

DISEÑO UNA AERONAVE NO TRIPULADA PARA FUMIGACIÓN

SERGIO VELÁSQUEZ ARISTIZÁBAL

TRABAJO DE GRADO PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO AERONÁUTICO

Director:

Jorge Iván García Sepúlveda

Ingeniero Aeronáutico

MSc. Thermal Power (Gas Turbine Technology)

UNIVERSIDAD PONTIFICA BOLIVARIANA

ESCUELA DE INGENIERÍAS

FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

MEDELLÍN

2013

DISEÑO UNA AERONAVE NO TRIPULADA PARA FUMIGACIÓN

SERGIO VELÁSQUEZ ARISTIZÁBAL

TRABAJO DE GRADO PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO AERONÁUTICO

Director:

Jorge Iván García Sepúlveda

Ingeniero Aeronáutico

MSc. Thermal Power (Gas Turbine Technology)

UNIVERSIDAD PONTIFICA BOLIVARIANA

ESCUELA DE INGENIERÍAS

FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

MEDELLÍN

2013

Nota de aceptación:

Firma del presidente del jurado

Firma

Juliana Andrea Niño Navia

Jurado

Firma

Juan Pablo Alvarado Perilla

Jurado

MEDELLIN 08 DE AGOSTO DE 2013

A mi familia, en especial a mis padres y mi hermana que son lo más valioso y sagrado que tengo.

A mis 3 abuelos, en especial a mi gran abuelo León, a quien le agradezco todos sus conocimientos y su manera de trasmitírmelos.

A mi tío Juan, a quien veo como mi gran espejo a seguir, mi segundo papá.

A mi hermanito Juan José, a quien extraño mucho y quiero que siga mis pasos.

A mi mamá adoptiva Tica y mi otro hermanito Pablo, que los quiero mucho.

AGRADECIMIENTOS

A mis grandes amigos Karen, Alex, Mauricio, Gabriel, quienes me brindaron su apoyo y su ayuda con este proyecto,

A mi amigo Jorge García, por ser mi director.

CONTENIDO

LISTA DE TABLAS.....	8
LISTA DE FIGURAS.....	10
LISTA DE ECUACIONES.....	14
ABREVIATURAS.....	15
INTRODUCCIÓN.....	16
1.1. Definiciones Básicas.....	18
PRONOSTICO.....	21
OBJETIVOS.....	23
RESUMEN.....	24
2. INFORMACIÓN PRELIMINAR.....	25
2.1. Marco Teórico.....	25
2.2. Estado Del Arte.....	25
2.3. Misión.....	26
3. DISEÑO CONCEPTUAL.....	30
3.1. Estimación De Pesos.....	30
3.2. Tablas De Relacionamento O "Matching Chart".....	31
3.3. Configuración.....	35
3.3.1. Tren De Aterrizaje.....	35
3.3.2. Ubicación del ala.....	37
3.3.3. Tipo De Empenaje.....	37
3.3.4. Tipo De Propulsión.....	38
3.4. DETERMINACIÓN DE LAS SUPERFICIES DE ESTABILIZACIÓN.....	39
3.4.1. Escala Cooper Harper.....	46
4. DISEÑO PRELIMINAR.....	49
4.1. Escogencia Del Perfil.....	49
4.2. Predicción De La Sustentación.....	54
4.2.1. Prandtl's Classical Lifting Line Theory.....	54
4.3. Análisis Estructural.....	61
4.4. Selección Del Motor Y Hélice.....	66
4.5. Diseño Preliminar De La Aeronave.....	68
4.6. Peso Y Balance.....	69
4.7. Rendimiento.....	71
5. DISEÑO DETALLADO.....	76

6. MÓDULO DE COSTOS.....	79
7. OTROS SISTEMAS.....	80
7.1. Sistema De Riego	80
7.2. Sistema De Guiado Por Cámara.....	82
7.2.1. FPV	83
7.2.2. Descripción De Elementos Utilizados En El Grupo Aire.....	83
7.2.3. Descripción De Elementos Utilizados En El Grupo Tierra.....	85
7.3. Control Automático De Vuelo.....	86
7.4. Sistema Eléctrico.....	87
8. CONSTRUCCIÓN DE LA AERONAVE.....	90
8.1. Construcción Del Prototipo A Escala	92
9. PRUEBAS DE VUELO.....	97
CONCLUSIONES.....	100
BIBLIOGRAFÍA.....	102
ANEXO #1. ARTÍCULO.....	104
ANEXO #2.PLANOS	108

LISTA DE TABLAS

<i>Tabla 1. Lineamiento base ("Baseline") aeronaves.</i>	26
<i>Tabla 2. Fracciones de peso.</i>	27
<i>Tabla 3. Datos estadísticos para los perfiles de misión (1).</i>	27
<i>Tabla 4. Datos estadísticos para los perfiles de misión (2).</i>	27
<i>Tabla 5. Fracciones de peso</i>	28
<i>Tabla 6. Pesos calculados.</i>	29
<i>Tabla 7. Detalle de la estimación de pesos.</i>	31
<i>Tabla 8 Resultados "matching chart".</i>	35
<i>Tabla 9. Matriz de selección tren de aterrizaje.</i>	35
<i>Tabla 10. Matriz de selección tipo de ala.</i>	37
<i>Tabla 11. Matriz de selección tipo de empenaje.</i>	38
<i>Tabla 12. Matriz de selección tipo de propulsión.</i>	39
<i>Tabla 13. Coeficientes de volumen para empenaje.</i>	45
<i>Tabla 14. Propiedades de la sección.</i>	56
<i>Tabla 15. $C(k,m)$.</i>	56
<i>Tabla 16. $C(k,m)$ invertido.</i>	57
<i>Tabla 17. $A(m)$.</i>	57
<i>Tabla 18. Coordenadas del ala.</i>	58
<i>Tabla 19. Distribución de las cargas en el ala.</i>	59
<i>Tabla 20. Dimensiones de la viga cuadrada.</i>	64
<i>Tabla 21. Distribución de medidas de la viga central.</i>	65
<i>Tabla 22. Cálculos de esfuerzo para la viga central.</i>	65

<i>Tabla 23. Especificaciones de los motores.</i>	<i>66</i>
<i>Tabla 24. Datos de la aeronave.</i>	<i>69</i>
<i>Tabla 25. Cálculo para peso y balance.</i>	<i>70</i>
<i>Tabla 26. Tabla de datos para el cálculo de performance.</i>	<i>72</i>
<i>Tabla 27. Resultados experimentales del prototipo.</i>	<i>75</i>
<i>Tabla 28. Módulo de costos.</i>	<i>79</i>
<i>Tabla 29. Densidades de combustible vs líquido fumigador.</i>	<i>80</i>
<i>Tabla 30. Receptor GPS MediaTek MT3329.</i>	<i>87</i>
<i>Tabla 31. Especificaciones del motor del prototipo.</i>	<i>98</i>

LISTA DE FIGURAS

<i>Figura 1 Variación del número de Reynolds.....</i>	<i>20</i>
<i>Figura 2. Perfil de misión.....</i>	<i>26</i>
<i>Figura 3. Peso vacío vs mtow.....</i>	<i>30</i>
<i>Figura 4. "Matching chart" incluyendo todas las condiciones.....</i>	<i>34</i>
<i>Figura 5 Tren de aterrizaje tipo tándem.....</i>	<i>36</i>
<i>Figura 6 Aeronave en configuración ala media.....</i>	<i>37</i>
<i>Figura 7. Aeronave con empenaje convencional.....</i>	<i>38</i>
<i>Figura 8. Aeronave tipo tractor.....</i>	<i>39</i>
<i>Figura 9. Tipos de equilibrios o estabilidades.....</i>	<i>40</i>
<i>Figura 10. Posición del centro de presión respecto al centro de gravedad.....</i>	<i>41</i>
<i>Figura 11. Distancia entre el ala y el estabilizador horizontal.....</i>	<i>41</i>
<i>Figura 12. Desplazamiento del eje de empuje respecto al centro de gravedad.....</i>	<i>42</i>
<i>Figura 13. Comportamiento del estabilizador vertical respecto al viento.....</i>	<i>42</i>
<i>Figura 14. Tipos de las alas.....</i>	<i>43</i>
<i>Figura 15. Esquema ángulo diedro.....</i>	<i>43</i>
<i>Figura 16. Aeronave acrobática.....</i>	<i>44</i>
<i>Figura 17. Aeronave entrenadora.....</i>	<i>44</i>
<i>Figura 18 Resultados experimentales de acuerdo al software A.A.A .para el estabilizador horizontal.....</i>	<i>45</i>
<i>Figura 19. Resultados experimentales de acuerdo al software A.A.A. para el estabilizador vertical.....</i>	<i>46</i>
<i>Figura 20. Escala Cooper Harper.....</i>	<i>47</i>
<i>Figura 21. Configuración final y aspecto esperado de la aeronave.....</i>	<i>48</i>

<i>Figura 22. 22. Gráfica polar c_l/c_d @ 4.984.000 Re.....</i>	<i>51</i>
<i>Figura 23. C_l alpha y C_d alpha @4.984.000 Re.....</i>	<i>51</i>
<i>Figura 24. c_l/c_d Alpha y C_m alpha @4.984.000 Re.</i>	<i>52</i>
<i>Figura 25. Posición del punto de control en coordenadas polares.....</i>	<i>55</i>
<i>Figura 26. Vista superior del ala.</i>	<i>58</i>
<i>Figura 27. Distribución local del $c_L(y)/C_l$ vs $y/(S)$.</i>	<i>60</i>
<i>Figura 28. Distribución de la circulación.</i>	<i>60</i>
<i>Figura 29. Distribución de la carga respecto a media envergadura.</i>	<i>61</i>
<i>Figura 30. Vista de la costilla en Autodesk AutoCAD ®.</i>	<i>61</i>
<i>Figura 31. Vista de la distribución de cargas en el ala.</i>	<i>62</i>
<i>Figura 32. Configuración de la viga central del ala.</i>	<i>62</i>
<i>Figura 33. Configuración de la viga central del ala, ampliada. (Medidas en in.).....</i>	<i>62</i>
<i>Figura 34. Factores de carga en un viraje.</i>	<i>63</i>
<i>Figura 35. Motor DA 200.....</i>	<i>67</i>
<i>Figura 36. Hélice de tres palas recomendada por el fabricante del motor.</i>	<i>68</i>
<i>Figura 37. Diseño final, render CATIA Dassult Systèm ®.</i>	<i>68</i>
<i>Figura 38. Peso y balance.</i>	<i>70</i>
<i>Figura 39. Comprobación peso y balance.</i>	<i>71</i>
<i>Figura 40. Fuerzas Aerodinámicas en la aeronave.....</i>	<i>72</i>
<i>Figura 41. Potencia Requerida VS Velocidad.</i>	<i>74</i>
<i>Figura 42. Empuje requerido VS Velocidad.</i>	<i>74</i>
<i>Figura 43. Modelaje del fuselaje en CATIA.....</i>	<i>76</i>
<i>Figura 44. Modelaje del fuselaje 2 CATIA.....</i>	<i>76</i>

<i>Figura 45. Cuadernas o formadores número 1 del fuselaje.</i>	76
<i>Figura 46. Cuadernas número 2 del fuselaje.</i>	77
<i>Figura 47. Cuadernas número 3 del fuselaje.</i>	77
<i>Figura 48. Cuadernas del fuselaje 4.</i>	77
<i>Figura 49. Cuadernas del fuselaje 5.</i>	78
<i>Figura 50. Elementos primarios de la estructura.</i>	78
<i>Figura 51. Bomba para la aspersion.</i>	81
<i>Figura 52. Batería de polímero de litio, 11.1 v.</i>	81
<i>Figura 53. Regulador de voltaje.</i>	82
<i>Figura 54. Imágenes reales de los sistemas de guiado por cámara.</i>	85
<i>Figura 55. Receptora de la señal de video.</i>	86
<i>Figura 56. Servos propuestos.</i>	88
<i>Figura 57. Batería.</i>	88
<i>Figura 58. Caja de potencia.</i>	89
<i>Figura 59. Ensamble del fuselaje vista delantera del prototipo.</i>	92
<i>Figura 60. Ensamble del fuselaje vista trasera del prototipo.</i>	93
<i>Figura 61. Ensamble del fuselaje 3 del prototipo.</i>	93
<i>Figura 62. Ensamble del fuselaje 4 del prototipo.</i>	94
<i>Figura 63. Modelaje de las costillas CAD.</i>	95
<i>Figura 64. Pegado de las costillas de las alas.</i>	95
<i>Figura 65. Vista frontal de las Alas ensambladas.</i>	96
<i>Figura 66. Alas ensambladas del prototipo.</i>	96
<i>Figura 67. Ensamble del estabilizador horizontal del prototipo.</i>	96

Figura 68. Prototipo a escala después de una prueba de vuelo..... 97

Figura 69. Motor del prototipo..... 98

Figura 70. Prototipo en vuelo. 99

LISTA DE ECUACIONES

<i>Ecuación 1. Numero de Reynolds.</i>	19
<i>Ecuación 2. "Endurance climb".</i>	28
<i>Ecuación 3. Rango.</i>	28
<i>Ecuación 4. Fracción de combustible.</i>	28
<i>Ecuación 5. Cálculo del TOP23.</i>	32
<i>Ecuación 6. Construcción de tablas de W/S y W/P.</i>	32
<i>Ecuación 7. Índice de potencia.</i>	33
<i>Ecuación 8. Cálculo de la distancia de aterrizaje.</i>	33
<i>Ecuación 9. Ecuación para el cálculo de la posición de los puntos de control.</i>	54
<i>Ecuación 10. Posición del punto de control en coordenadas polares.</i>	55
<i>Ecuación 11. Longitud de la cuerda en cada punto de control.</i>	55
<i>Ecuación 12. Cálculo de los coeficientes del sistema de ecuaciones lineales.</i>	56
<i>Ecuación 13. Sumatoria del sistema de ecuaciones lineales.</i>	56
<i>Ecuación 14. Calculo del coeficiente de sustentación.</i>	57
<i>Ecuación 15. Cálculo de δ.</i>	57
<i>Ecuación 16. Factor de eficiencia de Oswald.</i>	58
<i>Ecuación 17. Resistencia inducida.</i>	58
<i>Ecuación 18. Distribución de la sustentación a lo largo del ala.</i>	59
<i>Ecuación 19. Esfuerzo de una viga en cantiléver.</i>	64
<i>Ecuación 20. Momento de inercia.</i>	64

ABREVIATURAS

<i>AR:</i>	<i>Relación de aspecto.</i>
<i>Cl:</i>	<i>Coeficiente de sustentación ("lift").</i>
<i>Ecl:</i>	<i>Duración ("Endurance")</i>
<i>F.S.:</i>	<i>Factor de seguridad</i>
<i>L:</i>	<i>Sustentación</i>
<i>PIB:</i>	<i>Producto Interno Bruto.</i>
<i>STOL:</i>	<i>"Short Takeoff and Landing"</i>
<i>UAV:</i>	<i>"Unmanned Aerial Vehicle"</i>
<i>V:</i>	<i>Velocidad de la aeronave.</i>
<i>Wempty:</i>	<i>Peso vacío de una aeronave.</i>
<i>Wpayload:</i>	<i>Peso de la carga paga</i>
<i>Wfuel:</i>	<i>Peso del combustible</i>
<i>Wtow:</i>	<i>Peso máximo al despegue</i>
<i>Wtent:</i>	<i>Peso vacío tentativo</i>
<i>Wtf:</i>	<i>Peso del combustible no disponible para usar</i>
<i>Wcrew:</i>	<i>Peso de la tripulación</i>
<i>Warea:</i>	<i>Área alar</i>
<i>Winglets:</i>	<i>Dispositivos verticales colocados en las puntas de las alas para mejorar la sustentación, disminuyendo el arrastre producido por los vórtices en la punta de las alas</i>
ρ :	<i>Densidad del aire</i>
μ :	<i>Viscosidad del aire</i>

INTRODUCCIÓN

Hoy en día en Colombia la agricultura le aporta al PIB¹ más del 10%², lo que muestra la riqueza en su región tropical. Lo anterior se evidencia en la implementación de alta tecnología en su proceso, variables como la irrigación, el drenaje, entre otras, hacen de este un proceso de sembrado exitoso. Por otro lado la química agrícola se encarga de la aplicación de fertilizantes, herbicidas y fungicidas para la reparación de suelos y análisis de productos agrícolas, que incluso llegan a mejorar semillas.

Los cultivos ilícitos en Colombia, según la Dirección Nacional de Estupefacientes (DNE), han sido tema de discusión y sobre el cual se han realizado algunos estudios. La década de los noventa se caracterizó por la expansión de los cultivos ilícitos en Colombia, asociada en parte a una demanda externa en crecimiento y a una disminución de estos cultivos en Perú y Bolivia. El Programa de las Naciones Unidas para la Fiscalización Internacional de Drogas PNUFID, estima que a nivel mundial existen 180 millones de personas que consumen drogas ilícitas, lo que equivale al 3% de la población mundial. Específicamente el consumo total de cocaína se estima en 650 toneladas de las cuales 300 se consumen en Estados Unidos, 100 en Europa, 150 en América del Sur, incluidas 50 en forma de hoja de coca para consumo tradicional y las restantes en otros mercados.

En vista de lo descrito anteriormente, surge entonces la necesidad de realizar fumigaciones controladas a dichos cultivos. Uno de los métodos más utilizados para la fumigación es por la vía aérea y en Colombia es utilizado en regiones como el Urabá

¹ PIB: Producto interno bruto.

² Wikipedia. Colombia (en línea). Disponible en internet en la dirección: <http://es.wikipedia.org/wiki/Colombia>. (Acceso enero 9 de 2012)

antioqueño, la costa del caribe, en los llanos orientales, y en el sur del país. , donde se fumiga palma de cera, banano, y se erradican cultivos de amapola³, entre otros. Para esto es necesario contar con aeronaves diseñadas para fumigar, conocidas como aeronaves agrícolas.

Las aeronaves que se utilizan actualmente para fumigación en Colombia son tripuladas como las Cessna AV WAGON, TURBO TRUSH, PIPER PA 25. estas aeronaves son tripuladas requiriendo por regulación pilotos capacitados tanto en aviación general, como específicamente en el campo de la fumigación acarreado un alto costo en la operación por el entrenamiento.

También es una operación realizada a baja altura, encontrando una operación riesgosa que en nuestro país se incrementa por la situación política, pues muchos de estos cultivos están en zonas de guerra, y protegidos por personas al margen de la ley, que pueden atentar contra la integridad de la aeronave y su tripulante.

No se cuenta con un desarrollo sobre esta temática pues no existe una aeronave para fumigación no tripulada, por ello se propone la construcción de una aeronave de este tipo para fumigación. Se utilizará una mezcla entre las aeronaves no tripuladas actuales pequeñas y de corto alcance debido a que se quiere encontrar una aeronave de bajo costo y de fácil manejo. Se piensa que es un campo inexplorado en el que se puede encontrar la manera de fumigar de diferentes formas, minimizando el riesgo de los pilotos, reduciendo costos de operación, entrenamiento, mantenimiento, entre otros.

En este trabajo se va a realizar el diseño de una aeronave no tripulada para fumigación. Se comenzará desde el peso de operación llegando así a un diseño conceptual y finalmente se realizará el diseño detallado y la construcción. El método

³ FAC. Erradican cultivo de amapola en Íquira (En línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.micrositos.us/~aforero/facmil2008/?idcategoria=29726>. (Acceso enero 9 de 2012)

que se va a utilizar para el diseño y construcción de la aeronave esta basado en el autor PhD Jam Roskam.

El proyecto tiene como objetivo principal el desarrollo de una aeronave no tripulada para fumigación, cambiando dos lineamientos de diseño: El primer lineamiento a cambiar es la forma de dichos aviones, que se considera que genera una resistencia que se podría reducir u optimizar con una aeronave mucho más "limpia" aerodinámicamente. La pregunta es: ¿Por qué se podría optimizar estas aeronaves? o ¿Por qué estas aeronaves son llamadas "sucias" aerodinámicamente hablando?

