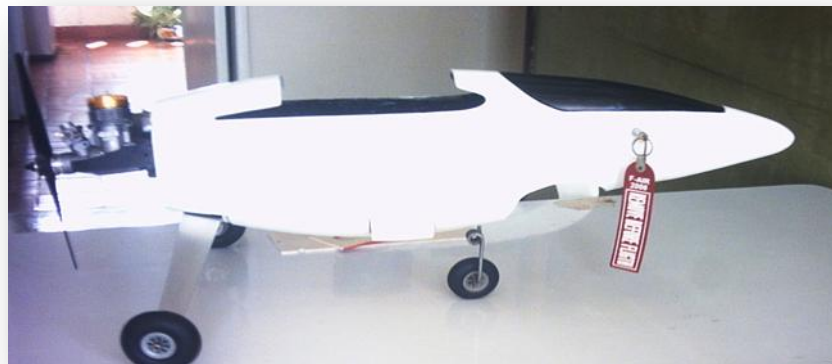
Durante este proceso el avión se volcaba cuando alcanzaba velocidad, ver figura.

**Figura 93.** Volcamiento modelo en pista.



En la figura se observa la posición del tren de nariz, dicha posición para que no estorbara en la imágenes frontales de la cámara, pero sacrificando estabilidad, haciendo mas peso la seguridad y estabilidad en el despegue del avión se opta por realizar el cambio del tren de nariz hacia la parte de adelante casi en la punta de la nariz, ver figura.

**Figura 94.** Vista lateral tren de nariz antes y después.





### 3.2. PREVUELOS

Los prevuelos consisten en aceleración con intentos de despegue a lo largo de la pista, con esta fase se asegura la confianza en tierra del aparato antes de iniciar vuelo

**Figura 95.** Modelo en carrera de despegue cancha 1ro de Mayo UIS.



Se realizaron un total de cuatro de días de prevuelos, donde se probaron y fueron corrigiendo unos cuantos problemas como:

- Revirado de alas, el avión ya en el aire tenía tendencia a irse hacia la izquierda, ver figura. Esto se debe principalmente en la construcción o mejor durante el forrado de dichas alas al ser por tensión del material que se recubre este tiene la capacidad de crear doblamiento de las alas. Solución corregir con trim el avión en pleno vuelo.

**Figura 96.** Prevuelos con problemas de desbalance.





- ➔ Desbalance, este fenómeno es muy común en modelos nuevos ya que solo se tiene una pequeña aproximación de cómo el avión se va a comportar en el aire realmente, el avión fue balanceado según los cálculos realizados en el papel como resultado al avión le faltaba peso en la nariz, este realizaba tomas de despegue muy bruscas, ver foto. La solución inmediata fue la de colocar mas lastre en la nariz, pero debido al exceso de peso se tuvo que realizar un cambio drástico en el timón y estabilizador de cola se cambio a un estabilizador doble convencional, este cambio ayudo a mejorar su balance al no contar con dos servos en la cola sino uno sin sacrificar peso en el avión. Ver foto.

**Figura 97.** Modelo en carrera de despegue desbalance por peso.



**Figura 98.** Cambio del tren de nariz.



- ➔ Problemas mecánicos y logísticos, como rompimiento de mangueras, daño en el tren de nariz por soportar tantos golpes y maneta de mando muy frágil, sobrecalentamiento del motor por su posición trasera necesita estar en movimiento para que exista transferencia de calor.

Una vez corregidos estos problemas el último día realizamos una serie de semi vuelos o saltos exitosos

### **3.2.1. VUELOS**

El primer vuelo se realizó en la pista de aeromodelismo de la Asociación Club de Aeromodelismo Bucaramanga, que muy comedidamente nos hicieron el favor de prestarnos las instalaciones. Fueron dos días de pruebas donde desafortunadamente el primer día ocurrió un accidente debido a que los montantes de las alas entraron comenzaron a vibrar tanto que se perdió control del estabilizador y se estrelló a unos 80 metros de la cabecera de la pista. Ese mismo día se realizaron los arreglos pertinentes siendo estos resueltos rápidamente y comenzar los vuelos para el siguiente fin de semana ya que solo se permitía el uso de la pista los sábados.

