

## RAE

- 1. TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO
- 2. TÍTULO:** DISEÑO ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE NO TRIPULADA KADET EN MATERIALES COMPUESTO
- 3. AUTORES:** Daniel Ballesteros Lombo, Jhonatan Bello Bahamón y Santiago Cárdenas Quiñones
- 4. LUGAR:** Bogotá, D.C.
- 5. FECHA:** Octubre de 2013
- 6. PALABRAS CLAVE:** Esfuerzos normales, Esfuerzos cortantes, Factor de carga, Diagrama V-n, ANSYS, CATIA, Optimización, Materiales compuestos.
- 7. DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** Con este proyecto de grado se pretende realizar el diseño estructural de la aeronave no tripulada KADET en materiales compuestos, puesto que su estructura original tiene algunas deficiencias frente a la misión que la universidad plantea, la cual es probar plataformas de ensayo que se implementarán en los UAV y por el material utilizado (madera balsa, paneles de plywood, y recubrimiento plástico), motivo por el cual el transporte se dificulta; y así mismo limita la operación del aeromodelo a ambientes determinados.
- 8. LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN:** Línea de Investigación de la USB: Tecnologías actuales y Sociedad. Sub línea de la Facultad de Ingeniería: Instrumentación y Control de Procesos. Campo Temático del Programa: Diseño y Construcción de Aeronaves.
- 9. FUENTES CONSULTADAS:** UAEAC. Definiciones y abreviaturas reglamento aeronáutico de Colombia RAC, Reglamentación para aeromodelos, sección 4. Bogotá 2013, AUSTRALIAN CIVIL AVIATION SAFETY AUTHORITY, Design Standarts: Unmanned aerial vehicles. 2000. ANDERSON, John D. Aircraft performance and design. Mc Graw Hill 1999, HOLLMANN MARTIN, Composite aircraft design, Monterrey California, 1983, PAMADI BANDU N. Performance, Stability, Dynamics and controls of airplanes. 1998, RAYMER, DANIEL P, Aircraft design: A conceptual approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, ROSKAM JAN, Airplane design part IV: Roskam Aviation and engineering corporation, 1986, MEGSON, T. H. G. Aircraft structures for engineering students. 2007, JONES, ROBERT M, Mechanics of composites materials .1999, POLIMENI, RALPH S, FABOZZI, FRANK J, ADELBERG, ARTHUR H, Contabilidad de costos, conceptos y aplicaciones para la toma de decisiones gerenciales, Mc Graw Hill, 1989.
- 10. CONTENIDOS:** El uso de nuevas tecnologías en los campos de aviónica, la automatización de sistemas de navegación, materiales menos contaminantes y más eficientes traen consigo una serie de ventajas, en el campo de la aeronáutica se han desarrollado muchos temas referentes a la autonomía y automatización de las aeronaves UAV (Vehículos Aéreos No Tripulados) haciendo que tengan ventajas como la posibilidad de uso en áreas de alto riesgo o de difícil acceso, también brindan la capacidad que cada vez tengan que depender menos de la intervención humana, entre otras ventajas; es por esto que la Universidad ha desarrollado algunos estudios en dichas materias planteando proyectos de investigación basados en el funcionamiento de los mismos y sus sistemas de navegación. Con este proyecto se propone desarrollar una línea base para hacer que con los materiales compuestos se logre una mayor eficiencia en cuanto a que sea mucho más resistente y además más liviano de manera que la Universidad, en cabeza de los grupos de investigación, puedan utilizar eficientemente este aeromodelo para probar diferentes sistemas que son empleados en los vehículos aéreos no tripulados
- 11. METODOLOGÍA:** Es de carácter empírico-analítico, con base en el estudio y diseño estructural de la aeronave no tripulada Kadet en materiales compuesto
- 12. CONCLUSIONES:** Las restricciones de operación de la aeronave, se muestran en las siguientes situaciones, circunstancias o factores que establecen las limitaciones que no deben ser excedidas para conservar la aeronavegabilidad del Kadet Genesis: 1. No debe someterse a una ráfaga de viento superior a 15.25 m/s (50ft/s). 2. La altura máxima de caída sin sustentación en la cual no presenta daños estructurales la aeronave será de 38 cm (15 in). 3. Las cargas estructurales y de inercia pueden ser aumentadas, sin que lleguen a ser duplicadas puesto que el factor de seguridad de la estructura del tren principal disminuirá a menos de 1, lo cual no cumpliría con la regulación australiana para aeronaves no tripuladas.