Hay varias formas de responder a estas preguntas, pero la mejor manera de hacerlo es argumentar que a simple vista las aeronaves de fumigación son aeronaves robustas con una cuerda alar muy grande, sin mencionar el uso de perfiles de alto coeficiente de sustentación. Todo esto se traduce en una gran área mojada que incrementa la resistencia total por lo que este sería uno de los campos de acción de este proyecto.

1.1. DEFINICIONES BÁSICAS

Área mojada

Cuando se menciona el término área mojada, se hace referencia al área expuesta proyectada en la cual el fluido, para nuestro interés el aire, impacta y "moja" esta área

Cuerda Alar

Es la distancia que existe entre la parte de delante de una ala y la parte de atrás, en términos técnicos, distancia entre el borde de ataque y borde de fuga.

Envelope

Es el área de una gráfica de peso contra % de CG, en donde se puede operar una aeronave en condiciones óptimas, fuera de esta área, la aeronave puede estar pesada

de nariz o de cola, presentándose un peligro para la operación, porque la dinámica de vuelo se ve afectada.

Número de Reynolds

La dependencia del flujo a patrones como la velocidad, densidad, viscosidad y longitud puede ser expresada como un número simplemente, el cual es denominado número de Reynolds y es expresado como:

$$\text{Número de Reynolds} = \frac{\text{densidad} * \text{velocidad} * \text{longitud del objeto}}{\text{viscosidad}}$$

O usando simbología matemática queda:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu}$$

Ecuación 1. Numero de Reynolds.

De la expresión anterior se puede decir que es una cantidad que no cambiará siempre y cuando se mantengan las unidades consistentemente, ya sea sistema de unidades internacional o inglés.

Si un vehículo se mueve en medio de condiciones de aire a cierta densidad y viscosidad los cuales serán constantes, el número de Reynolds dependerá directamente de la velocidad del vehículo.

Así que si el número de Reynolds es incrementado por un aumento en la velocidad, se puede afirmar que el punto de transición se moverá hacia adelante y la capa limite será más delgada.

Lo anterior demuestra la importancia del número de Reynolds, para entender los fenómenos aerodinámicos alrededor de un vehículo que se desplaza en medio del aire.

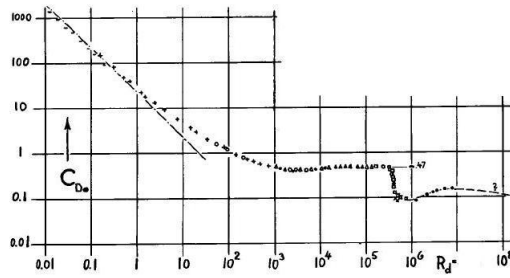


Figura 1 Variación del número de Reynolds.

Fuente: HOERNER, S.F. Fluid-dynamic drag. Gran Bretaña: Hoerner A. Liselotte, 1992. p. 38

El coeficiente de resistencia o arrastre aerodinámico decrece a medida que el número de Reynolds aumenta. Ya que el número de Reynolds depende de la velocidad, densidad y tamaño del objeto, es gracias a la velocidad que se puede realizar la prueba en una zona de estabilización entre un Reynolds de 10,000 y 10,000,000 (ver figura 1).

La prueba de vuelo se realiza a una velocidad que represente un número de Reynolds que se encuentre dentro de la zona de estabilización, el cual es 0,47.

La información sobre el número de Reynolds es presentada en este trabajo ya que se va a desarrollar un prototipo a escala y para que el prototipo corresponda al modelo real, debe cumplir con lo anterior.

Dinámica de vuelo

Un avión, tiene tres ejes que interactúan durante su movimiento, estos ejes son el longitudinal que tiene un movimiento asociado de "roll" y es controlado por los alerones, el lateral que tiene un movimiento asociado de "pitch" controlado por el elevador y el vertical que tiene asociado un movimiento de "yaw", controlado por el timón de dirección.

Los tres ejes se conectan en un punto que coincide con el centro de gravedad de la aeronave.

PRONOSTICO

El sector de los UAV es el de mayor crecimiento en la industria aérea. La compañía GLOBAL gastó en el año 2008 cerca de \$3.4 billones de dólares y se espera que a 2014 se excedan los \$5.8 billones. Por otro lado el gobierno de Estados Unidos, estima que va a gastar cerca de \$12.8 billones en el año 2015, únicamente en desarrollo, diseño y construcción de UAV. Las principales entidades que desean gastar dinero en este tipo de aeronaves, son la armada, y el departamento de estado de Estados Unidos, con el fin de mantener la seguridad. Al igual, existen compañías que le apuntan al desarrollo de las

UAV como lo es la compañía Northrop Grumman, experta en desarrollo, diseño y construcción de UAV en América. Los UAV están en la capacidad de innovar tanto en actividades civiles como militares. Esta compañía provee más de 100,000 UAV a los Estados Unidos, pero la idea es que crezca en los próximos años más que lo que ellos vendieron desde los años 60. Se tienen datos que confirman que Northrop incrementó su proyección de ganancias para el año 2010 a \$7 por acción, mientras que los analistas encuestados por Bloomberg estimaron \$6.86 en promedio. En julio, la compañía dijo que sus ganancias anuales serían de 6.80 dólares por acción, la idea de ganar dinero con esto se debe a la producción de vehículos aéreos no tripulados. Para los próximos cinco años la empresa entregará acerca de 13.000 aviones nuevos en el período de 2009 y 2018 que representan cerca del 65% de las entregas de vehículos aéreos no tripulados.

Al final del periodo de pronóstico, la compañía habrá desarrollado plataformas en Europa, Asia y donde quiera que se requieran entregas de UAV.

La compañía estima gastar cerca de 340 millones de dólares en los próximos 10 años, alcanzando los \$60 millones en el 2018.

Otro aspecto que es muy importante en la predicción de los UAV, es el avance tecnológico en los materiales compuestos. La industria de los UAV trabaja con desarrollos en materiales metálicos, pero con el paso del tiempo, se han desarrollado nuevas tecnologías y los materiales compuestos se están convirtiendo en el material principal para producir aeronaves, la razón es básicamente debido al peso, la idea es que los nuevos UAV estén hechos en compuestos, en un porcentaje no menor al 75 % Por esta razón, las compañías esperan que a 2015 las tecnologías de los materiales compuestos estén desarrolladas en su totalidad.⁴

4

Tomado del pronóstico realizado por la compañía norteamericana fabricante de UAVS Global.

OBJETIVOS

Objetivo General

Diseñar una aeronave no tripulada en proyección a UAV para fumigación y construir y volar su prototipo a escala.

Objetivos Específicos

- Comprobar la dinámica de vuelo de manera experimental subjetivamente basado en la prueba de vuelo del prototipo
- Determinar si los elementos constitutivos del avión pueden operar de manera normal con la realización de las pruebas a altas velocidades y gravedades expuestas, de manera subjetiva en las pruebas de vuelo del prototipo.
- Verificar si la combinación entre la variación de parámetros aerodinámicos como los coeficientes de sustentación, la cuerda, la relación de aspecto y el área alar, respecto a las aeronaves tripuladas de fumigación pueden llevar a la obtención de un diseño funcional y controlable.

RESUMEN

se realizó un estudio para el diseño de una aeronave no tripulada en proyección a UAV obteniendo un diseño conceptual de la aeronave partiendo del peso de operación, esto es el peso del combustible más el peso de la carga paga(basado en el autor PhD Jam Roskam), luego se realizó el diseño detallado y la construcción del prototipo a escala. Finalmente se le realizaron pruebas de vuelo para obtener los indicadores para utilizar la escala Cooper Harper.

2. INFORMACIÓN PRELIMINAR.

2.1. MARCO TEÓRICO

Para este proyecto se tomaron las siguientes características de diseño como las de mayor prioridad:

- el despegue y aterrizaje corto o rápido,
- configuración de aeronave tipo STOL⁵ y
- una alta carga paga.

Cabe resaltar que hablar sobre el actual desarrollo de esta temática no es posible, ya que no existe una aeronave para fumigación no tripulada, pero si existe la necesidad sobre cómo afrontar este problema desde otra óptica, basándonos en el hecho de que la construcción de nuevas aeronaves tripuladas para estos propósitos viene en decadencia. Un ejemplo claro es el hecho de que las dos reconocidas casas fabricantes Cessna y Piper ya no construyen los modelos AGwagon A188 y PA 26, respectivamente, los cuales son aeronaves de fumigación.

Con el fin de obtener una aeronave única para un nuevo tipo de misión, fumigación agrícola, se intentará utilizar una mezcla entre las aeronaves no tripuladas actuales.

2.2. ESTADO DEL ARTE

Lineamiento De Diseño ("Baseline")

Para la realización del proyecto, se buscó un estado del arte de aeronaves no tripuladas utilizadas varios propósitos, ya que no existen aeronaves de ese tamaño

⁵ STOL: Short Take Off and Landing

para propósitos de fumigación , se buscaron UAV que estuvieran en un rango de pesos entre 240 y 380 MTOW. La razón por la que se escogió este rango es porque se quiere construir una aeronave pequeña, con facilidad de transporte, y que se pueda ubicar fácilmente en huacal para su transporte, por lo que este tamaño es el escogido.

Tabla 1. Lineamiento base ("Baseline") aeronaves.

Nombre	MTOW (Lbs)	PESO VACÍO (Lbs)	CARGA PAGA (LBS)	WFUEL (LBS)	WING SPAN (FT)	Vcrucero (Mph)
MINIFALCON	242	121	62	59	16,764	50
IRIS PROP	242	132	65	45	16	80
TARZAN	255	150	68,2	36,8	18	81
DRAGON FLY 2000	308	184,8	35,2	88	15,1	60
SKYLYNX 2	310	209,44	70	30,56	18,4	80,5
SOKJA III	319	213,4	72	33,6	13,5	81
MINIFALCON2	330	143	77	110	16,6	59
SHADOW 200T	375	186	60	129	14	138

2.3. MISIÓN

El recorrido típico que hace cualquier aeronave que se dedique a la fumigación es el que también se adopta como misión de recorrido para la aeronave planteada en este trabajo. Las etapas son las siguientes ,como se muestra en la siguiente figura realizada con software AutoCAD:

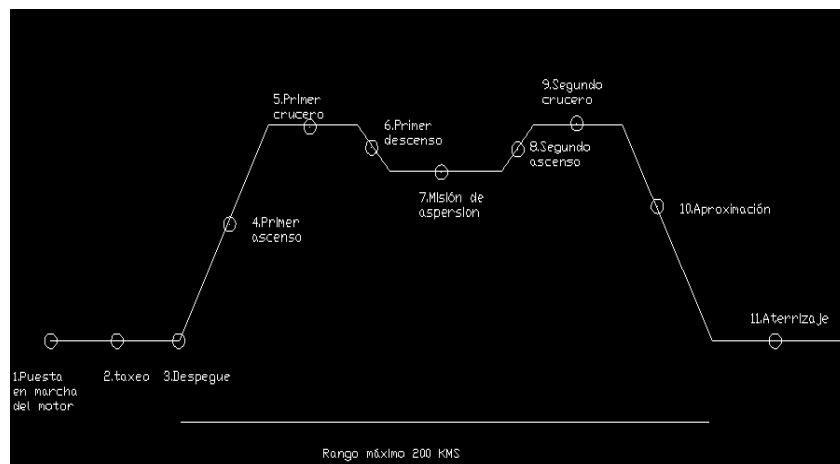


Figura 2. Perfil de misión.

Las fracciones de peso número para el tipo de aeronave agrícola.

Tabla 2. Fracciones de peso.

	Encendido y calentamiento	Taxeo	Despegue	Ascenso	Crucero	Descenso	Aterrizaje
Fase	1	2	3	4	5	7	8
Agrícola	0.996	0.995	0.996	0.990	0.998	0.999	0.998

Fuente: Página 12, capítulo 2 parte 1 ROSKAM, Jan, Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985. 2612p

Y para los datos estadísticos, se utilizaron las siguientes tablas:

Tabla 3. Datos estadísticos para los perfiles de misión (1).

Tipo de Aeronave	Crucero		
	L/D	Cp[lbs/Hp/hr]	Hp
Agrícola	5-7	0.5-0.7	0.82

Tabla 4. Datos estadísticos para los perfiles de misión (2).

Tipo de Aeronave	Sostenimiento		
	L/D	Cp[lbs/Hp/hr]	Hp
Agrícola	8-10	0.5-0.7	0.72

Fuente: Página 14, capítulo 2 parte 1 ROSKAM, Jan, Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985. 2612p

Escogiendo los L/D de 8 por que la idea es crear una aeronave con la menor resistencia posible. Los Cp se escogieron de 0.6 Debido a que es una tendencia promedio, y el Hp nos da un valor específico para cada condición 0.82 y 0.72.

Para los datos de los otros cruceros y ascensos se calcularon con las siguientes fórmulas:

$$E_{cl} = 375 \left(\frac{1}{VCL} \right) \left(\frac{n_p}{c_p} \right)_{cl} \left(\frac{L}{D} \right)_{cl} \ln \left(\frac{W_3}{W_4} \right)$$

Ecuación 2. "Endurance climb".

Fuente: Página 13, capítulo 2 parte 1 ROSKAM, Jan, Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985. 2612p

Vcl en la anterior ecuación está en MPH (millas por hora), y si la fracción de combustible para el ascenso es calculada de esta manera, esto es necesario para estimar el promedio del valor durante el ascenso por vcl, para (np, cp) cl y para (L/D) cl. La tabla 2.2 de Roskam provee una guía de cual cantidad puede ser encontrada.

Para aeronaves propulsadas con motores y hélices:

$$R_{CR} = 375 (\eta_P / C_P)_{cr} (L/D)_{cr} \ln \left(\frac{W_3}{W_4} \right)$$

Ecuación 3. Rango.

Fuente: Ecuación 2.9, página 15 capítulo 2 parte 1 ROSKAM, Jan, Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985. 2612p

Y de acuerdo al perfil de misión estas son las fases:

Tabla 5. Fracciones de peso

Puesta en marcha del motor	Taxeo	Despegue	Primer Ascenso	Primer Crucero	Primer Descenso	Misión de Aspersión	Segundo Ascenso	Segundo Crucero	Apox.	Aterrizaje
0,996	0,995	0,996	0,998	0,92	0,999	0,93	0,998	0,93	0,999	0,998
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11

$$M_{ff} = \left(\frac{W_1}{W_{to}} \right) \prod_{i=1}^{i=7} (W_{i+1} / W_i)$$

Ecuación 4. Fracción de combustible.

Fuente: Página 16, capítulo 2 parte 1 ROSKAM, Jan, Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985. 2612p

La siguiente tabla son los cálculos de los pesos a partir de los 7 pasos tomados del libro de Roskam página 7, capítulo 2, parte 1.

Tabla 6. Pesos calculados.

M_{ff}	W_{pl} (lbs)	$W_{TOGuess}$ (lbs)	W_f	W_{oe}	W_{etent}	W_e	%error
0,779145	63,675	275,98	64,269	167,455	165,96	166,47	0,30%

3. DISEÑO CONCEPTUAL

3.1. ESTIMACIÓN DE PESOS

A partir de los datos mostrados en la tabla 1, se obtiene la siguiente gráfica, construyendo finalmente una línea de tendencia polinómica, como se muestra a continuación en la figura 3

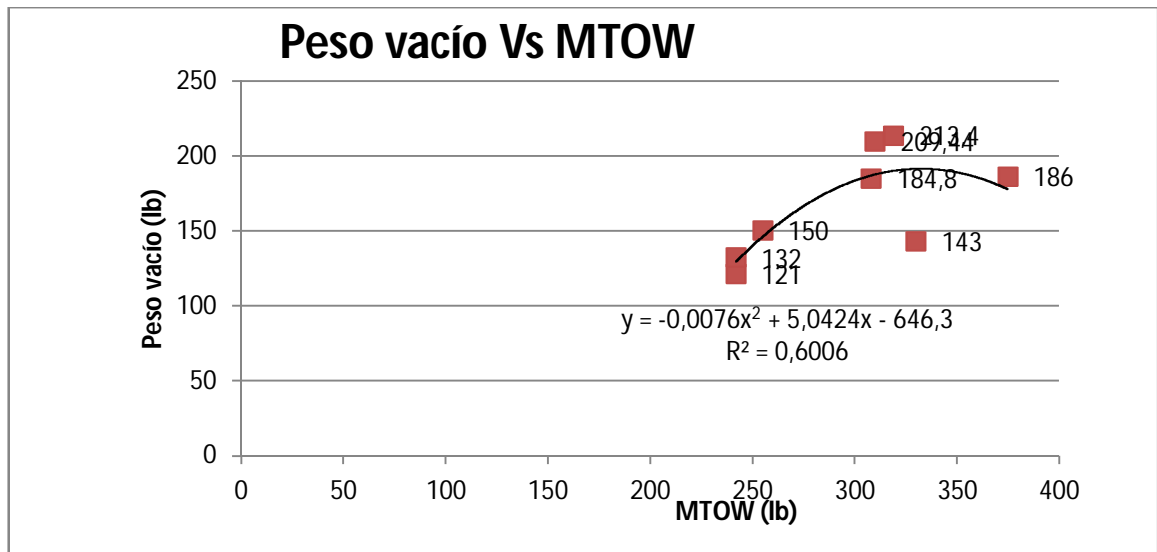


Figura 3. Peso vacío vs mtow.

Para la estimación de los pesos, se siguieron los pasos descritos en el libro de Roskam, Fuente: página 7 ROSKAM, Jam, *Preliminary sizing of airplane*, Ottawa Kansas, 1985. 2612p| Para más detalle de la estimación de pesos, se muestra la tabla a continuación la cual contiene el procedimiento detallado que fue seguido para encontrar los valores. se hace claridad que para el paso número 6 en donde se debe hallar el peso siguiendo las tendencias, se construyó una tendencia mostrada en la tabla número 1. De allí se tabularon los pesos de despegue contra los pesos vacío, donde se graficaron y finalmente se obtuvo una ecuación exponencial, de donde luego de iterar 7 veces y un error por debajo del 0.5%, se obtuvo el peso vacío.

Tabla 7. Detalle de la estimación de pesos.

1. Determinar el peso de la carga paga en la misión Wpl	
Wpl	63,675
2. Suponer un valor probable de peso de despegue Wtguess	
Wtguess	297
Wtguess después de 6 iteraciones	275,98
3. Determinar el peso de combustible de la misión Wf	
Fase 1	0,996
Fase 2	0,995
Fase 3	0,996
Fase 4	0,998
Fase 5	0,92
Fase 6	0,999
Fase 7	0,93
Fase 8	0,998
Fase 9	0,93
Fase 10	0,999
Fase 11	0,998
Mff	0,779145
Wf	64,269
4. Encontrar Woe tent	167,455
5. Calcular We tenet	165,9669
6. Encontrar We	181,23
%error	8,50%
We, Después de 6 iteraciones del MTOW	166,47

3.2. TABLAS DE RELACIONAMIENTO O "MATCHING CHART"

El propósito de este capítulo es establecer una serie de relaciones entre el empuje en la condición de despegue y el peso, carga alar al despegue, los coeficientes de sustentación máximos requeridos y la relación de aspecto.

Lo que se obtiene al final de este procedimiento es una gráfica en la cual se puede encontrar un punto óptimo que cubra todos los requerimientos. En resumen, se trata de seleccionar la relación **más baja** de peso-potencia, garantizando una optimización traducida en un mayor empuje con relación el peso requerido y la **más alta** relación

de carga alar (W/S), en donde se busca un gran valor de sustentación de acuerdo al área alar y el peso de la aeronave.

Se escogieron las cuatro condiciones más importantes y de mayor relevancia para este trabajo de acuerdo a las condiciones de cálculo del Matching Chart sugerido por Jan Roskam. Cabe aclarar que existen aproximadamente 8 condiciones de cálculo según la bibliografía, pero por practicidad, importancia de resultados y demás, solamente se seleccionaron las siguientes:

- Despegue: Condición inicial en la cual por medio de parámetros como la distancia de rodaje se calcula por medio de la ecuación cuadrática:

$$S_{TOG} = 4.9TOP_{23} + 0.009TOP_{23}^2$$

Ecuación 5. Cálculo del TOP23.