#### **➤ DIA 2 VUELO PISTA AEROMODELISMO**

El modelo se balanceó según la experiencia obtenida con anterioridad y fue carburado sin problemas el equipo de adquisición de datos no fue montado por seguridad mientras se realizaba su vuelo de mas altura

**Figura 99.** Modelo en taxeo instalaciones Club.



El primer decolaje fue exitoso de este se realizaron las corrección en vuelo de los trim, ver fotos, se probaron maniobras como sobre pasos rasantes y pruebas con baja potencia dando a conocer que el este avión es bastante rápido y estable pero con condiciones de velocidad de aproximación ligeramente altas viéndose la necesidad de usar flaps.

**Figura 100.** Modelo en rotación instalaciones Club.



En la foto, se observa la estabilidad y control del aparato durante su ascenso importante rasgos para la realización de imágenes de video en tiempo real.

**Figura 101.** Modelo en ascenso instalaciones Club.



La primer toma de aterrizaje fue bastante buena para ser el primer vuelo solo se tuvo un poco de viento cruzado que impedía tomas de suelo de las tres ruedas a la vez, ver foto.

**Figura 102.** Modelo aterrizando instalaciones Club.



➤ **SEGUNDO DECOLAJE PISTA DE AEROMODELISMO**

Ya con la experiencia del primer decolaje este segundo se realizó sin problemas fue un decolaje recto y nivelado, ver fotos.

**Figura 103.** Modelo decolando por segunda vez instalaciones Club.



**Figura 104.** Modelo en vuelo.



Los resultados arrojados en estas pruebas confirmaron de primera mano las velocidades necesarias para iniciar un vuelo, como también la estabilidad longitudinal.

### **3.3. PRUEBAS DE VIDEO EN VUELO**

Finalmente estas pruebas de toma de datos en video, se vieron un poco bloqueadas por la ausencia de una buena batería de 12 v @ 7 A, toco conectarla directa a la corriente de un toma bastante escondido y esto a su vez disminuyo la calidad de video. Con todo esto se lograron muy buenas tomas y se analizo velocidades de crucero ideales a las necesidades. Los videos fueron realizados en el campus de la

Universidad Industrial de Santander. Fueron solo dos días de vuelos y tomas aéreas sobre el campus.

- **Preparación y adecuación**

Antes de realizar las pruebas con el prototipo se realizaron una serie de vuelo de preparación a bordo de planeadores de ladera con el fin de conocer mas acerca del dispositivo y se adecuación a al prototipo. El planeador usado fue uno de alta con alto rendimiento aerodinámico conocido como el Wayuu, la cámara fue colocada encima de las alas, ver figura 105.

**Figura 105.** Planeador de ladera Wayuu.



Luego para una mayor aproximación se realizaron pruebas con un moto planeador básico conocido como el (*piece o´cake*) ver figura 106, en este la cámara de video se coloco en la parte inferior del fuselaje para una mejor visual, ver figura 107.

**Figura 106.** Moto Planeador piece o´ cake.



**Figura 107.** Posición cámara en moto planeador piece o´ cake.



Los resultados arrojados con estos dos modelos fueron de gran ayuda a la hora de realizar nuestro vuelo de prueba con el Prototipo diseñado.

Posterior a esto se da como principal recomendación la posición y adecuación del equipo en tierra ya que se obtienen mejores imágenes adecuando el receptor con un trípode, alejado de toda interferencia como paredes edificios, etc. Otro dispositivo es el uso de un amplificador de frecuencia que junto con el receptor deben ir lo mas alto posible del suelo, ver figura 108

**Figura 108.** Trípode para antena y amplificador.



Finalmente, la estación de tierra, ver figura 109, deberá contar con su buen sitio para realizar el video y el operador de la cámara tenga un cómodo lugar para estar atento y coordinar con el piloto los sitios a realizar tomas, es importante esta coordinación a la hora de realizar tomas de puntos establecido con anterioridad, en los vuelos se utilizaron radios de mediano alcance para estar comunicados constantemente. A destacar por el brillo del sol la pantalla del laptop no ofrecía una visual deseada se recomienda el uso de una carpa o la colocación de una capa con una compuerta por un lado para bloquear el reflejo del sol.

**Figura 109.** Estación de tierra.



**Figura 110.** Estación de tierra caja de bloqueo de brillo solar.



- **Objetivos de toma de datos**

La base de operaciones fue el campus universitario, nos trazamos realizar tomas a los edificios más importantes y cercanos a nuestro punto que fue la cancha 1ro de Mayo y el campo de softbol. Con el permiso por parte de planta física se debía volar a una altura de aproximadamente unos 80 metros sobre el nivel del campus unos tres veces la altura de la biblioteca.

Continuación se dará una serie de print screen de los videos más representativos de los vuelos con el prototipo en la Universidad Industrial de Santander.