Fuente: Ecuación 3.4 del libro de Roskam, se saca el TOP23⁶

Luego se utiliza la ecuación:

$$S_{TOG} = (W/S)_{TO} \frac{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma C_{L_{max_{TO}}}} = TOP23$$

Ecuación 6. Construcción de tablas de W/S y W/P .

- Ascenso: Todos los aviones deben cumplir con ciertas velocidades de ascenso o requerimientos de gradientes de ascenso. Para dimensionar los requerimientos de la condición de ascenso en una aeronave de este tipo es necesario estimar primero la curva polar de arrastre en los diferentes segmentos de ascenso. De acuerdo al baseline realizado previamente en este trabajo para una aeronave no tripulada, fue asumida una carga alar en el momento del despegue, W/S . Una relación de aspecto

⁶ TOP: Take off Parameter.

de 8 fue seleccionada ya que maximizar fue uno de los objetivos más importantes con el fin de cumplir los requerimientos. El área parasita equivalente, la cual es de 7 Ft cuadrados, fue obtenida con la ecuación 3,21 del libro *Roskan Airplane Design*. El área mojada, equivalente a 730 Ft cuadrados, de acuerdo a la ecuación 3,22, fue seleccionada del mismo libro. Se toma un coeficiente de fricción en la piel de la aeronave de $C_f=0,009$, Con la curva polar de arrastre estimada, todos los requerimientos pueden ser encontrados para diferentes segmentos, procediendo a graficarlos para una evaluación visual más efectiva:

- Crucero: De acuerdo a la siguiente ecuación

$$I_p = \left[\left(\frac{W}{S} \right) / \sigma \left(\frac{W}{P} \right) \right]^{1/3}$$

Ecuación 7. Índice de potencia.

Fuente: ROSKAM, Jan Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985.2612p

El índice de potencia (I_p) se obtuvo de la gráfica 3.29y con una velocidad de crucero de 183Km/h (Tomada del "baseline" de aviones agrícolas), el índice de potencia es de aproximadamente 0.9.

- Aterrizaje: De acuerdo a los requerimientos FAR 23⁷ (aviación Civil), se tiene que la distancia de aterrizaje debe ser de 1500 Ft o menos.

$$s_{LG} = 0.265V_{S_L}^2$$

Ecuación 8. Cálculo de la distancia de aterrizaje.

Fuente: Ecuación 3.12, ROSKAM, Jan Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985.2612p

⁷ El trabajo, y por lo tanto el UAV se basa en la FAR 23 ya que es la norma más aproximada a las características de la aeronave, además de ser menos restrictiva en comparación con la FAR 25.

, de este gráfico se puede sacar la potencia requerida y así seleccionar el motor de la aeronave.

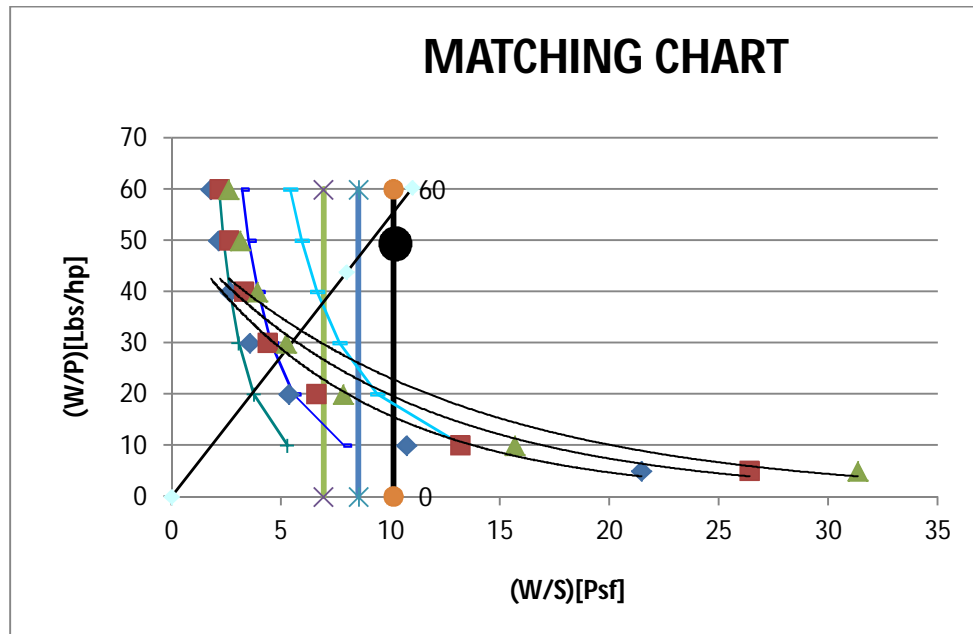


Figura 4. "Matching chart" incluyendo todas las condiciones.

Si la relación de peso – potencia es muy alta, esto significa que hay un menor peso en la aeronave y que el empuje es suficiente, y para la aeronave la situación está muy clara: Entre más peso tenga, el coeficiente de sustentación debe ser mayor. El punto óptimo de diseño fue seleccionado de acuerdo con las condiciones más críticas en la aeronave, con el fin de optimizar W/S y minimizar la relación peso - potencia. Con estos parámetros y el peso tentativo de despegue calculado en la sección de los pesos, se puede llegar a una idea general de la potencia requerida y del área alar.

El punto óptimo de diseño seleccionado se observa en la gráfica en la coordenada (10,50) debido a que es el punto más restrictivo que contiene a todas las condiciones mencionadas anteriormente.

Este gráfico nos arroja los siguientes datos:

Tabla 8 Resultados "matching chart".

W/P[Lbs/Hp]	50
W/S[Psf]	10
P.Requerida @ 281Lbs[Hp]	5,6
Área alar[Ft ²]	28

3.3. CONFIGURACIÓN

En esta sección se define la configuración final de la aeronave, de acuerdo a aspectos de criterio del diseñador y de la misión de la aeronave (Ver Anexo 3 para información de costos)

3.3.1. Tren De Aterrizaje.

Para escoger el tren de aterrizaje, se pensó en la idea de tener una aeronave lo más "limpia" aerodinámicamente posible. Realizando una matriz de selección (ver tabla 9), y al tener en cuenta parámetros como la simplicidad, el costo, el peso y la resistencia aerodinámica, por baja simplicidad y alto bajo se descartó tren retráctil. De acuerdo a las opciones restantes, la configuración que menos resistencia producía es el tren fijo tándem. De acuerdo a la fórmula de resistencia se puede afirmar que hay parámetros que son fijos como la velocidad, la densidad, el coeficiente de arrastre. Con estos factores se puede predecir que entre menor área expuesta, la resistencia tiende a ser menor.

Tabla 9. Matriz de selección tren de aterrizaje.

Parámetro de escogencia	Valor	Triciclo	Patín de Cola	Tándem	Retráctil
Simplicidad	3	12	15	15	6
Costo	4	16	16	16	8
Peso	1	3	4	4	3
Resistencia aerodinámica	5	5	15	25	25
TOTAL		36	50	60	42
Nota: las calificaciones van de 1 a 5 y multiplicándolas por el valor, dan el número de la columna					

Observando una aeronave de frente, la que menor área expuesta tiene es la aeronave tipo Tándem. (Ver figura 5)



Figura 5 Tren de aterrizaje tipo tándem.

Fuente: Aviones de guerra (En línea) Disponible en internet en la dirección:

<http://www.avionesenguerra.com.ar/index.php/index/seccion-Aviones/id-37/nombre-Harrier/> (Acceso 20 de abril de 2011).

Las consideraciones más importantes cuando se diseña un sistema de tren de aterrizaje son peso, configuración, fuerza, amortiguadores y llantas. Para esta aeronave, como ya se ha demostrado es más conveniente un tren de aterrizaje tipo Tándem, con ventajas como el bajo peso y desventajas como la difícil maniobrabilidad en tierra.

De acuerdo con la configuración, hay una llanta de soporte en cada una de las semi-alas. De acuerdo con las cargas estáticas máximas en la rueda de nariz y las ruedas laterales de soporte, es posible escoger el tamaño de llanta que satisfaga todos los requerimientos en la aeronave. Para la llanta de nariz el tamaño perfecto es 10x2 pulgadas in y para las llantas laterales es de 4x1,5 pulgadas. El procedimiento correcto a seguir es aproximar este tamaño a uno comercial, de algunos de los fabricantes autorizados por la FAA para distribuir llantas en aviación, tales como Michelin, Goodyear o Goodrich.

3.3.2. Ubicación del ala

Para escoger la ubicación del ala (Ala alta, ala media, o ala baja), se observó el "baseline", y apoyado en la razón de facilidad en el proceso de fumigación (ver tabla 10.) se decide seleccionar el ala media. (Ver figura 6).

Tabla 10. Matriz de selección tipo de ala.

Parámetro de escogencia	Valor	Ala alta	Ala media	Ala baja
"Baseline"	3	6	6	15
Proceso de fumigación	4	12	16	20
TOTAL		18	22	35

Nota: las calificaciones van de 1 a 5 y multiplicándolas por el valor, dan el número de la columna



Figura 6 Aeronave en configuración ala media.

Fuente: Desarrollo y defensa (en línea). Disponible en internet en la dirección:

<http://desarrolloydefensa.blogspot.com/2009/04/recordando-al-avion-de-ataque-6e.html> (Acceso 20 de julio de 2011).

3.3.3. Tipo De Empenaje

Para escoger el tipo de empenaje, (en T, en H, cruciforme, en V,) Fue necesario basarse en el baseline. De acuerdo a varios parámetros, como la simplicidad en los sistemas de las superficies y bajo peso en la estructura, además de la fabricación relativamente sencilla, la decisión final es un empenaje convencional. Cabe resaltar que la totalidad de las aeronaves que se tuvieron en cuenta en el base line tienen esta configuración de empenaje, así que los fabricantes la consideran como una forma óptima para el tipo de aeronave a desarrollar.

Tabla 11. Matriz de selección tipo de empenaje.

Parámetro de escogencia	Valor	Convencional	En T	En V	En H
Baseline	3	15	0	0	0
Simplicidad	3	15	6	3	0
TOTAL		15	6	3	0

Nota: las calificaciones van de 1 a 5 y multiplicándolas por el valor, dan el número de la columna

La siguiente figura nos muestra el tipo de empenaje convencional.



Figura 7. Aeronave con empenaje convencional.

*Fuente: SKYSCRAPERCITY (En línea) Disponible en internet en la dirección:
<http://www.skyscrapercity.com/showthread.php?t=437541&page=15> (Acceso 20 de julio de 2011).*

3.3.4. Tipo De Propulsión

Finalmente es necesario escoger el tipo de propulsión (Pusher, tractor, pusher-tractor). La gran mayoría de aeronaves para actividades relacionadas con la agricultura y la fumigación son aeronaves tipo tractor, por lo que la configuración escogida es tractor. Además cabe resaltar que esta configuración es idónea para la misión de la aeronave, ya que el flujo de aire de la hélice no interviene en gran medida con el líquido particulado que sale de los aspersores.

Tabla 12. Matriz de selección tipo de propulsión.

Parámetro de escogencia	Valor	Tractor	Pusher	Pusher - tractor
Aeronaves de fumigación del mundo	2	10	0	0
Distancia hélice al piso	2	10	6	2
Interferencia de la hélice con el fluido	2	6	8	0
TOTAL		26	14	2
Nota: las calificaciones van de 1 a 5 y multiplicándolas por el valor, dan el número de la columna				

La siguiente figura nos muestra una aeronave tipo tractor.



Figura 8. Aeronave tipo tractor.

Fuente: RODRIGUEZ, Fumigaciones (en línea). Disponible en internet en la dirección: <<http://www.airplane-pictures.net/image55300.html>> (Acceso 20 de julio de 2011).

3.4. DETERMINACIÓN DE LAS SUPERFICIES DE ESTABILIZACIÓN

La dinámica de vuelo en una aeronave de ala fija es algo demasiado complejo, pues de esto depende la estabilidad y el control de ella.

La estabilidad es la propiedad que tiene todo cuerpo a regresar por sus propios medios a su posición de equilibrio después de haber sido alterada dicha condición. La estabilidad se puede lograr de dos tipos de estabilidad: dinámica y estática.

Es de vital importancia tener en cuenta los factores de estabilidad durante un diseño aeronáutico, esto se puede controlar desde una aproximación conceptual con los coeficientes de volumen de las superficies de control.

Un avión posee estabilidad estática si luego de perturbar su condición de equilibrio, manteniendo fijos los controles, este retorna a su posición inicial (de equilibrio) inmediatamente, sin la necesidad de realizar ninguna acción en los controles para llevarlo a esta posición.

Existen tres tipos de estabilidad: estabilidad neutra o indiferente, estable o positiva e inestable o negativa.

La siguiente figura muestra los tres tipos de estabilidad que existen, estos tres tipos de estabilidad son los mismos tipos de estabilidad que actúan sobre una aeronave.

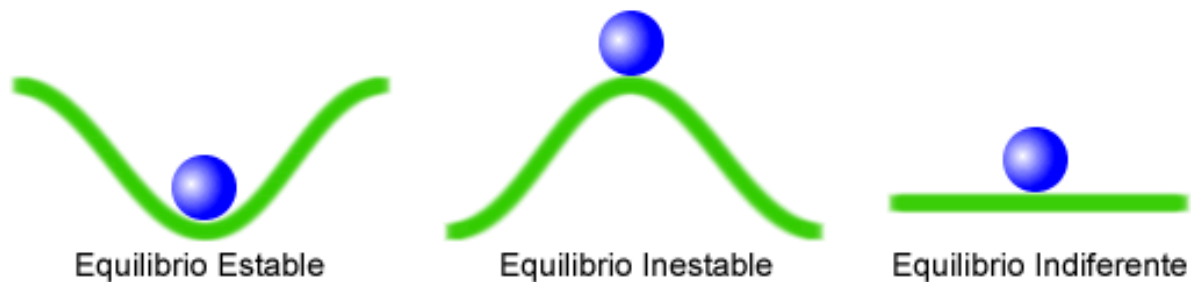


Figura 9. Tipos de equilibrios o estabilidades.

Fuente: FÍSICA ESTÁTICA (En línea) <http://www.didactika.com/fisica/estatica/equilibrio.html> (Acceso 20 de abril de 2012)

Un avión posee estabilidad dinámica, si luego de perturbar su condición de equilibrio, manteniendo fijos los controles, este retorna a su posición inicial (de equilibrio) luego de una serie de oscilaciones, sin la necesidad de realizar ninguna acción en los controles para llevarlo a esta posición.

Existen otros tipos de estabilidad asociados a una aeronave:

Estabilidad longitudinal, es la estabilidad asociada como su nombre lo indica al eje longitudinal, y depende del movimiento sobre el eje lateral.

Esta depende de parámetros como:

- la posición del centro de gravedad respecto del centro de presión, esto hace que el avión tenga una tendencia natural hacia abajo, que en condiciones extremas como una pérdida hacen que la aeronave baje la nariz súbitamente recuperando su velocidad y saliendo de la pérdida, la siguiente figura nos muestra lo anteriormente descrito



Figura 10. Posición del centro de presión respecto al centro de gravedad.

Fuente: AERODRIGUS, *Equilibrado de un modelo* (En línea) http://aerodrigus.blogspot.com/2008_06_17_archive.html (Acceso 20 de abril de 2011)

- El tipo de superficie, ubicación del estabilizador horizontal respecto a la ubicación de las alas, La siguiente figura nos muestra la posición del estabilizador respecto a la ubicación de las alas.

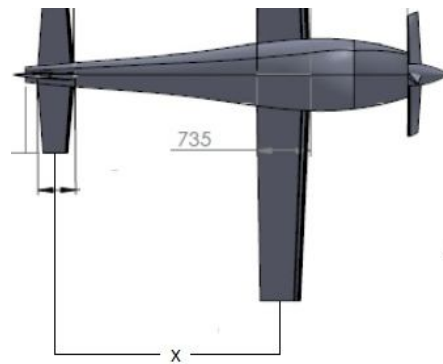


Figura 11. Distancia entre el ala y el estabilizador horizontal.

- Del momento inherente que tiene todo perfil aerodinámico, pues todo perfil aerodinámico tiene un momento inherente que es cuantificado por su coeficiente de momento.

- De la fuerza de empuje en ocasiones no es colineal con el eje longitudinal, por lo que puede generar un momento que altera el equilibrio, como lo muestra la siguiente figura.

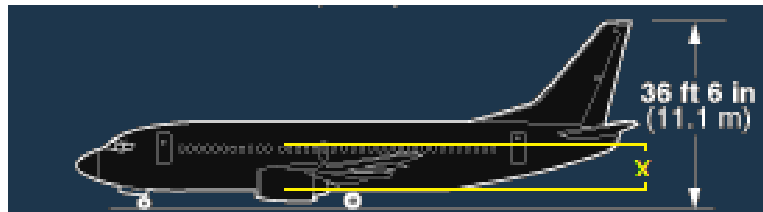


Figura 12. Desplazamiento del eje de empuje respecto al centro de gravedad.

Fuente: AIRLINERS (en línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.airliners.net/aircraft-data/stats.main?id=92> (Acceso Agosto 8 de 2012)

- De la estabilidad vertical, asociada como su nombre lo indica al eje vertical y depende del movimiento sobre el mismo eje. Los factores que intervienen directamente sobre la estabilidad direccional son:
 - la sustentación producida por el estabilizador vertical, que a su vez produce un momento por estar desplazado del centro de gravedad, y así produce movimiento, así no los muestra la siguiente figura.

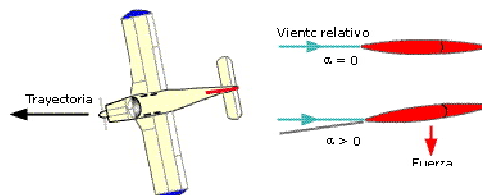


Figura 13. Comportamiento del estabilizador vertical respecto al viento.

Fuente: MANUAL DEL VUELO (en línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.manualvuelo.com/TCV/TCV58.html> (Acceso Agosto 8 de 2011)

- los tipos de ángulos de flechamiento al cuarto de la cuerda, poco flechada, medio flechada, muy flechada, la siguiente figura nos muestra los tipos de flechamiento.

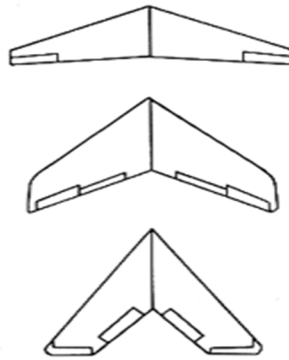


Figura 14. Tipos de las alas.

Fuente: NASA QuestAerospace (en línea). Disponible en internet en la dirección:
<http://quest.nasa.gov/aero/planetary/atmospheric/aerodynamiclift.html> (Acceso agosto 8 de 2011)

- De la estabilidad lateral, estabilidad asociada como su nombre lo indica al eje longitudinal y depende del movimiento alrededor del mismo eje.

Los factores que influyen en la estabilidad lateral son:

- La siguiente figura muestra un ángulo diedro positivo



Figura 15. Esquema ángulo diedro.

Fuente: CLUB DE PLANEADORES (en línea). Disponible en internet en la dirección:
<http://www.loscaranchos.com.ar/biblio/teoria/cap5.htm> (Acceso 18 de abril de 2011)

A partir de estos tipos de estabilidad, surge otro concepto que se llama maniobrabilidad, y se define como la facilidad de un vehículo para ser dirigido. Esta definición en una aeronave, es la facilidad para maniobrar una aeronave, y esta propiedad es inversamente proporcional a la estabilidad, un avión que es muy maniobrable, tiende a ser inestable, como por ejemplo en la siguiente figura este avión

acrobático, un YAK54., aeronave de plano corto, perfil simétrico, ala baja o media, superficies de control grandes.



Figura 16. Aeronave acrobática.

Fuente: YAK UK (En línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.yakuk.com/yak54pics.htm> (Acceso 18 de abril de 2011)

En cambio un avión como el de la siguiente figura que es poco maniobrable, tiende a ser muy estable. En diferencia con el YAK 54 de la figura anterior, se puede observar una aeronave de plano muy largo, superficies de control pequeñas y un pronunciado ángulo diedro.



Figura 17. Aeronave entrenadora.

Fuente: SAIL WINGS (En línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.sailwings.com/motor-glider/> (Acceso 20 de abril de 2012)

Para efectos de cálculos en la aeronave, se utilizaron los coeficientes de volumen para el cálculo de las superficies del empenaje, la siguiente tabla sugiere los valores para el tipo de aeronave agrícola, debido a que son parámetros adimensionales, se utilizaron a pesar de los diferentes tamaños de las aeronaves.

Tabla 13. Coeficientes de volumen para empenaje.

Tipo de aeronave	Valores típicos	
	Estabilizador Horizontal	Estabilizador vertical
Agricultural	0.5	0.04

Fuente: RAYMER, Daniel, *Aircraft Design :A Conceptual Approach*; Air Force Institute of technology Washington D.C. Wright patterson Air force, Ohio, second Edition USA;1992 American Institute of aeronautics and Astronautics INC P112.

De acuerdo al software AAA⁸ y los resultados obtenidos a partir de los datos previamente calculados y otros asumidos de acuerdo a rangos y referencias bibliográficas se pueden encontrar los siguientes resultados:

Para el estabilizador horizontal: Utilizando los parámetros de entrada, se obtuvieron los parámetros de salida necesarios (Output Parameters).

Altitude	5000 ft	λ_w	0.80	λ_h	0.70
U_1	40.00 kts	Λ_{c/d_w}	0.0 deg	Λ_{c/d_h}	0.0 deg
ΔT	20.0 deg F	X_{apex_w}	15.00 ft	X_{apex_h}	23.00 ft
S_w	37.00 ft ²	S_h	6.00 ft ²	X_{cg}	8.00 ft
AR_w	12.00	AR_h	8.00		
Output Parameters					
M_1	0.060	h	7.65 ft	h_g	0.2715
b_w	21.07 ft	X_{ac_h}	23.30 ft		
\bar{c}_w	1.76 ft	\bar{V}_h	0.5430		

Figura 18 Resultados experimentales de acuerdo al software A.A.A .para el estabilizador horizontal.

Para el estabilizador Vertical: Utilizando los parámetros de entrada, se obtuvieron los parámetros de salida necesarios (Output Parameters).

⁸ AAA: Advance Aircraft Analysis, software de diseño aeronáutico con un módulo disponible para el análisis de la estabilidad y control de una aeronave.

Input Parameters					
Altitude	5000 ft	λ_w	0,80	λ_v	0,80
U_1	40,00 kts	A_{c/d_w}	0,0 deg	A_{c/d_v}	0,0 deg
ΔT	20,0 deg F	X_{apex_w}	15,00 ft	X_{apex_v}	20,00 ft
S_w	37,00 ft ²	S_v	7,00 ft ²	X_{cg}	8,00 ft
AR_w	12,00	AR_v	2,00		
Output Parameters					
M_1	0,060	l_v	4,92 ft	$\nabla_{v,g}$	0,0170
b_w	21,07 ft	X_{ac_v}	20,66 ft		
\bar{c}_w	1,76 ft	∇_v	0,0437		

Figura 19. Resultados experimentales de acuerdo al software A.A.A. para el estabilizador vertical.

Teniendo en cuenta estos valores, y los valores ideales descritos en la tabla de Raymer, los porcentajes de diferencia entre el primero y el segundo antes mencionados son de 11,82% para el estabilizador horizontal y de 5,5% para el estabilizador vertical, por lo que se considera que son valores dentro de los límites para el empenaje.

No se incluye derivadas de control, pues no se tiene contra qué compararlas y dar un juicio por medio de un software, dentro de las conclusiones se da una muy importante referente a la estabilidad y el control de nuestra aeronave.

La configuración final de la aeronave esperada es una aeronave de ala media, con una relación de aspecto de aproximadamente 12, El peso máximo de despegue es de 275,98Lbs, una capacidad de combustible de 64 Lbs y de carga paga de 63,675Lbs. (Ver Anexo 4 para más información acerca del rendimiento de la aeronave).

3.4.1. Escala Cooper Harper

La escala Cooper Harper es una serie de criterios usados por pilotos e ingenieros de prueba para evaluar las cualidades de control de una aeronave durante sus pruebas de vuelo. Los rangos de la escala van de 1 a 10, donde 1 indica la mejor cualidad y 10

la peor. La escala es considerada una evaluación subjetiva, la siguiente figura nos muestra los pasos a seguir para realizar la evaluación.

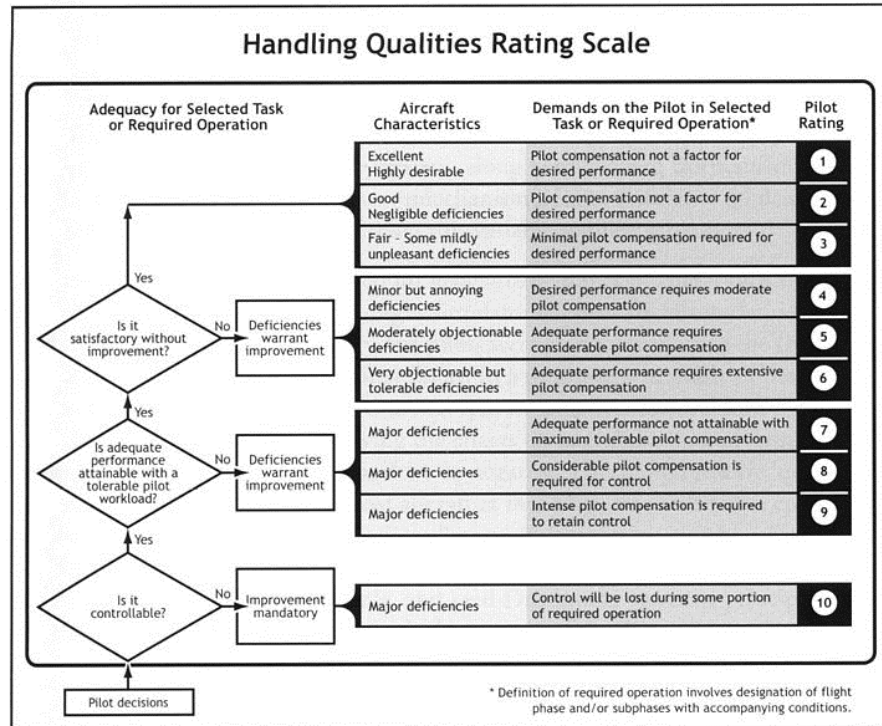


Figura 20. Escala Cooper Harper.

Fuente: COOPER HARPER RATING SCALE (en línea). Disponible en internet en la dirección: <
http://en.wikipedia.org/wiki/Cooper%E2%80%93Harper_rating_scale> (Acceso 20 de julio de 2012).

Decisiones del piloto:

- Es controlable? Si
- Es adecuado el rendimiento alcanzado respecto a la carga de trabajo del piloto?
Si
- Es satisfactorio sin ninguna mejora? Si

Se requieren pequeñas compensaciones para obtener el rendimiento esperado.

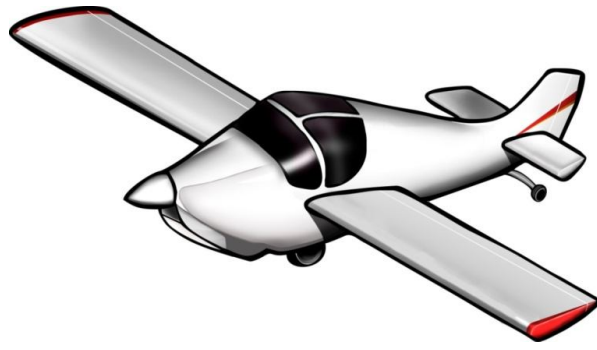


Figura 21. Configuración final y aspecto esperado de la aeronave.

4. DISEÑO PRELIMINAR

De acuerdo a los resultados del matching chart se procedió con lo propuesto por el método clase 1 de Roskam para el desarrollo de una plataforma alar y para las medidas y la localización de las superficies de control laterales.

- Área alar 28 FT
- Relación de aspecto: 8
- ángulo de aflechamiento: 0 grados

Para decidir la configuración estructural del ala, existen dos opciones:

- Ala cantiléver: Esta es la escogida por hacer una aeronave sin estructuras adicionales que aumentan la resistencia parasita.
- Ala con brazos o montantes

Localización del ala:

- De acuerdo a la sección 2.3.2 , se escogió la localización del ala.

Escogencia del ángulo de aflechamiento:

- Debido a que es una aeronave de baja velocidad, se escogió un ala sin aflechamiento.

4.1. ESCOGENCIA DEL PERFIL

Para la selección del perfil, inicialmente de la base de datos de donde se escogieron los pesos, encontramos los perfiles de estas aeronaves, se tomaron cinco perfiles para la selección inicial. El proceso se llevó a cabo con el software "Profili" y para esto el primer paso era encontrar el número de Reynolds adecuado. Para calcularlo fue necesario tener en cuenta datos tan importantes como la altitud, la velocidad y la

cuerda del ala, de los cuales se tenían los valores de 0 pies(nivel del mar),80MPH y 36 pulgadas. Respectivamente. Con los datos anteriores y la formula de Reynolds planteada en el Capítulo 1, fue posible obtener un numero de Reynolds equivalente a 4,984,000.

Haciendo un análisis detallado, de la primer gráfica se puede observar que los perfiles TSAGI 12 y NACA 4412 son los que mejor relación Coeficiente de "Lift" / Coeficiente de "Drag".

El criterio de escogencia en la segunda gráfica es primero observar los perfiles de menor coeficiente de "drag" y luego los que tengan mayor coeficiente de "lift. Los perfiles que se acomodan mejor a estas pautas nuevamente son los NACA2412, NACA 4412 Y TSAGI 12%. Estos dos pasos deben dar el mismo resultado, pues la segunda gráfica es la primera gráfica, pero separando los coeficientes de "lift" y "drag".

Para la tercera gráfica, el criterio es tener un bajo coeficiente de momento, con el fin de más adelante no tener problemas de dinámica de vuelo, ya que el avión tendría un momento inherente que habría que entrar a corregir. El perfil que cumple con estas características es el TSAGI 12%, Después le siguen los NACA 2412 y el NACA 2413.

Por consiguiente el perfil que se escoge es el TSAGI 12%

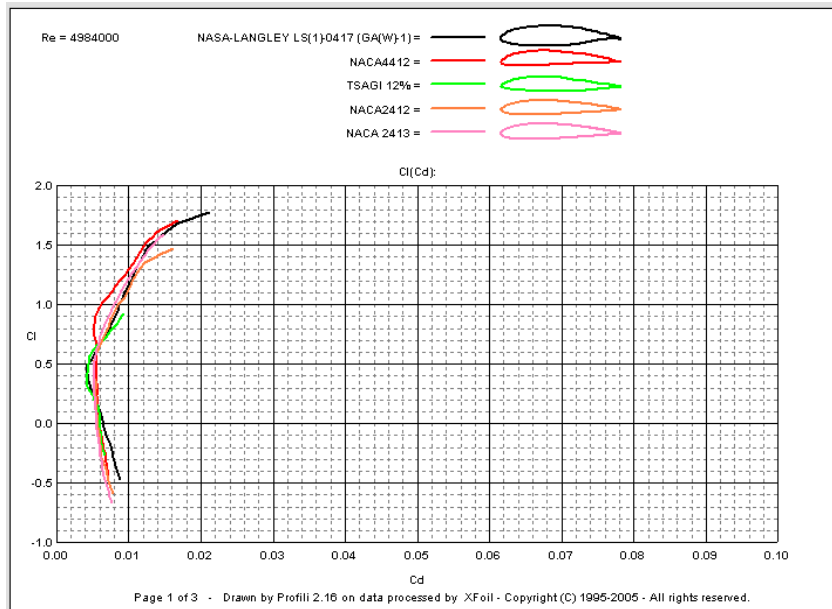


Figura 22. Gráfica polar cl/cd @ 4.984.000 Re.

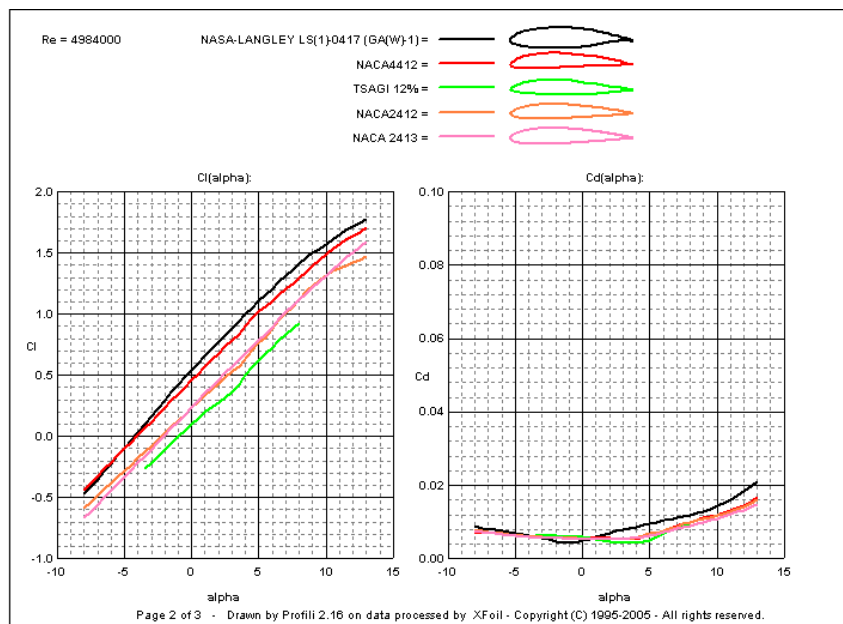


Figura 23. Cl alpha y Cd alpha @ 4.984.000 Re.

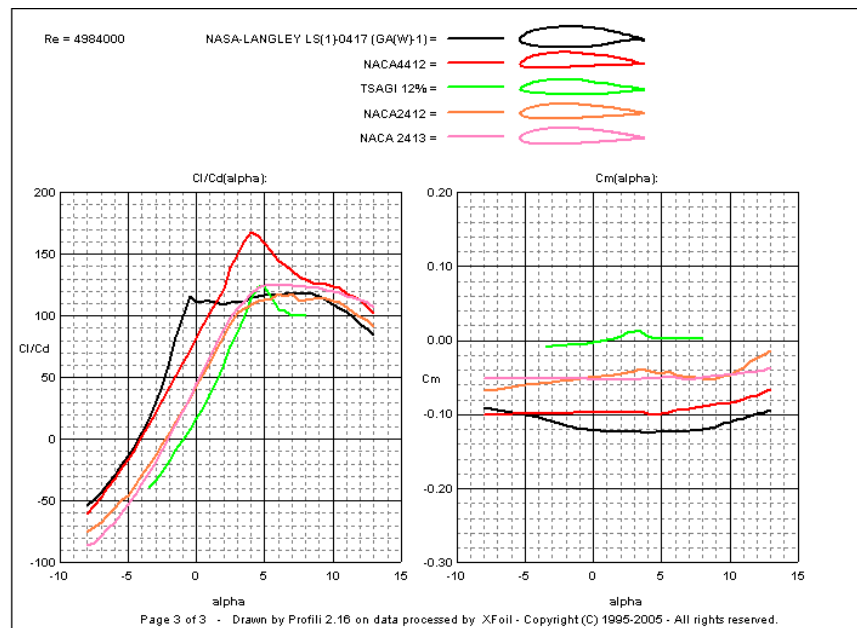


Figura 24. cl/cd Alpha y Cm alpha @4.984.000 Re.

Escogencia de la relación de cuerdas

- Tomando como referencia el lineamiento de diseño, de las aeronaves de fumigación y debido a que esto es un parámetro adimensional, pudiendo comparar los tamaños reales, con el que se piensa diseñar, se puede observar que varían entre 0,7 y 1, el escogido es 0,7.

Para determinar los coeficientes de sustentación en las configuraciones de limpio, despegue y aterrizaje, se utilizaron los datos del matching chart.

- Cl_{max} limpio: 1,8
- CL_{max} configuración de despegue: 1,6
- CL_{max} configuración de aterrizaje: 1,3

Para determinar tipo, tamaño y ubicación de las superficies laterales de control, se utilizó las relaciones de las aeronaves de fumigación existentes, debido a que estos

parámetros son adimensionales y en relación con las otras aeronaves de fumigación son muy similares sin importar el peso.

- Relación alerón cuerda .52/.92
- Relación alerón-envergadura .26

Determinar la ubicación de las vigas del ala:

- Por criterio, debido a que es una ala que no va a cargar peso de combustible y una cuerda pequeña, solo se utilizará una sola viga en forma de o ubicada al 30% tal cual se asume para todas las vigas delanteras.

Computar la el peso del combustible en el ala:

- NO APLICA, por llevar el combustible en el fuselaje.

Definir al ángulo diedro:

- Aunque se puede observar que las aeronaves de fumigación poseen un ángulo diedro que oscila entre 3 y 7 grados, se escogió por facilidad para la construcción un ángulo de 0.

Definir el ángulo de incidencia:

- Una de las consecuencias del ángulo de incidencia del ala se pueden ver reflejadas en la resistencia de la aeronave en el crucero, además que un excesivo ángulo de incidencia genera un desbalance sobre el eje transversal, generando un excesivo trim o en su defecto una incidencia contraria en el estabilizador horizontal. Por ello para el primer vuelo se inició con un ángulo de 0 grados, dejando la incidencia con la posibilidad de modificarse.
- La otra consecuencia del ángulo de incidencia en el ala, es la distancia de despegue, en este caso no se tiene en cuenta ya que el perfil escogido es un

perfil semiplano por debajo, por lo que este perfil en su posición de 0 grados de ángulo de incidencia es un perfil que ya está generando sustentación, caso contrario que el de un perfil simétrico en donde sí se debería colocarle algún tipo de incidencia positiva para que este generara sustentación.

4.2. PREDICCIÓN DE LA SUSTENTACIÓN

Con el fin de conocer la fuerza de sustentación exacta que producirá el ala, para poder diseñar la estructura que soporte dicha sustentación, se utilizará la herramienta de "lifting line theory".

4.2.1. Prandtl's Classical Lifting Line Theory

La primera teoría práctica para la predicción de las propiedades de sustentación en un ala finita fue desarrollada por Ludwig Prandtl y sus colegas en Gottingen, Alemania durante el periodo de 1911-1918. La utilidad de la teoría de Prandtl es tan buena que es utilizada hoy en día en las predicciones preliminares para las características de alas finitas.

Elección de la posición de los puntos de control

Para $K=1,2,3,4$

$$Y(K) = -\frac{b}{2} \left(1 - \frac{2k-1}{2M} \right)$$

Ecuación 9. Ecuación para el cálculo de la posición de los puntos de control.

b: Envergadura

k: punto de control

m: números de punto de control

Posición del punto de control en coordenadas polares

$$\theta(k) = \cos^{-1}\left(-\frac{2Y(k)}{y}\right)$$

Ecuación 10. Posición del punto de control en coordenadas polares.

Donde:

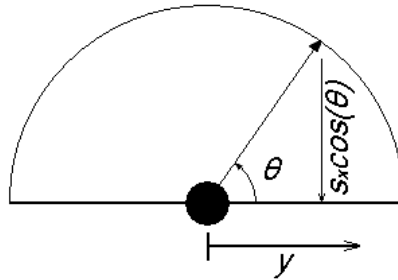


Figura 25. Posición del punto de control en coordenadas polares.

Fuente: Lifting line theory (en línea). Disponible en internet en la dirección: <http://en.wikipedia.org/wiki/File:Prandtl-lifting-line-coordinate-change.PNG> (Acceso 20 de julio de 2012).