➤ **DIA 1 VUELO Y TOMAS DE VIDEO EN VUELO**

Con problemas con la batería de 12voltios que alimentaba el MP4 quien capturaba las imágenes se despego a las 3:30pm con un vuelo de aproximadamente 15 minutos donde se logro grabar 10 minutos de video al no contar con batería en el instante, a continuación se mostraran una serie de imágenes impresas.

**Figura 111.** Edificio de Administración II – UIS



**Figura 112.** Parte anterior Auditorio Luis A. Calvo y Plazoleta “Che Guevara” UIS.



**Figura 113.** Casona “La Perla” y Edificio Bienestar universitario UIS.



**Figura 114.** Escuela de Ingeniería Mecánica, Aula Máxima y Edificio “Camilo Torres” UIS



La toma de aterrizaje estuvo un poco llevada por viento pero sin complicaciones teniendo encuenta que el espacio para aterrizar es bastante limitado.

Se logra mejores imágenes al realizar virajes coordinados en el avión, tienen que ser suaves sin sobre saltos. Se ve necesario el uso de flaps para mejor control del aparato a bajas velocidades.

### ➤ DIA 2 VUELO Y TOMAS DE VIDEO EN VUELO

Un poco llevado por lluvia se logro realizar el vuelo que tuvo una duración de 10 minutos ya que se tenia clase en la cancha 1ro de Mayo, sin mayores contratiempos se despegó y se da como hecho que se mejora la recepción de la cámara con un trípode de aproximadamente unos 2 metros, hace falta un buen amplificador de frecuencia para evitar imágenes lluviosas, pero en si al ser una cámara de bajo costo se realizaron buenas tomas del campus, ver fotos.

**Figura 115.** Circunvalar a la altura del Edificio de Bienestar Universitario y Casona “La Perla” UIS.



**Figura 116.** Escuela de Ingeniería Mecánica, Edificio “Camilo Torres, Biblioteca y el Edificio CENTIC, UIS.



**Figura 117.** Canchas de softbol UIS.



**Figura 118.** Canchas Múltiples, UIS



**Figura 119.** Estadio “Alfonso López” y Cancha Marte.



Se destaca el uso de resortes para evitar las continuas vibraciones producidas por el motor logrando estas imágenes, se debe resaltar que la cámara usada en de baja resolución no tenia autoenfoco y solo tenia un alcance maximo efectivo de 300 metros, por tanto estas pruebas fueron un éxito al lograr mas de lo que estimábamos.

### **3.4. ANALISIS DE RESULTADOS**

- Se logro cumplir con el diseño y construcción basados en cálculos previos, estos cálculos fueron realizados. Se comprobaron datos como velocidad de despegue, máximos pesos de despegue.
- Con base en el sistema de diseño se logro resolver todos los problemas e imprevistos. Entre tantos los problemas el del tren de nariz.

- El prototipo voló exitosamente a pesar de los problemas de balance en, que fueron detectados a tiempo y puesto a prueba con tiempo.
- Se realizo con éxito la toma de datos sobre el campus universitario.
- Presenta cualidades de despegue con viento cruzado sin mayores problemas.
- Su autonomia de vuelo cercana a los 30 minutos, puede extenderse mas colocando tanque de 12 onzas.
- Se hace necesario la implementación de una avanzada base de tierra para lograr mejores imágenes y mayores distancias.

#### 4. CONCLUSIONES

- El prototipo aeromodelo propulsor, con características de vuelo rápido logra una gran autonomía y distancias mas largas en menor tiempo logrando tomas de video de grandes extensiones en corto tiempo.
- El aeromodelo propulsor, presentó ciertos problemas en el peso y balance, al contar con el motor atrás, se hizo necesario colocar todas las baterías en la nariz y colocar lastre de plomo.
- El aeromodelo propulsor realizo vuelos estables y de alta velocidad, tiene una entrada de aproximación alta por lo que debe contar con flaps de entrada.
- El aeromodelo propulsor para evitar exceso en el peso se cambiaron los estabilizadores de cola y se acorto la distancia del momento de cola.
- El aeromodelo propulsor se hace necesario la selección del sistema de dirección de nariz para evitar problemas de sueltas o roturas en los servos.
- Se demuestra una innovación en el uso de materiales asequibles y fácil construcción en este tipo de aparatos para aplicaciones civiles.
- Se resalta los costos de construcción del aparato bastante económicos y caseros en cuanto al acabado y materiales en el mercado, los equipos de radio son los mismos usados en aerodelismo y los del equipo de adquisición de datos fáciles de adquirir por vía internet.