Longitud de la cuerda en cada punto de control

$$C(K) = C_{root} \left(1 - \left(\frac{\lambda - 1}{b} \right) Y(K) \right)$$

Ecuación 11. Longitud de la cuerda en cada punto de control.

C_{root}: Cuerda en la raíz

λ : Relación de cuerdas.

b: Envergadura.

Y(K): Posición de los puntos de control.

Calcular los coeficientes del sistema de ecuaciones lineales

$$C(K, m) = \left(\frac{4b}{a(k) * c(k)} + \frac{2m - 1}{\sin \theta(k)} \right) * \sin((2m - 1) * \theta(k))$$

Ecuación 12. Cálculo de los coeficientes del sistema de ecuaciones lineales.

Tabla 14. Propiedades de la sección.

PROPIEDADES DE LA SECCIÓN							
k=	y(k)=	θ(k)=	C(k)=	a(k)=	α0(k)=	β(k)=	D(k)=
1	-2,667	28,95502437	0,56745497	0,566125	0	0	0,01745329
2	-1,905	51,31781255	0,61581832	0,614375	0	0	0,01745329
3	-1,143	67,97568716	0,66418168	0,662625	0	0	0,01745329
4	-0,381	82,81924422	0,71254503	0,710875	0	0	0,01745329

Escribir y resolver el sistema de ecuaciones lineales

$$\sum_{m=1}^M C(K, m) * A(m) = D(K)$$

Ecuación 13. Sumatoria del sistema de ecuaciones lineales.

Expandiendo la sumatoria,

$$C(1,1)A_1 + C(1,2)A_2 + C(1,3)A_3 + C(1,4)A_4 = D(1)$$

$$C(2,1)A_1 + C(2,2)A_2 + C(2,3)A_3 + C(2,4)A_4 = D(2)$$

$$C(3,1)A_1 + C(3,2)A_2 + C(3,3)A_3 + C(3,4)A_4 = D(3)$$

$$C(4,1)A_1 + C(4,2)A_2 + C(4,3)A_3 + C(4,4)A_4 = D(4)$$

Tabla 15. C(k,m).

1	37,74657381	81,97730849	49,737129	-34,8499
2	51,31078845	29,9873185	-68,922428	-0,99342
3	52,36196145	-23,78335814	-20,915572	56,66639
4	48,76168967	-47,58908407	43,0749732	-35,2823

Tabla 16. C(k,m) invertido.

0,003675	0,004628	0,00617696	0,00616
0,007712	0,000961	0,00024756	-0,00725
0,006062	-0,01053	0,0045087	0,001551
0,002078	-0,00776	0,01370746	-0,00816

Tabla 17. A(m).

A(m)=C(k,m)^-1*D(k)	
A1=	0,000360239
A2=	2,92E-05
A3=	2,77E-05
A4=	-2,39E-06

Calcular el CI

$$CI = \pi * AR * A_1$$

Ecuación 14. Cálculo del coeficiente de sustentación.

$$CI = \pi * 9,52 * 0,000360239$$

$$CI = 0,0107797$$

CI: Coeficiente de sustentación.

π : Número pi.

AR: Relación de aspecto.

Calcular Cd

$$\delta = 3 \left(\frac{A_3}{A_1} \right)^2$$

Ecuación 15. Cálculo de δ .

$$\delta = 0,0107797$$

$$e = \frac{1}{1 + \delta}$$

Ecuación 16. Factor de eficiencia de Oswald.

$$e = 0,9825718$$

$$Cd_i = \frac{cL^2}{\pi * AR * e}$$

Ecuación 17. Resistencia inducida.

$$Cd_i = 0,000003952$$

Tabla 18. Coordenadas del ala.

Axis	A	B	C	D
X	0	3,048	3,048	0
Y	0	0,048363352	0,59163665	0,736726703

La siguiente figura nos muestra la gráfica en coordenadas de nuestra ala, observando la vista superior.

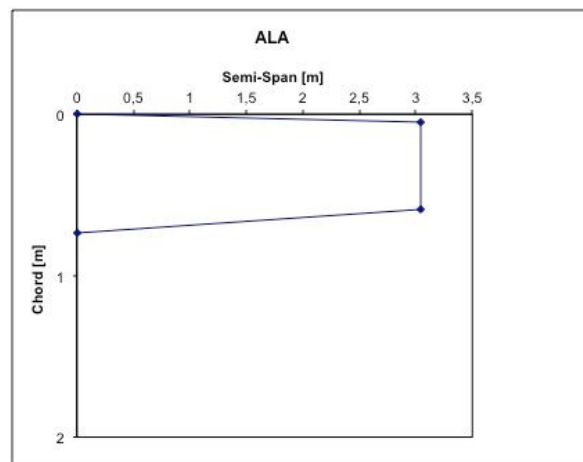


Figura 26. Vista superior del ala.

De acuerdo a la siguiente fórmula se calcula la distribución de la sustentación a lo largo de la envergadura:

$$\Gamma = 2 * b * V_{\infty} * A_n * \sin(n\theta)$$

Ecuación 18. Distribución de la sustentación a lo largo del ala.

Dónde:

b: Envergadura.

V_{∞} : Es la velocidad.

A_n : Coeficientes de la ecuación lineal resuelta líneas atrás.

θ : ángulo de la posición del punto de control.

Tabla 19. Distribución de las cargas en el ala.

y	Tetha(y)=	Gamma(Y)=	y/s=	CI(y)/CL	L(y)
3,048	0	0	1	0	0
2,667	28,95502437	0,127606093	0,875	0,695366242	665,869
1,905	51,31781255	0,20572444	0,625	1,033015597	1073,503
1,143	67,97568716	0,244279371	0,375	1,137295969	1274,689
0,381	82,81924422	0,26142773	0,125	1,134522033	1364,172
0	90	0,263492558	0	1,10595012	1374,946

La siguiente gráfica nos muestra la distribución de la sustentación a lo largo de la envergadura.

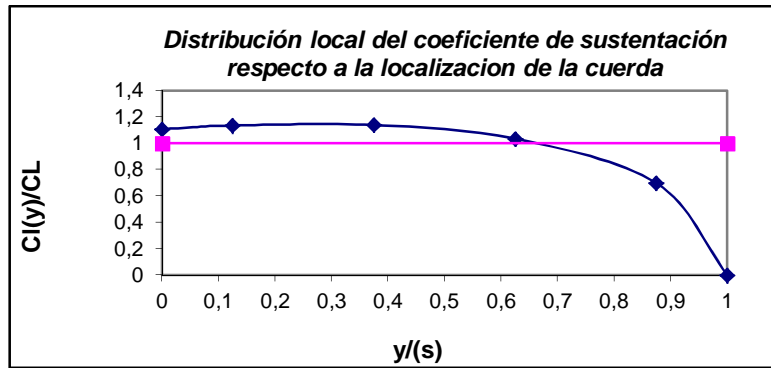


Figura 27. Distribución local del $Cl(y)/Cl$ vs $y/(S)$.

La siguiente figura nos muestra la distribución de la circulación sobre cada punto de área por envergadura,

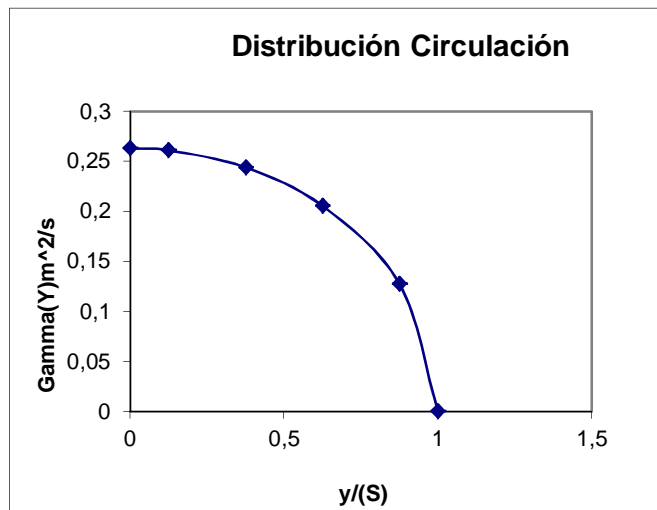


Figura 28. Distribución de la circulación.

Finalmente la siguiente figura nos muestra la distribución de la carga (sustentación), respecto a cada punto de área por envergadura.

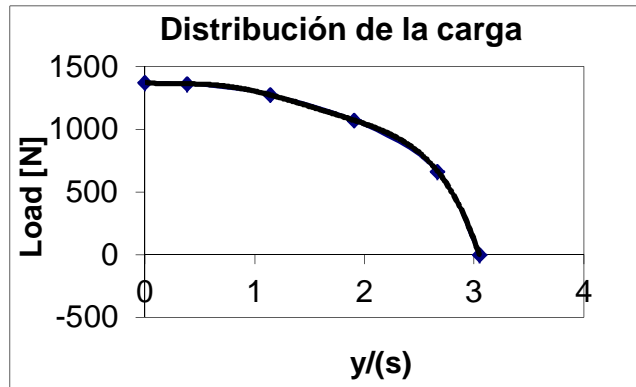


Figura 29. Distribución de la carga respecto a media envergadura.

4.3. ANÁLISIS ESTRUCTURAL

De acuerdo al perfil escogido (TSAGI 12%) y tomando como cuerda del perfil el valor de 3 pies, la forma final del perfil es mostrada en la siguiente figura:

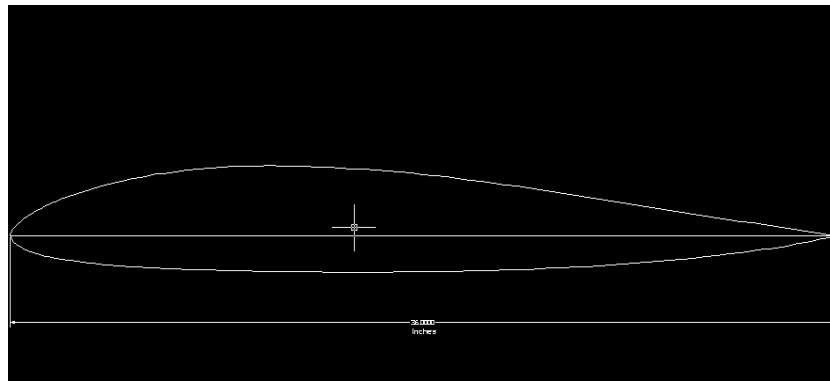


Figura 30. Vista de la costilla en Autodesk AutoCAD ®.

El peso estimado de la aeronave es de 298,414 Lbs, además de contar con factores de carga 6 positivos y 2 negativos, los cuales son los valores típicos de carga estructural para este tipo de aeronaves.

El punto de mayor carga se tiene en la raíz (Root), y el punto de 0 carga se tiene en la punta (Tip). La distribución de cargas mostrada en la siguiente figura es una aproximación de la misma, la cual nos permite obtener valores muy similares a la

distribución real de cargas que se asemeja más a una distribución parabólica o semi – parabólica.



Figura 31. Vista de la distribución de cargas en el ala.

Una vista de la sección transversal del ala con su configuración de vigas, como se puede ver en la siguiente figura.

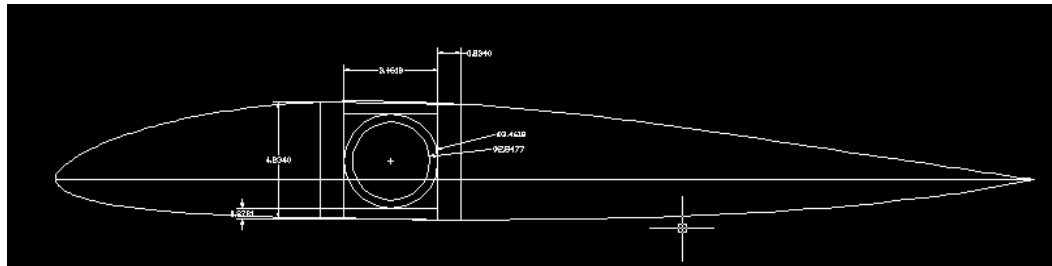


Figura 32. Configuración de la viga central del ala.

Ampliando la sección, tenemos la siguiente figura:

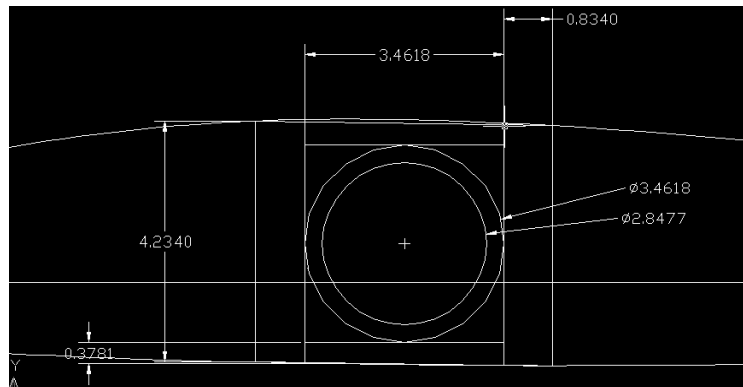


Figura 33. Configuración de la viga central del ala, ampliada. (Medidas en in.).

Debido a que el ala es donde va a estar suspendido el resto del avión, se calculó su esfuerzo en su punto máximo (explicado líneas atrás).

El ala se comporta como una viga en cantiléver, se tiene una carga de 294,414 Lbs que es el peso máximo de despegue, este peso multiplicado por el factor de carga 6 que pudiese alcanzar durante un viraje cerrado o alguna maniobra nos da la carga máxima.

El factor de carga es la relación entre el peso actual que actúa sobre el ala y el peso total del avión, en otras palabras es la relación entre el peso total y el peso muerto de la aeronave, este factor de carga varía desde 1 cuando el avión está recto y nivelado, 4 o 5 cuando el avión está virando, o realizando alguna maniobra un poco brusca. Este término se conoce como gravedades o G's

En el siguiente gráfico podemos ver como se incrementan las gravedades del avión al aumentar el ángulo de alabeo.

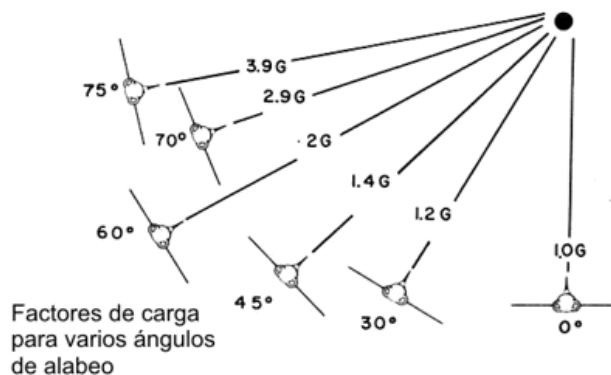


Figura 34. Factores de carga en un viraje.

Fuente: EET Numero 4 (en línea). Disponible en internet en la dirección:

http://www.oni.esuelas.edu.ar/2003/buenos_aires/62/tecnolog/clasifi.htm (Acceso 16 de abril de 2011)

De acuerdo a lo anterior, se construyó la Tabla 15 para el cálculo de dicho esfuerzo.

Partiendo de la ecuación,

$$\sigma = \frac{M * C}{I}$$

Ecuación 19. Esfuerzo de una viga en cantiléver.

Fuente: BEER, Ferdinand & JHONSTON, Rusel E. *Mecánica de materiales*, Ed.2 McGraw hill, Ecuación 4.15

Donde σ es el esfuerzo máximo, M es el momento, C es la distancia al eje neutro e I es el momento de inercia.

El momento de inercia de una viga en forma cuadrada es:

$$I_{xx} = \frac{1}{12} b * h^3$$

Ecuación 20. Momento de inercia.

Dónde:

I_{xx} : Es el momento de inercia.

b:Es la base de la viga.

h:Es la altura de la viga.

A continuación se muestran las dimensiones de la viga cuadrada y el cálculo del momento de inercia de la misma.

Tabla 20. Dimensiones de la viga cuadrada.

	b(m)	h(m)	B(in)	h(in)	Inercias 1	b(m)	h(m)	Inercia 2
Dimensiones viga cuadrada	0,042	0,108	1,668	4,234	4,392E-06	0,088	0,019	1,088E-06

De acuerdo a la anterior tabla y ecuación, se construye la siguiente tabla en donde se calculan las cargas máximas en la raíz, el momento producido por esta carga y su distancia y el momento de inercia.

Tabla 21. Distribución de medidas de la viga central.

		Carga max(N)	Momentos(N-m)	ej.neut(m)	Esf(Mpa)F.S	Esf no F.S.
Peso(Lbs)	294,41	7860,390133	14403,37888	0,054	70,669	0,043
Gravedades	6	801,2630105	22,62996942			

Lo anterior es sacado de la ecuación 9 que es el cálculo de la flexión en una viga, en la página anterior se explicó dicha ecuación.

Datos para el cálculo:

Tabla 22. Cálculos de esfuerzo para la viga central.

ej.neut(m)	Esf(Mpa)F.S	Esf no F.S.
0,054	105,614	0,043

Dónde:

Carga max: Carga máxima en la raíz del ala.

Momento: Producto entre la carga máxima y la distancia (Media envergadura)

B: Longitud de la base de la viga

h; Longitud de la altura de la viga

Ej.neut: Distancia al eje neutro

Esf: Esfuerzo

F.S: Factor de seguridad

De acuerdo a la sección anterior en donde se predice la sustentación, se halla que en la raíz del ala donde la carga es la máxima, la fuerza en Newtons es de 1374 N, lo que

significa que es de 140 Kg, aproximadamente unas 308 Lbs, que es inclusive superior al MTOW calculado.

El diseño de la viga en forma cuadrada, garantiza que con dicha configuración, el diseño cumple para dicha fuerza, inclusive se pensó en que no solo debía soportar el peso máximo si no también la existencia de 6 gravedades, pues se podría llegar a experimentarlas por el tipo de operación.

Para el empenaje se utilizó la misma configuración.

4.4. SELECCIÓN DEL MOTOR Y HÉLICE

De acuerdo a la potencia requerida encontrada previamente, es necesario seleccionar un motor que tenga una potencia al freno (BHP) del doble, pues debido a la altitud de ciertas regiones del país, el motor no tiene bomba de combustible, por lo que el este usa la succión del pistón para que el combustible entre al carburador.

La selección del motor es uno de los puntos más críticos en el diseño de una aeronave. De acuerdo a los resultados y a la potencia requerida.

Dentro de los motores disponibles en el mercado encontramos dos posibles motores,

A continuación se muestra una tabla con sus características:

Tabla 23. Especificaciones de los motores.

	DA 200	DLE 222
Desplazamiento [CC]	200	222.5
Potencia [HP]	19	21.5
peso [lb]	10.95	12.37
Rango de RPM	900-6700	1000-7500
Consumo combustible de	4.5 oz/min @ 6000 RPM	6 oz/min @ 7500 RPM

Fuente: Desert Aircraft (En línea) Disponible en internet en la dirección:

http://www.desertaircraft.com/engines_detail.php?Page=DA-200 (Acceso 1 de noviembre de 2011)

Los parámetros para seleccionar el motor fueron el peso, la potencia, y el consumo de combustible, debido a estos tres parámetros el escogido es el DA 200, pues por ser de menos desplazamiento tiene una potencia al freno de 19 HP, siendo más liviano que el DLE, mucho más económico en el consumo de combustible.

A continuación una figura del motor escogido.



Figura 35. Motor DA 200.

*Fuente: Razor Hobbies (en línea) Disponible en internet en la dirección:
http://www.razorhobbies.com/index.php?main_page=popup_image&pID=326 (Acceso 14 de abril de 2011)*

De acuerdo al consumo específico 4.5 Oz/min, y combinándolo con el peso del combustible estimado de 64 Lb, obtenemos una autonomía de 227 minutos, aproximadamente 3 horas y 40 minutos.

El tanque requerido, de acuerdo a la densidad de nuestro combustible que es de 6.667lbs/lt, sería de 9.59 Litros.

La hélice escogida es una hélice fabricada en fibra de carbono, por la fábrica Mezklij-Modellbau.

El fabricante del motor dice que esta hélice es la recomendada para usar, la hélice es la 29X123B, con un diámetro de 29 pulgadas y un paso de 12 pulgadas, de tres aspas.



Figura 36. Hélice de tres palas recomendada por el fabricante del motor.

Fuente: Mejzlik-Modellbau (en línea) Disponible en internet en la dirección <http://www.mejzlik.eu/3-bladed/propeller-16-x-11-3b>
(Acceso 20 de mayo de 2011)

El área alar de acuerdo al "Matching Chart" es de 28 ft^2

4.5. DISEÑO PRELIMINAR DE LA AERONAVE

Se parte de la idea de diseñar una tendencia nueva en las aeronaves de fumigación, aprovechando que la construcción de la aeronave final va a ser en material compuesto, se puede dar curvas que reducen la resistencia. Se quiere cambiar la tendencia de las aeronaves actuales. (Ver Anexo 1. Planos)



Figura 37. Diseño final, render CATIA Dassult Systèm ®.

La siguiente tabla muestra la recopilación de todos los datos para la aeronave, con el fin de seguir el proceso de construcción.

Tabla 24. Datos de la aeronave.

Peso	MTOW (lb)	Wto	294,414
	Carga paga(lb)	Wpl	63,675
	Peso del combustible (lb)	Wf	64,269
	Peso con la aeronave vacía (lb)	We	166,47
Características del ala	Relación de aspecto	AR	8
	Tipo de ala	n/a	Ala media
	Área alar (ft ²)	S	28
Motor	W/P (Lbs/Hp)	-	50
	Numero de motores	N	1
	W/S (Psf)	-	10
	Modelo de motor	-	DA200
	Modelo de hélice	-	29x1233
	Paso de la hélice (in)	-	12
Otras características	Tren de aterrizaje	-	Fijo
	Tipo de empenaje	-	Convencional

4.6. PESO Y BALANCE

El cálculo del peso y balance en una aeronave es un paso verdaderamente importante cuando se diseña una aeronave de cualquier tipo. Cualquier modificación en el peso, un nuevo instrumento, carga y otros elementos como baterías y servos que se relacionen con el peso afectan el centro de gravedad y es importante a la hora de la distribución de cargas. El centro de gravedad adelante del centro aerodinámico causa una pequeña tendencia en un cabeceo negativo, en cambio si el centro de gravedad se encuentre detrás del centro aerodinámico, el comportamiento es totalmente diferente, ya que la aeronave en vuelo tendera a ir siempre con la nariz arriba.

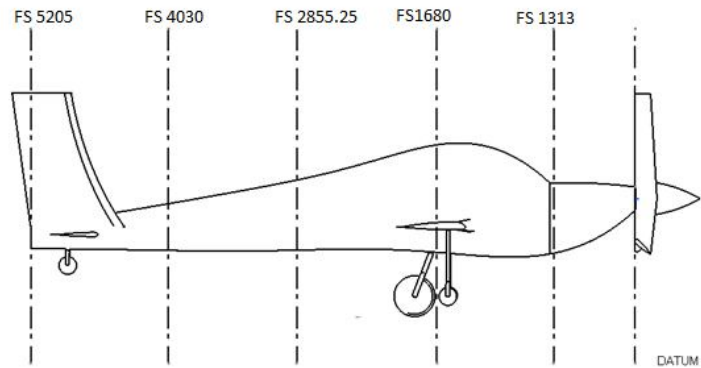


Figura 38. Peso y balance.

A continuación se muestra la tabla donde se muestran los pesos, el brazo respecto al datum escogido y el momento que produce cada componente o grupo de componentes.

Tabla 25. Cálculo para peso y balance.

Tipo de Componente	Wi (lbs)	Xi (mm)	WiXi (lbs-mm)
Grupo fuselaje	55	2000	110000
Grupo ala	52	1600	83200
Grupo motor	20	200	4000
Grupo tren de aterrizaje llanta principal	12	200	2400
Grupo tren de aterrizaje llantas de soporte	14	1400	19600
Grupo equipo fijo	10	1600	16000
Empty weight (lbs)	163	1442,94	235200
Carga paga	63,675	1500	95512,5
Combustible	58	650	37700
Takeoff weight (lbs)	284,68	1294,15	368412,50

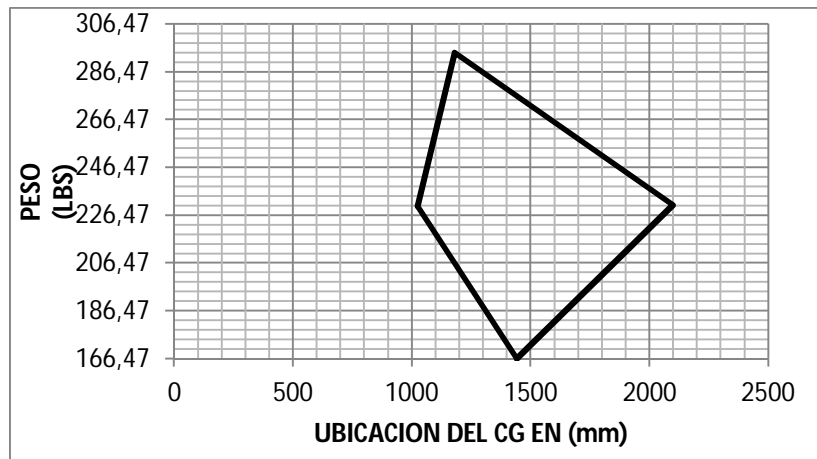


Figura 39. Comprobación peso y balance.

4.7. RENDIMIENTO

Para conocer el comportamiento de la aeronave con las diferentes variables como el arrastre, la sustentación, el peso, y el empuje es importante hacer el análisis que puede mostrar si los cálculos realizados sobre estas fuerzas son correctos, o si estas fuerzas necesitan ser cambiadas para que la aeronave realice correctamente la misión propuesta.

Las siguientes son las ecuaciones que pueden representar dichas fuerzas,

$$T = D = q_{\infty} * S * C_d$$

$$L = W = q_{\infty} * S * c_l$$

La siguiente figura nos muestra las 4 fuerzas que actúan sobre una aeronave.

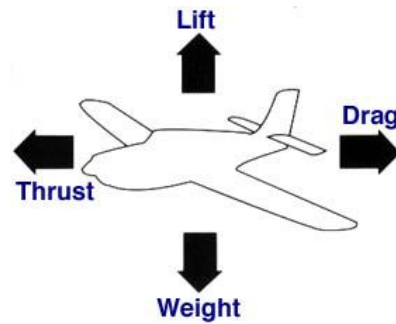


Figura 40. Fuerzas Aerodinámicas en la aeronave.

Delas dos ecuaciones anteriores podemos obtener:

$$\frac{W}{T} = \frac{C_l}{C_d}$$

Empuje requerido VS velocidad

De allí, es posible hallar el empuje requerido para una aeronave

$$T_R = \frac{W}{\frac{C_L}{C_d}} = \frac{W}{L/D}$$

Como nota adicional, es importante saber que el empuje requerido depende de la velocidad.

A partir de los siguientes datos teóricos, se hizo el cálculo de performance, este cálculo es teórico, y se realizó basado en el curso de diseño conceptual de aeronaves.

Tabla 26. Tabla de datos para el cálculo de performance.

Envergadura[Ft]	24
Area alar[Ft ²]	45
Peso [Lbs]	280
Capacidad de combustible[Gal]	6
Potencia del motor[Hp]	15
Consumo especifico de combustible[Lb/hp-Hr]	0,04
parasite drag coefficient	0,025
Factor de eficiencia Oswald	0,8
Eficiencia de la hélice	0,8
Velocidad asumida[Ft/Sg]	50
Rango de velocidad[Ft/sg]	0-200
Densidad del aire a nivel del mar[Slug/Ft ³]	0,002377

Se hicieron algunos cambios como el aumento del rango de la velocidad de operación, esto debido a que el resultado a bajas de velocidades de la gráfica de potencia requerida VS velocidad, daba como resultado una gráfica errónea.

La siguiente tabla son los cálculos a partir de los datos:

Tabla 27 Cálculos de performance para graficar

Relación de aspecto	12,8
Presión dinámica Q	2,97125
Cl	2,09414294
Cd	0,16132102
T/W	0,07703439
Empuje Requerido	21,5696282
L=W	280
T=D	0
zero lift Tr	3,34265625
lift-induced Tr	18,2269719
Empuje Requerido	21,5696282
Cl	2,09414294
Empuje requerido=Empuje disponible	21,5696282
Potencia requerida	1078,48141
Potencia requerida	1078,48141
Velocidad asumida de crucero	50
Coeficiente de arrastre Inducido	0,075
Potencia Disponible	862,785127
Velocidad asumida de crucero	50
Potencia requerida	1078,48141

La siguiente figura muestra la potencia requerida en función de la velocidad

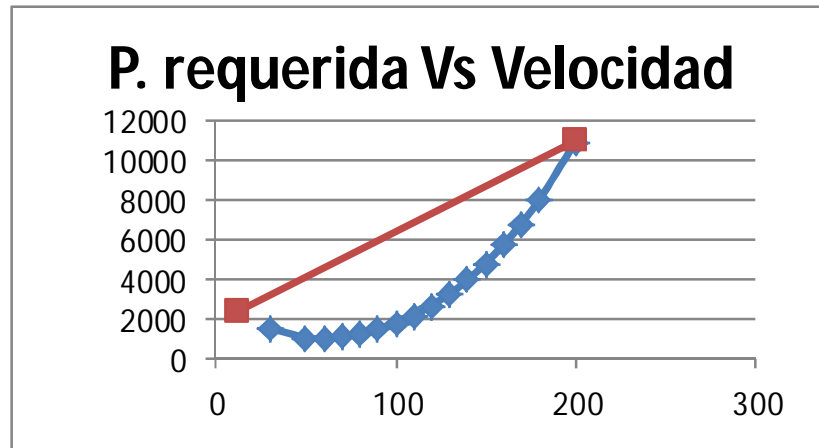


Figura 41. Potencia Requerida VS Velocidad.

La siguiente figura nos muestra el empuje requerido VS la velocidad.

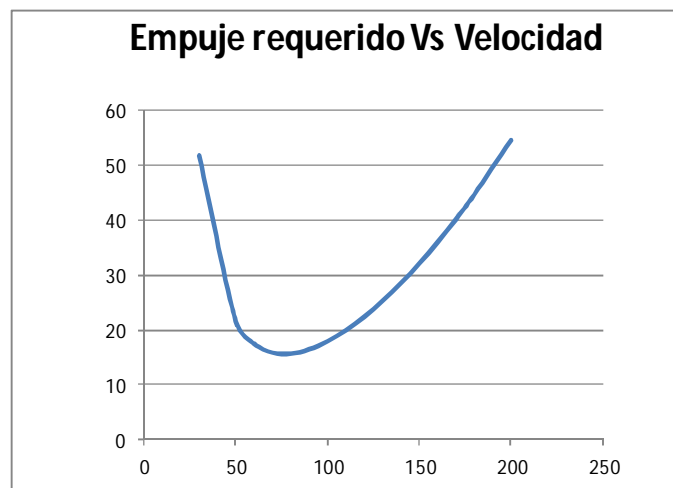


Figura 42. Empuje requerido VS Velocidad.

La siguiente tabla nos muestra los resultados obtenidos durante las pruebas de vuelo, se tomaron tiempos de despegue ascenso y crucero, distancias de despegue y aterrizaje, teniendo en cuenta los porcentajes de potencia, los cuales se tomaron respecto a la posición del carburador.

Tabla 27. Resultados experimentales del prototipo

	DISTANCIA[m]	TIEMPO [sg]	%POTENCIA	Combustible Usado total[mL]
Despegue	4.5	4	80	295
Ascenso	no aplica	20	70	
Crucero	300	300	30	
Aterrizaje	80	6	Idle	
Tiempo total	5 minutos			

5. DISEÑO DETALLADO

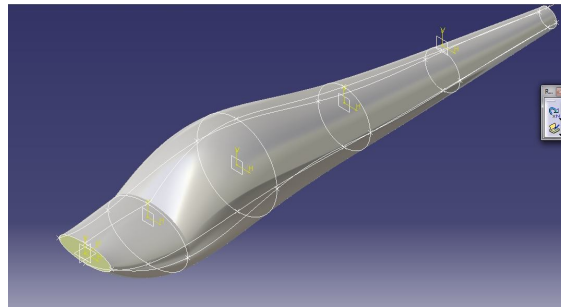


Figura 43. Modelaje del fuselaje en CATIA.

Para lograr una estabilidad en la forma, se utilizan formadores. En la siguiente figura se puede ver las estaciones en las cuales van ubicados los formadores del fuselaje:

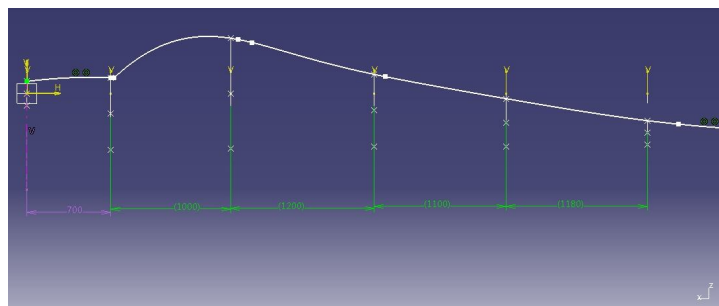


Figura 44. Modelaje del fuselaje 2 CATIA.

A continuación se muestran cada uno de los formadores en detalle con las medidas y la forma correspondiente. La siguiente figura muestra el primer formador:

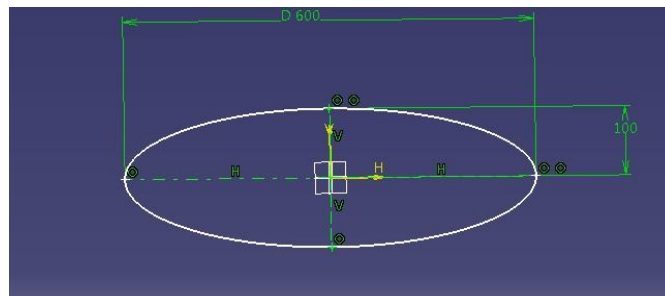


Figura 45. Cuadernas o formadores número 1 del fuselaje.

La siguiente figura es una vista frontal en donde se ven 4 formadores del fuselaje:

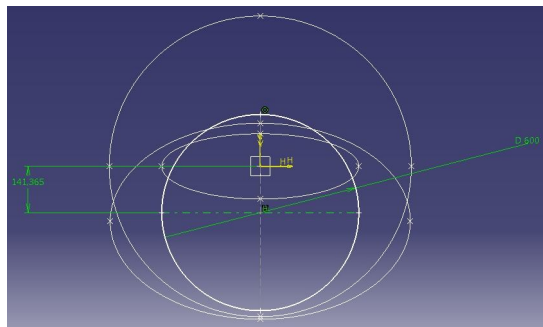


Figura 46. Cuadernas número 2 del fuselaje.

La siguiente figura es una vista frontal en donde se ven 4 formadores del fuselaje:

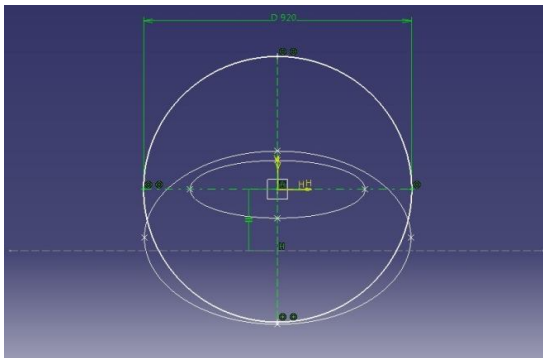


Figura 47. Cuadernas número 3 del fuselaje.

La siguiente figura es una vista frontal en donde se ven 5 formadores del fuselaje:

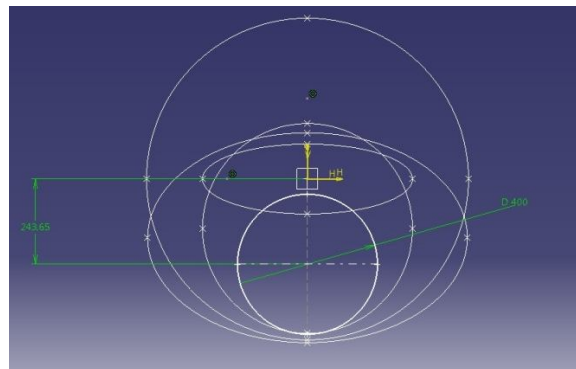


Figura 48. Cuadernas del fuselaje 4.

La siguiente figura es una vista frontal en donde se ven 6 formadores del fuselaje

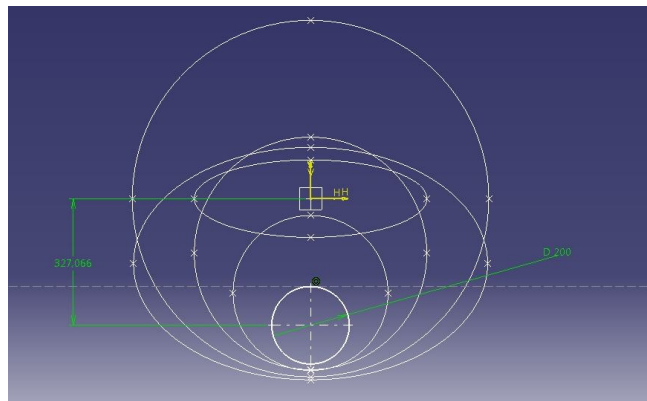


Figura 49. Cuadernas del fuselaje 5.

Finalmente, al construir todas las cuadernas se puede proceder al ensamble de acuerdo a la siguiente figura:

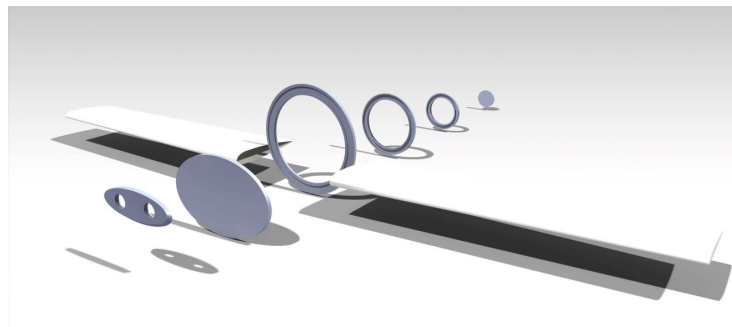


Figura 50. Elementos primarios de la estructura.

6. MÓDULO DE COSTOS

El módulo de costos se realizó con el objetivo de tener el valor total del proyecto; está basado en valores vigentes para lo correspondiente a salarios y también para los productos y servicios requeridos.

Como resultado se obtuvo un costo total del proyecto de \$ 148.510.000,00 COP que se encuentra dentro de un rango razonable para su desarrollo teniendo en cuenta que se trata de un producto de gran interés para el sector agrícola además de contar con la flexibilidad para ser empleado en otras áreas. La siguiente tabla es la relación de gastos que se debería tener.

Tabla 28. Módulo de costos.