- La construcción del prototipo se realizó con éxito tomando como nuevos materiales la fibra de vidrio, compuestos poco usados en aeromodelos.
- Importante durante el análisis estructural no se logró realizar dicho estudio en el programa SolidWorks 2007, con resultados acordes a lo real, es posible que no se utilizó correctamente esta herramienta o que definitivamente no se puede realizar dicho análisis de material compuesto.
- Importante realizar una operación de prevuelo, logrando identificar falencias en el diseño, construcción o estabilidad sin peligro a quebrar los prototipos.
- Importante el correcto rodaje del motor para evitar contratiempos.
- A resaltar que los motores en la parte de atrás presentan falencias en su refrigeración natural, se hace necesario el uso de deflectores u otros sistemas de refrigeración.
- De vital importancia la comunicación constante entre el piloto del modelo y el operador de la cámara para lograr tomas de datos de mucha más calidad.
- Se resalta la realización de la operación de toma de datos con un operador de cámara y un piloto del modelo.
- El sistema de adquisición de datos tuvo un desempeño excelente ante la aplicación propuesta, podríamos optimizar las tareas realizando virajes de la aeronave más despacio, de esta manera la imagen no se distorsionará.

- Importante resaltar que las tomas de más altura son más fáciles de enfocar que las de baja altura a pesar de contar con un sistema de movimiento independiente de la cámara.
- El enfoque de objetivos móviles se complica por la falta de recepción en instantes cruciales del vuelo, por tanto se debe mejorar aun más la recepción y emplear sistemas de movimiento de la cámara que puedan girar hasta 180 grados.
- Vale resaltar que la altura del receptor de la cámara es vital para una buena captura de imagen, debido a que no tendrá obstáculos que interfieran la señal en el momento de la recepción.
- También es necesario implementar una cámara de mayor alcance y de enfoque digital el cual podríamos operar en tierra.
- Seleccionar equipos de más tecnología a la hora de ofrecer vehículos con tareas que demandan imágenes más nítidas y constantes.
- En operaciones de grandes alcances se necesario el uso de dos cámaras una para el piloto la otra para el operador, si se independiza la operación teniendo una excelente comunicación los dos, se pueden realizar exitosamente las operaciones encomendadas.

## 5. RECOMENDACIONES

- El uso de aeromodelos es de mucho cuidado, estos aparatos no son juguetes, un mal uso da como resultado accidentes, se recomienda tener acompañamiento de algún experto.
- Para cierto tipo de aplicaciones saber seleccionar de manera riguroso el equipo a bordo.
- Se recomienda un buen uso del peso y balance antes del vuelo para evitar problemas de estabilidad dinámica.
- Se debe contar con un espacio amplio, apropiado para el despegue de los modelos aproximadamente unos 80 metros de pista libre de obstáculos.
- Se recomienda realizar la operación con mínimo un operador de cámara de video, y un piloto, la comunicación entre ambos es primordial para la toma de datos.
- Se recomienda verificar en estudios posteriores el análisis estructural de los planos sustentadores en otro programa como el ANSYS.

## BIBLIOGRAFÍA

**ANDERSON, Jhon David.** Computational Fluid Dynamics The Basics With Applications. 3ed. Butterworth-Heinemann, 1995.

**GARCIA, Alfonso.** Vibraciones Mecánicas: Modulo II. Bucaramanga: Universidad Industrial de Santander, 1992

**HOUGHTON, E. L.** Aerodynamics for Engineering Students. 5ed. Burlington, MA, Elsevier, 2003.

**JENKINSON, Loyd R. and MARCHMAN, James F.** Aircraft Design Projects for Engineering Students III. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

**LEONARD, John.** Systems Engineering Fundamentals. 1ed. Fort Belvoir, Virginia: Defense Acquisition, University Press, 2001.

**MEGSON, T.H.G.** Aircraft Structures for Engineering Students. 6ed. Elsevier aerospace engineering series. London, Butterworth-Heinemann, 1999.

**ROSKAM, Jan.** Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. 3ed, DAR Corporation , 2001.

**SCHEFFER, Cornelius.** Practical Machinery Vibration Analysis and Predictive Maintenance. Burlington, MA.: Elsevier, 2004

## **ENLACES COMPLEMENTARIOS**

[www.hitec.com](http://www.hitec.com)

[www.futaba.com](http://www.futaba.com)

[www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)