MÓDULO DE COSTOS				
PROCESO	RAZON	DETALLES	COSTO	
DISEÑO	Nómina	1 ingeniero, 400 horas, \$42000 por cada hora	\$ 16.000.000,00	
	outsourcing	Todo lo relacionado con digitalización y análisis computacional	\$ 2.000.000,00	
	Locación	No se requiere arrendar para esta etapa	\$ 0,00	
	Papelería		\$ 200.000,00	
	Construcción prototipo a escala	Motor	\$ 300.000,00	
		Partes electrónicas y accesorios	\$ 500.000,00	
		Madera, monokote y adhesivos	\$ 400.000,00	
		Tren de aterrizaje y accesorios	\$ 200.000,00	
		Radio Control	\$ 700.000,00	
	MANUFACTURA	Nómina	1 ayudante, 1280 horas, \$12000 por cada hora	\$ 15.360.000,00
			1 ayudante, 1280 horas, \$12000 por cada hora	\$ 15.360.000,00
		1280 horas adicionales para el ingeniero, \$42000-por cada hora	\$ 53.760.000,00	
Locación		Alquiler de un recinto para la construcción durante 8 meses	\$ 5.600.000,00	
Herramientas		Alquiler y compra de indumentaria para la construcción	\$ 5.000.000,00	
Materia prima		Fibras, resinas y materiales para la construcción	\$ 3.000.000,00	
Planta motriz		Motor DA 200	\$ 11.550.000,00	
Sistemas		Tren de aterrizaje	\$ 500.000,00	
		Sistema FPV (first person viewer) : incluye instrucción.	\$ 4.000.000,00	
		Sistema de control de vuelo	\$ 2.000.000,00	
		Sistema de control automático de vuelo	\$ 1.000.000,00	
		Sistema de riego	\$ 1.000.000,00	
		Sistema de luces	\$ 200.000,00	
Acabados			\$ 800.000,00	
PRUEBAS	Nómina	40 horas adicionales para el ingeniero, \$42000 por cada hora	\$ 1.680.000,00	
		40 horas adicionales para 1 ayudante, \$12000 por cada hora	\$ 480.000,00	
		40 horas adicionales para 1 ayudante, \$12000por cada hora	\$ 480.000,00	
		1 ayudante como personal en tierra, 40 horas, \$12000 por cada hora	\$ 480.000,00	
		1 ayudante como personal en tierra, 40 horas, \$ 12000 por cada hora	\$ 480.000,00	
	Combustible		\$ 500.000,00	
	Impuesto aterrizaje		\$ 300.000,00	
	Outsourcing registro de datos	Sistemas de telemetría	\$ 1.500.000,00	
COMERCIALIZACIÓN Y DOCUMENTACIÓN	Nómina	40 horas adicionales para el ingeniero, \$42000 por cada hora	\$ 1.680.000,00	
	Outsourcing, publicidad	Empresa encargada de promocionar la aeronave en el gremio agrícola y en exhibiciones	\$ 1.000.000,00	
	Papelería y Trámites		\$ 500.000,00	
	TOTAL			\$ 148.510.000,00

7. OTROS SISTEMAS

7.1. SISTEMA DE RIEGO

El sistema de riego de una aeronave de fumigación es por aspersión. El líquido escogido para este proyecto es el glifosato, debido a su alta utilización en el país para la radicación de cultivos ilícitos.

Tabla 29. Densidades de combustible vs líquido fumigador.

	densidad (g/l)	porcentaje
Metanol	791.8	50%
Aceite de ricino	961.5	20%
Nitrometano	1137.1	30%
Mezcla	929.33	
Glifosato	1170	
% Diferencia de densidades	4.114017094	

Como lo muestra la anterior tabla, donde la mezcla corresponde a el combustible de densidad 929 gr/L para el cual fue diseñada la bomba tipo Sullivan, propuesta y conociendo la densidad del glifosato de 1170 gr/L, Se tiene que el porcentaje de diferencia es del 4 %, en densidades.

Para la aeronave, se utilizan dos bombas para el abastecimiento de aeromodelos, la especificación de la bomba es *Sullivan Streamer*, que tiene una capacidad de unos 900 Gramos por minuto, que nos daría un tiempo de aspersión de aproximadamente 32 minutos.

Esta bomba trabaja con una batería de 12 V de corriente directa, que se puede suplir con una batería de polímero de litio de 11.1 V y de poca capacidad debido al peso, exactamente la batería pesa 130.4 Gramos. La siguiente figura muestra la bomba propuesta para la aspersión del fungicida.



Figura 51. Bomba para la aspersion.

Fuente: Serpa aerodelismo (en línea) Disponible en internet en la dirección:<http://www.aerodelismo-serpa.com/correa-sujeccion-futaba-p-962.html> (Acceso 16 de abril de 2011)

La siguiente figura muestra la batería propuesta para la operación de esta bomba.



Figura 52. Batería de polímero de litio, 11.1 v.

Fuente: ZIMBIO (En línea). Disponible en internet en la dirección:
http://www.zimbio.com/Rc+Cars+And+Trucks/articles/xGFbRYppw_B/Venom+20C+1300Mah+11+1V+3+Cell+Lipo+Battery. (Acceso 16 de abril de 2011)

Se escoge este tipo de baterías pues la capacidad de descarga es muy alta, unos 20 C o 25 C (20 O 25 Veces la capacidad de la batería, es lo que es capaz de entregar) y también por ser hechas en polímero de litio son muy livianas.

Otro accesorio que es recomendable usar, es un regulador de voltaje, ya que las baterías suben con la carga hasta 13 voltios, y podría reducir la vida útil de la bomba. La siguiente figura muestra el regulador propuesto.



Figura 53. Regulador de voltaje.

*Fuente: RADICAL RC (en línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.radicalrc.com/category/Voltage-Regulators-86>
(Acceso 16 de abril de 2011)*

La otra gran ventaja de estas baterías es que pueden ser cargadas, incluso con carga remanente, sin deteriorarse o calentarse. La gran desventaja es que son unas baterías bastante inestables, ya que si no se manipulan con cuidado, se pueden incendiar o explotar de manera espontánea.

El flujo másico de bombeo varía de acuerdo a la densidad del producto, para el glifosato cuya densidad es de 360 g/l es de 2.5 litros por minuto, que de acuerdo a la capacidad de la aeronave de libras de carga paga, unos 28.943 Gramos, equivalentes a 80,39 litros totales, y un tiempo de aspersión de 32 minutos.

7.2. SISTEMA DE GUIADO POR CÁMARA

Para extender su rango, se puede utilizar una cámara a bordo de la aeronave, que permita la extensión de su rango, es decir, debido a que la aeronave está operada remotamente por un transmisor utilizado deportivamente en el aeromodelismo, se necesita de contacto visual en todo momento con la aeronave para poder controlarla. Con la instalación de una o más cámaras a bordo se puede extender el rango de la aeronave mucho más, debido a que se tendría contacto con la aeronave y una referencia en tierra.

7.2.1. FPV

FPV significa First Person View, y es la sigla para identificar el vuelo de una aeronave radio-controlada por medio de una cámara inalámbrica instalada en el modelo y básicamente consiste en dejar de ver el modelo desde la tierra, para ver la tierra desde el aire, tal cual como un piloto real que estuviera montado en la aeronave.

Es importante destacar la implementación de este sistema, pues la aeronave que se piensa desarrollar no es una aeronave autónoma, y cuando se aparta de la visión de su piloto en tierra debe ser controlado por una cámara abordo, tal cual se hace con las aeronaves no tripuladas, por ello se encuentra en el FPV una alternativa bastante efectiva.

Se debe dividir en dos grandes grupos los sistemas a usar:

- Grupo aire o equipo de vuelo que consta de. la aeronave, la cámara, el equipo transmisor de video, la antena transmisora de video, baterías para la cámara y el transmisor, servomotores para mover la cámara de video (opcional), telemetría (opcional), modem de datos inalámbrico (opcional).
- Grupo tierra o equipo en tierra, que consta del receptor, entre otros equipos.

7.2.2. Descripción De Elementos Utilizados En El Grupo Aire

- Cámara

Los tipos de cámaras utilizadas, son minis o micros, que por su tamaño y bajo peso son ideales para esta disciplina, hay dos tipos, las que tienen sensor CCD⁹ y las que tienen sensor CMOS¹⁰

⁹ CCD: charge coupled device, es un sensor con diminutas células fotoeléctricas que registran la imagen, que es procesada por la cámara y registrada en la tarjeta de memoria, la resolución de la cámara es proporcional al número de células fotoeléctricas.

De acuerdo al tamaño del sensor, también se clasifican las cámaras, para FPV son usados los de 1/3 y 1/4.

En cuanto al lente, se usan lentes que den visión entre 60 y 110 grados.

La alimentación de las cámaras pueden ser por 5V o 12 V

Y respecto a la normatividad en Europa y Sur América se utiliza PAL¹¹ y en Norte América se utiliza NTSC¹²

- Transmisores de video

Se utilizan frecuencias de 2.4 GHz debido a las amplias disponibilidades de antenas en el mercado, y la potencia utilizada en los transmisores de video son de 500 a 1000 mW.

El alcance de la señal depende de la potencia del transmisor, el tipo de antena, el receptor y el nivel de interferencia entre los componentes electrónicos, las condiciones atmosféricas, entre otros.

- Movimiento de la cámara

Un buen montaje se puede dar con dos servos, uno para ajustar el enfoque y otro para el movimiento de la cámara.

¹⁰ CMOS: Del mismo principio de funcionamiento que lo anterior, pero con un consumo eléctrico mucho menor, económico, mayor cantidad de píxeles, entre otros factores.

¹¹ PAL: Phase alternating Line, y es la designación del sistema de codificación utilizado para la transmisión de señales de televisión analógica en color.

¹² NTSC: National Television System Comitee, y es lo mismo que el PAL, pero para la reglamentación Norte americana y otros países como Japón.

- Telemetría

Esto mejora la interacción piloto-entorno, la telemetría nos proporciona datos referentes a posición y funcionamiento del avión. Se puede obtener una vista de los parámetros, superpuesta a la imagen de vídeo, y por medio de un modem se puede mejorar la transmisión de los datos.

La siguiente figura son tomas aéreas de aeronaves operadas remotamente, pero con el sistema FPV, descrito líneas atrás



Figura 54. Imágenes reales de los sistemas de guiado por cámara.

Fuente: AEROMODELISMO VIRTUAL (en línea) Disponible en internet en la dirección:
<http://www.aeromodelismovirtual.com/showthread.php?t=74> (Acceso 16 de abril de 2011)

7.2.3. Descripción De Elementos Utilizados En El Grupo Tierra

Grupo tierra o equipo de tierra, consta del transmisor de la aeronave, el receptor de la señal de video, la antena receptora de video, el equipo para la visualización de las imágenes a y una batería para la alimentación de los equipos audiovisuales.

- Transmisor avión

Para el control de nuestra aeronave se debe utilizar un radio que al menos nos garantice dos canales libres para poder interactuar la cámara.

Para el proyecto, un buen equipo de control sería un JR9503 de transmisión en banda 2.4 GHz.

- Receptor de la señal de video

La siguiente figura muestra el receptor de video propuesto:



Figura 55. Receptora de la señal de video.

*Fuente: AEROMODELISMO VIRTUAL (en línea) Disponible en internet en la dirección:
<http://www.aeromodelismovirtual.com/showthread.php?t=74> (Acceso 16 de abril de 2011)*

Es el equipo que recibe la señal de video de nuestra aeronave, trabaja con 12 V de corriente directa.

7.3. CONTROL AUTOMÁTICO DE VUELO

Éste sistema está compuesto por tres partes principales, una tarjeta madre con un procesador, una tarjeta de sensores y un receptor GPS. Su montaje es de gran facilidad teniendo en cuenta que los componentes se adquieren por separado.

Tarjeta Ardupilot Mega (Arduino-compatible autopilot board): Es la tarjeta madre dónde se alojan el resto de los componentes que conforman el sistema automático de vuelo, posee un procesador ATmega 1280 que tiene instalado un interfaz para ser manipulado a radio control y con las ranuras y puertos para que el usuario instale el software correspondiente al piloto automático.

Tarjeta IMU (IMU shield): Sobre esta tarjeta están integrados varios tipos de sensores empleados para aplicaciones robóticas y de UAV que permiten obtener información

sobre aceleraciones angulares en los tres ejes, temperaturas y presiones absolutas además de poseer una capacidad de almacenamiento de 16MB.

Tabla 30. Receptor GPS MediaTek MT3329.

Dimensiones	16mm x 16mm x 16mm
Arranque en frío	máximo 35 segundos
Arranque en tibio	máximo 34 segundos
Arranque en caliente	máximo 1 segundo
Consumo mínimo	Buscando señal: 48mA y en el seguimiento: 37mA
Interfaz	USB
Peso	8 g

*Fuente: DIYDRONES (en línea) Disponible en internet en la dirección: http://store.diydrones.com/product_p/br-0012-01.htm
(Acceso noviembre 13 de 2011)*

El sistema de piloto automático en estas aeronaves es un equipo opcional, ya que la fumigación es netamente manual, sería para utilizarse en los cortos cruceros de desplazamiento a las zonas de riego.

7.4. SISTEMA ELÉCTRICO

La parte eléctrica de la aeronave es de donde se obtiene el control de la misma, que está gobernado por un receptor que recibe la señal del equipo transmisor operado desde tierra y envía la señal a los servos que son los que finalmente accionan las superficies de control.

En total se propone utilizar 12 servos por el tamaño de las superficies distribuidos así, 6 para los alerones, 2 para los elevadores, 3 para el timón, y 1 para el acelerador.

Los servos que se proponen son servos de alto torque, como los de la siguiente figura marca SAVOX.



Figura 56. Servos propuestos.

Fuente: SAVOXUSA (en línea) Disponible en internet en la dirección http://shop.rc-electronic.com/e-vendo.php?shop=k_emcotec_e&SessionId=&a=article&ProdNr=A11025&t=6&c=13&p=13 (Acceso noviembre 13 de 2011)

El consumo promedio por servo depende mucho del tipo de vuelo, del viento, de la potencia, se asume un consumo alto por seguridad de 70 mah por servo, que nos da un consumo de 840mah.

La fuente de poder propuesta para estos tipos de servos, son dos baterías de 7.4 o 2 celdas de 3700 mAh de polímero de litio, estas baterías se escogen de esta capacidad para ser conservadores ya que hasta no hacer pruebas de vuelo no se podía estimar cuanto es el consumo promedio por las baterías.

La siguiente figura muestra la batería propuesta:



Figura 57. Batería.

Fuente: Hobby King, (En línea) Disponible en internet en la dirección http://hobbyking.com/hobbyking/store/uh_viewitem.asp?idproduct=7651 (Acceso noviembre 13 de 2011)

8. CONSTRUCCIÓN DE LA AERONAVE

La selección del material fue realizada analizando consideraciones generales y posibles condiciones de operación, teniendo especialmente en cuenta los esfuerzos que la estructura debía de soportar, la forma de cómo se iba a construir, el proceso de manufactura, las condiciones ambientales y otros factores que ayudaron a escoger los materiales más adecuados para satisfacer cada requerimiento.

Para la piel y otras partes en general, hay que considerar que se necesita una capa que proteja a todo el conjunto de cualquier tipo de desgaste, principalmente ambiental.

El fuselaje consiste en un número de formadores, largueros y larguerillos. Cada uno de ellos soporta diferentes fuerzas, por ejemplo las estructuras primarias como los formadores soportan vibración y fuerzas en el despegue y aterrizaje, además sumar cada vez más ciclos de vuelo. Por esto se necesita que la estructura resista estos esfuerzos a través del tiempo y que el material de fabricación satisfaga muchos de los requerimientos pedidos como rigidez estructural y bajo peso. En el caso del prototipo a escala, se escoge la madera balsa para los formadores y demás, por la facilidad de manejo y su bajo costo en compromiso con el equipo.

Los materiales compuestos, hablando especialmente de la fibra de vidrio, tienen la capacidad de satisfacer diferentes especificaciones. La estructura principal del modelo es construida en este material ya que para este tipo y tamaño de aeronaves, es el más utilizado por costos y facilidad de manufactura. Cabe aclarar que se debe fabricar el material del modo correcto y garantizar que la relación entre la resina y el catalizador sea la adecuada, además de utilizar una fibra de buena calidad, ya que al hacer bien el procedimiento se garantiza un buen comportamiento en aplicaciones estructurales.

Al ser un material compuesto necesita de una matriz que mantenga la rigidez y el orden de las fibras, además que distribuya los esfuerzos en un área superficial grande. La matriz seleccionada es poliéster.

La escogencia del material compuesto, específicamente la fibra de vidrio, es debida principalmente a que se pueden dar curvas muy ajustadas, y como uno de los objetivos de este proyecto es optimizar los diseños de las aeronaves agrícolas tanto aerodinámicamente como en su parte estructural, se considera que los materiales compuestos son la mejor opción para ello.

También se escoge la fibra de vidrio debido a su fácil consecución en nuestro país, además de su fácil manipulación en los procesos de manufactura involucrados en la fabricación de la aeronave.

Para la construcción, básicamente se deben realizar 4 moldes, aunque pueden variar en sub-moldes debido al tamaño de la aeronave. Los cuatro moldes son los siguientes:

- Alas
- Fuselaje
- Estabilizador horizontal
- Estabilizador vertical

Estos moldes son fabricados y tallados en madera y luego son termo-formados, y durante el termoformado se prepara la resina con la fibra, obteniendo un acabado casi perfecto.

A continuación se muestran algunas imágenes que ilustran una aproximación de los pasos que se deben seguir para la fabricación de la aeronave:

La siguiente figura muestra el modelado del fuselaje, el cual es la parte más complicada de la fabricación por la gran cantidad de cambios en geometría que presenta a lo largo de toda la forma.

8.1. CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO A ESCALA

La construcción del prototipo a escala tal cual como se planteó en el anteproyecto, consta de un prototipo realizado en madera y un bajo porcentaje de fibra de vidrio.

El prototipo es el 31% del tamaño real de la aeronave deseada, el tamaño escogido del prototipo es debido a que se disponía de un motor de combustión interna para la realización de las pruebas, dicho motor provee una potencia que garantiza el vuelo de una aeronave aproximadamente del 31% del tamaño real.

La idea es comprobar que el diseño es viable y que el prototipo funciona de acuerdo a los cálculos de dinámica de vuelo y de peso y balance.

Tomando en cuenta lo anterior, se procede a fabricar el prototipo a escala.

La siguiente figura muestra los formadores incluyendo el primer formador, que es la pared de fuego del prototipo. También se puede observar las caras laterales.



Figura 59. Ensamble del fuselaje vista delantera del prototipo.

La siguiente figura muestra la parte de atrás del ensamble del fuselaje.



Figura 60. Ensamble del fuselaje vista trasera del prototipo.

La siguiente figura muestra la parte frontal del prototipo, en donde se puede ver la parte de adelante del carenaje, el cual se hizo en material compuesto para que su forma fuera muy similar al del avión que se propone.



Figura 61. Ensamble del fuselaje 3 del prototipo.

La siguiente figura muestra el último formador ensamblado.



Figura 62. Ensamble del fuselaje 4 del prototipo.

El fuselaje se ensambló con las cuadernas que dan la forma, y se enchapó en madera para darle mayor rigidez, esta metodología se plasma pues es el mismo procedimiento para hacer los moldes finales para construir el fuselaje en material compuesto.

La curva de abajo del fuselaje, fue pensada para poder tener un tren tándem y no tener problemas con la instalación de la hélice, y que esta no quedara cercana al piso para evitar golpes.

La siguiente figura es una muestra del plano con el que se cortó las costillas de las alas del prototipo, en donde se puede observar que las 4 primeras costillas tienen un agujero para la viga principal.

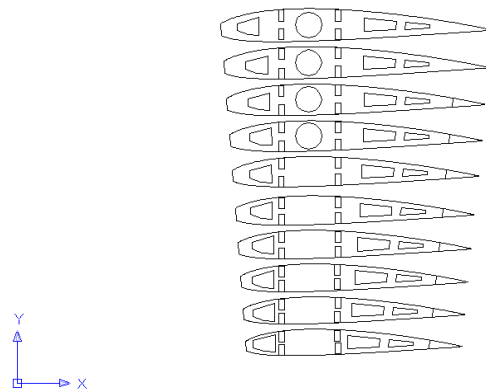


Figura 63. Modelaje de las costillas CAD.

La siguiente figura muestra el ensamblaje de las alas del prototipo y de cómo se inició la construcción de las alas.



Figura 64. Pegado de las costillas de las alas.

La siguiente figura muestra las alas con sus vigas y costillas

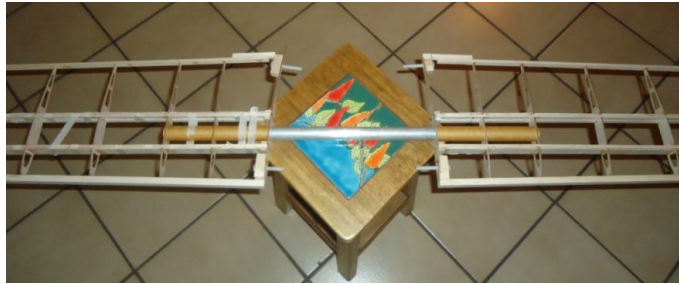


Figura 65. Vista frontal de las Alas ensambladas.

La siguiente figura es una muestra más del ensamblaje final de las alas con sus respectivos componentes.



Figura 66. Alas ensambladas del prototipo.

La siguiente figura muestra el ensamble del estabilizador y del fuselaje.



Figura 67. Ensamble del estabilizador horizontal del prototipo.

9. PRUEBAS DE VUELO

Se realizaron las pruebas de vuelo del prototipo construido a una escala del 31% del tamaño real, ya que a este porcentaje, los materiales disponibles comercialmente se ajustaban de una manera óptima, además el motor de combustión interna al que se tenía acceso era para una aeronave de este tamaño aproximadamente, reduciendo los costos en la manufactura del prototipo. Las dimensiones del prototipo de acuerdo al 31% del tamaño real fueron de 2m de envergadura, y 1,6m de largo de fuselaje.

Las siguientes figuras fueron tomadas el día de la prueba de vuelo, en donde se puede apreciar la configuración final del prototipo.



Figura 68. Prototipo a escala después de una prueba de vuelo.

La siguiente figura muestra el motor utilizado en el prototipo, fue un motor de 10 CC de combustión interna que funciona con una mezcla de metanol y aceite de ricino. La referencia del motor es O.S. 61 FX



Figura 69. Motor del prototipo.

Fuente: O.S. ENGINES (en línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.osengines.com/reviews/osmg0561-rcr.html>
(Acceso 16 de abril de 2011)

Y las especificaciones del motor son las siguientes:

Tabla 31. Especificaciones del motor del prototipo.

Desplacamiento[CC]	10
Potencia [HP]	1,90 HP @ 17000RPM
Peso[Oz]	19.4
Diametro[in]	0.945
Rango de RPM	2000-17000

Fuente: O.S. ENGINES (en línea). Disponible en internet en la dirección: <http://www.osengines.com/reviews/osmg0561-rcr.html>
(Acceso 16 de abril de 2011)

Las pruebas se realizaron a una altitud de 7050 Ft sobre el nivel del mar, a una temperatura aproximada de 28 grados centígrados.

El uno de los vuelos se realizó sin carga externa, únicamente para comprobar las características de vuelo, los siguientes fueron los resultados obtenidos:

- Se comprobó que el centro de gravedad quedo correctamente ubicado de acuerdo con la teoría, que debe quedar ubicado aproximadamente al 25%-'30% de la cuerda media aerodinámica. Se garantiza esto pues la aeronave cuando el motor se colocaba en idle, inclinaba su nariz buscando una mayor velocidad, caso

contrario hubiera sido si el C.G. hubiera quedado desplazado hacia atrás, pues la aeronave nunca inclinaría su nariz, cuando no tuviera empuje.

- Se realizaron maniobras como pérdidas, encontrando que la aeronave no entra en barrena, ella misma baja la nariz y empieza a sustentar rápidamente debido a su envergadura extendida.
- También se realizaron pasadas a baja altura de alta y baja velocidades, simulando la operación de aspersión. Durante estas pasadas se sometió la aeronave a más de una gravedad. El procedimiento posterior fue revisar la estructura y se observó que no existía ningún tipo de deformación plástica. Esta inspección visual se hizo observando cuidadosamente las alas y cargándola estáticamente con pesas.
- En otro de los vuelos se realizó con carga, se colocó una cámara a bordo encontrando que el vuelo se hizo mucho más inercial, y se debieron ajustar mayor recorrido en los mandos para poder hacer virar mayor masa.

La siguiente figura nos muestra la aeronave sentando ruedas.



Figura 70. Prototipo en vuelo.

CONCLUSIONES

- Se diseñó, construyó y se voló un prototipo a escala de una aeronave no tripulada operado remotamente.
- Se logró validar el diseño como avión fumigador, comprobando que es estable en vuelo y en tierra, tanto como aerodinámicamente como por el comportamiento de su centro de gravedad.
- Gracias al vuelo del prototipo a escala se comprobó que los parámetros de diseño fueron suficientes.
- Se pudo comprobar que el perfil aerodinámico con un momento bajo, fue estable y muy maniobrable.
- Durante las pruebas de vuelo se realizaron maniobras exigentes que sometieron a la aeronave a altas cargas, encontrando que la respuesta de la aeronave fue buena, la estructura mantuvo sus características.
- Se logró verificar que se puede obtener una aeronave más limpia aerodinámicamente aumentándole la relación de aspecto, sin perder la funcionalidad de una aeronave fumigadora.
- el área de la cabina podría presentar una alta resistencia, esto debido a su altura, por lo que se recomendaría redondear más esta sección y así lograr bajar la resistencia en este punto.
- La aeronave desarrollada nunca fue pensada como aeronave autónoma por lo que se consideró un sistema de operación remota y se encontró en el FPV una manera eficiente económicamente y funcionalmente hablando.
- Se pudo comprobar que las superficies de control fueron lo suficientemente eficientes, durante el vuelo del prototipo.

- Se verificó que la ubicación del tren de aterrizaje propuesto, es completamente funcional.
- Se comprobó que los estabilizadores (vertical y horizontal), quedaron bien ubicados debido a que durante el vuelo del prototipo no se percibió ninguna pérdida control.
- Se comprobó que el punto óptimo de diseño obtenido en el matching chart fue exitoso, ya que durante las pruebas del prototipo a escala, no se necesitó de rediseñar ninguno de los parámetros
- Se verifico que el tipo de tren escogido, tipo tándem, es funcional en el prototipo a escala, por lo que se implementará en el avión grande.
- Se calculó su centro de gravedad teórico, con un "envelope" en el que se puede variar la configuración entre carga paga y combustible.
- Se comprobó que la viga del ala calculada, soporta el MTOW.

BIBLIOGRAFÍA

- LEDNICER, David. The Incomplete Guide to airfoil usage (en línea) Disponible en internet en la dirección: [http://www.public.iastate.edu/~akmitra/aero361/design_web/airfoil .htm](http://www.public.iastate.edu/~akmitra/aero361/design_web/airfoil.htm) (Acceso 12 de abril de 2011)
- The Engineering Tool B box, International standard atmosphere (En línea). Disponible en internet en la dirección: http://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html (Acceso 14 de abril de 2011)
- PEPPLER, Bill. From the ground up, Millenium edition, edition 28.
- BEER, Ferdinand & JHONSTON, Rusel E. Mecánica de materiales, Ed.2 McGraw hill
- ROSKAM, Jam, Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985.2612p
- WIKIPEDIA, Glifosato (en línea) Disponible en internet en la dirección: <http://es.wikipedia.org/wiki/Glifosato> (Acceso 14 de mayo de 2011)
- WIKIPEDIA, Charge coupled device (en línea) Disponible en internet en la dirección: http://es.wikipedia.org/wiki/Charge-coupled_device (Acceso 14 de mayo de 2011)
- WIKIPEDIA, Sensor CMOS (en línea) Disponible en internet en la dirección: http://es.wikipedia.org/wiki/Sensor_CMOS (Acceso 14 de mayo de 2011)
- WIKIPEDIA, Sensor CMOS (en línea) Disponible en internet en la dirección: <http://es.wikipedia.org/wiki/PAL> (Acceso 14 de mayo de 2011)

- AEROMODELISMO VIRTUAL, Tutorial -conceptos básicos fpv p/ principiantes - novatos - aprendices (en línea) Disponible en internet en la dirección:<http://www.aeromodelismovirtual.com/showthread.php?t=74> (Acceso 7 de mayo de 2011)
- DMD, ¿Qué equipo necesito para FPV? (en línea) Disponible en internet en la dirección: http://www.dmd.es/primeros_pasos_fpv.htm (Acceso 12 de mayo de 2011)
- H. Winarto, Aerodynamics and performance of flight vehicles, RMIT University 2003.
- FUMIGACION AEREA ARGENTINA,(en línea) Disponible en internet en la dirección:<http://www.fumigacionaerea.com.ar/presentacion.htm>(Acceso 7 de julio de 2013).

ANEXO #1. ARTÍCULO

DISEÑO DE UNA AERONAVE EN PROYECCION A UAV PARA FUMIGACIÓN

Sergio Velásquez Aristizábal[®], Jorge Iván García Sepúlveda,

Facultad de Ingeniería Aeronáutica, Universidad Pontificia Bolivariana. Medellín, Colombia

Resumen

En el presente trabajo se diseñó, construyó y se voló el prototipo de un (UAV) aeronave no tripulada para fumigación. El prototipo se construyó en madera y el carenaje del motor en fibra de vidrio, pero la idea es construir la aeronave final en materiales compuestos, preferiblemente fibra de vidrio por su fácil consecución en el país. Las pruebas del prototipo se llevaron a cabo a una altitud de 7100 pies sobre el nivel medio del mar. Se encontró que se puede desarrollar una aeronave mucho más aerodinámica que las fumigadoras existentes.

Palabras claves: material compuesto, UAV, prototipo, altitud, aerodinámica.

Abstract

In this paper, we show the result of designing, building, and flying a scale prototype of an agricultural unmanned airplane (UAV). The prototype its built out of balsawood with some part such as the cowling, built out of composite material, the kind of the composite material is chosen based on the facility to get the parts here in Colombia. The flying test was made on a grass flied at 7000 ASL. And the final result is that we have found an airplane with a highly aerodynamic capabilities.

Keywords: composite material, UAV, prototype, aerodynamic capabilities.

1. Introducción

La fumigación aérea es una disciplina importante a nivel mundial, donde se emplean aeronaves de configuraciones específicas para llevar a cabo esta tarea.

Los campos de acción de esta disciplina son las fumigaciones agrícolas y las fumigaciones de cultivos ilícitos en países como Colombia. Las aeronaves generalmente son del tipo monoplazas, ala baja, y patín de cola



Fuente: AG PLANE, [en línea], <http://www.agplane.nl/index.htm> [fecha de consulta: Agosto 8 de 2011]

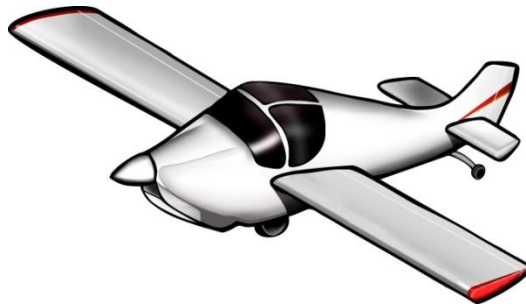
Esta configuración, aunque es una configuración clásicamente utilizada para estas aeronaves, hace que sean aeronaves demasiado expuestas a la resistencia, por lo que son sobre potenciadas con motores de alto cilindraje y en otros casos motores turbo-hélice, como es el caso de la aeronave Turbo Trush de la casa Trush aircraft.



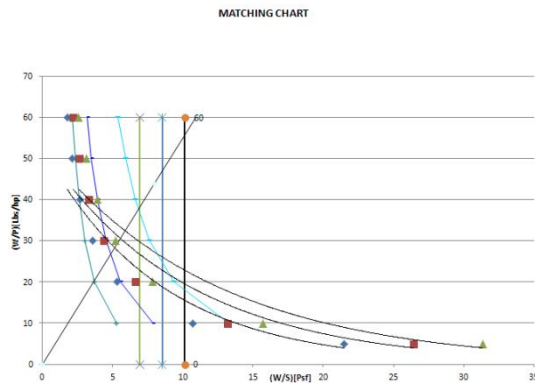
Fuente : AIRLINERS.NET, [en línea], <http://www.airliners.net/photo/Ayres-SRL/Ayres-S2R-G1-Turbo/1613977/L/> [fecha de consulta : Agosto 8 de 2011]

2. Diseño conceptual

El diseño conceptual se llevó a cabo partiendo desde una idea dibujada y de una línea base (“baseline”) de aeronaves existentes.



Luego se construyó la tabla de relacionamiento “matching chart” para saber la tendencia de todas las aeronaves existentes, donde de este gráfico salen dos datos de la relación potencia peso y área alar peso.



3. Diseño final

El producto final desarrollado fue una aeronave con una alta relación de aspecto, un tren de aterrizaje tipo tándem (“bicycle”). Para la comprobación de vuelo se realizó un prototipo a una escala del 31%.





Conclusiones

- Se desarrolló una aeronave completamente estable, durante las pruebas de vuelo del prototipo a escala.
- Se comprobó la dinámica de vuelo la aeronave es capaz de desarrollar maniobras.
- Completamente estable.
- Después de la primera prueba de vuelo se vio en la necesidad de bajarle el recorrido a las superficies de control, pues la aeronave era supremamente sensible.
- La idea de todo el proyecto era cambiar la tendencia de los aviones de fumigación, ya que se podría desarrollar una aeronave mucho más eficiente aerodinámicamente hablando, por lo que nuestro diseño cumple con esta característica.
- El proyecto tiene una proyección increíble, pues en nuestro país las fuerzas militares utilizan aeronaves tripuladas para la erradicación de cultivos, poniendo en riesgo las vidas humanas de los pilotos, encontrando en este proyecto una solución a las pérdidas de vidas humanas.

Bibliografía

[1] Roskam, Jam, Preliminary sizing of airplane, Ottawa Kansas, 1985. 2612p

[2] PEPPLER, Bill. From the ground up, Millenium edition, edition 28.

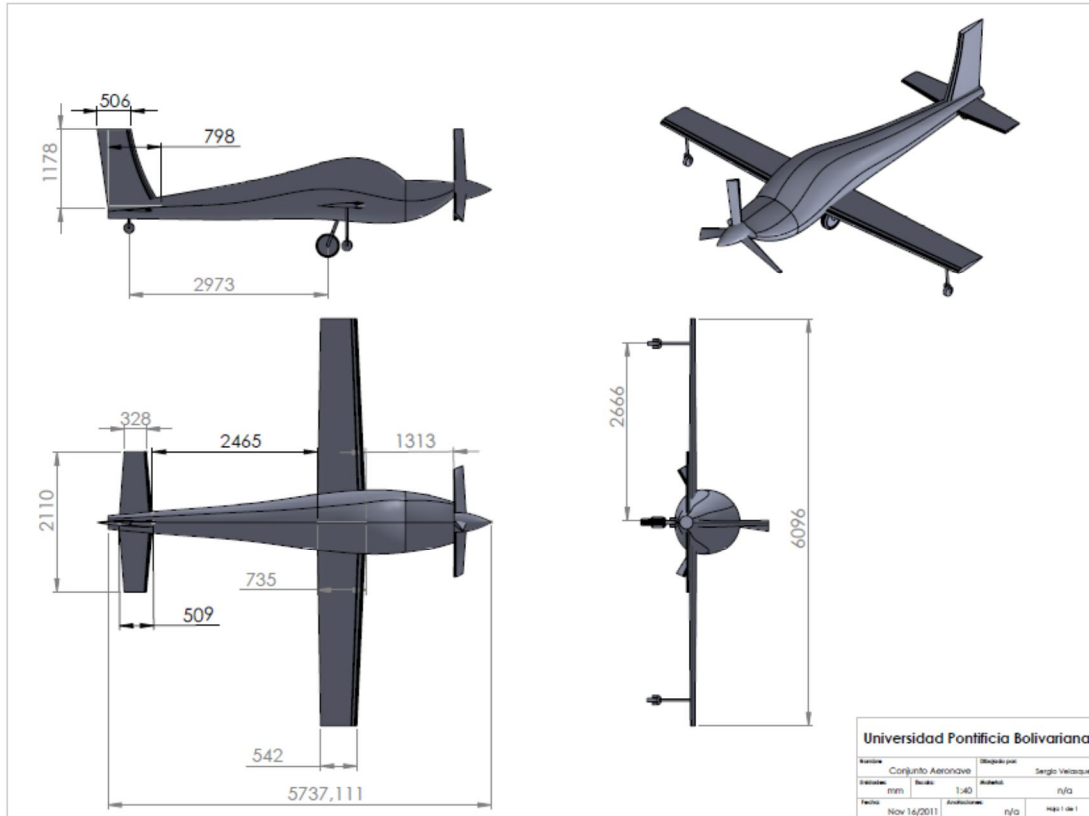
[3] BEER, Ferdinand & JHONSTON, Rusef E. Mecánica de materiales, Ed.2 McGraw hill

[4] AIRLINERS.NET, [en línea], <http://www.airliners.net/photo/Ayres-SRL/Ayres-S2R-G1-Turbo/1613977/L/>
[fecha de consulta: Agosto 8 de 2011]

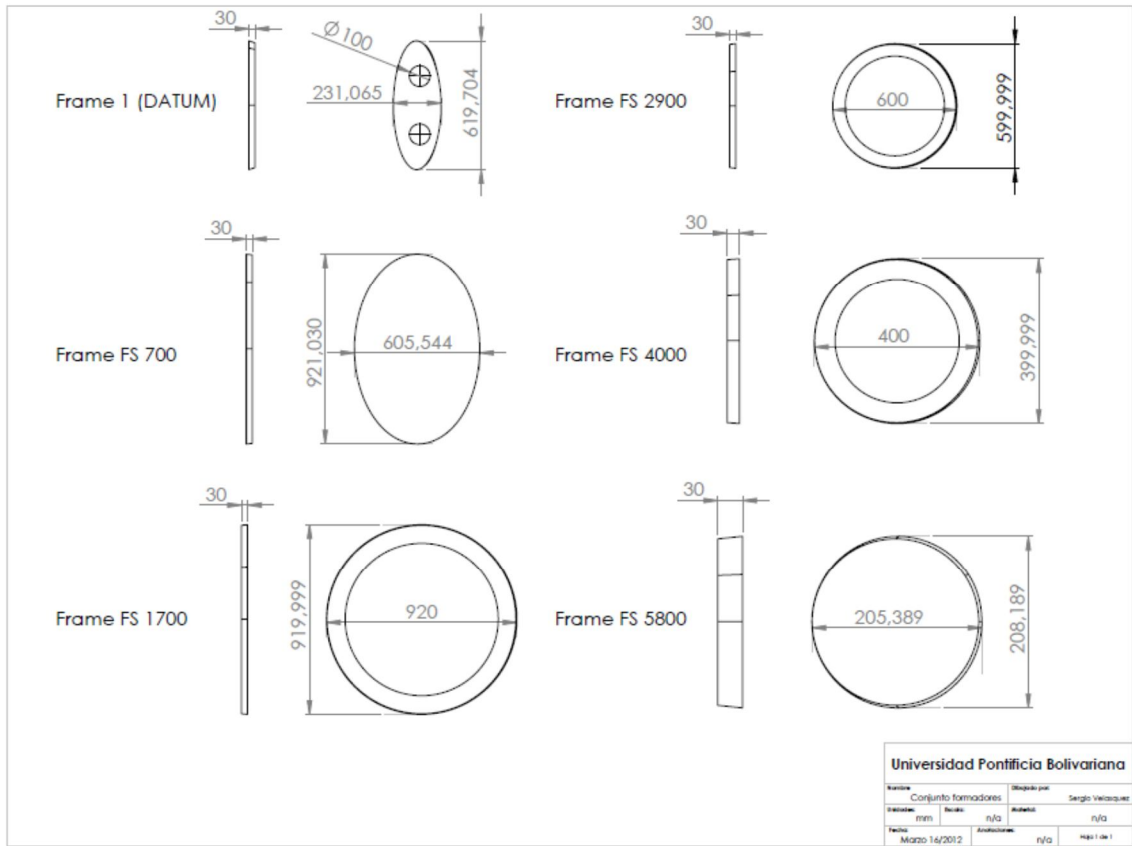
[5] AG PLANE, [en línea], <http://www.agplane.nl/index.html> [fecha de consulta: Agosto 8 de 2011]

ANEXO #2.PLANOS

A continuación podemos ver los planos detallados de la aeronave.



Isométrico y vista.



Formadores