**DISEÑO ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE NO TRIPULADA KADET EN  
MATERIALES COMPUESTOS**

**DANIEL BALLESTEROS LOMBO  
JHONATAN BELLO BAHAMÓN  
SANTIAGO CÁRDENAS QUIÑONES**

**UNIVERSIDAD SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ D.C.  
2013**

**DISEÑO ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE NO TRIPULADA KADET EN  
MATERIALES COMPUESTOS**

**DANIEL BALLESTEROS LOMBO  
JHONATAN BELLO BAHAMÓN  
SANTIAGO CÁRDENAS QUIÑONES**

**Trabajo presentado como requisito parcial para optar al título de profesional  
en Ingeniería Aeronáutica.**

**Asesor:  
PEDRO LUIS JIMÉNEZ SOLER.  
Máster en Ingeniería Aeroespacial**

**UNIVERSIDAD SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ D.C. - 2013**

Nota de Aceptación:

---

---

---

---

---

---

---

---

Firma Presidente del Jurado

---

Firma del Jurado

---

Firma del Jurado

Bogotá, D. C. octubre de 2013

## **AGRADECIMIENTOS Y DEDICATORIA**

A nuestras familias; por el cariño, formación, y apoyo incondicional que hemos recibido de su parte. A nuestros padres y hermanas de quienes siempre recibimos una palabra de aliento en los momentos difíciles. También agradecemos a quienes en este proceso nos brindaron su ayuda y dedicaron algo de su tiempo. A nuestros compañeros de quienes conservamos gratos momentos y las mejores enseñanzas. También a quienes ya no están con nosotros y se mantendrán vivos con sus enseñanzas por siempre. Finalmente pero no menos importante, a Dios por ponernos delante del camino los pasos correctos para llegar hasta este punto.

Agradecemos de manera especial al Ingeniero Pedro Jiménez Soler, docente de la Universidad, por el tiempo dedicado, por su paciencia y su apoyo. Gracias por las enseñanzas y por compartir sus conocimientos de forma incondicional para guiarnos de manera exitosa en cada etapa del proyecto.

## TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN .....	19
1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA .....	20
1.1 ANTECEDENTES .....	20
1.1.1 Nacional/Local.....	20
1.1.2 Internacional.....	24
1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.....	35
1.3 JUSTIFICACIÓN .....	36
1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN.....	37
1.4.1 Objetivo General .....	37
1.4.2 Objetivos Específicos.....	37
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO. ....	38
1.5.1 Alcances.....	38
1.5.2 Limitaciones .....	38
2 MARCO DE REFERENCIA.....	39
2.1 MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL.....	39
2.1.1 Aeronave no Tripulada .....	39
2.1.2 Aeromodelo.....	39
2.1.3 Estructura.....	39
2.1.4 Configuración Estructural.....	40
2.1.5 Materiales Compuestos.....	40
2.1.5.1 Fibras y Matrices.....	40
2.1.6 Cargas Aerodinámicas .....	42
2.1.7 Esfuerzos .....	42
2.1.8 Aeroelasticidad.....	42
2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO.....	43
2.2.1 Normatividad para Presentación de Planos .....	45
3 METODOLOGÍA .....	45
3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN .....	47

3.2	LINEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA .....	47
4	DESARROLLO INGENIERIL .....	47
4.1	ANÁLISIS GEOMÉTRICO.....	47
4.1.1	Restricción de Pesos.....	48
4.1.2	Ubicación de Componentes y Centro de Gravedad .....	49
4.2	DETERMINACIÓN DE CARGAS.....	52
4.2.1	Distribución de Lift.....	52
4.2.1.1	Distribución Elíptica:.....	52
4.2.1.2	Distribución de ala recta:.....	53
4.2.1.3	Distribución de Shrenk's:.....	54
4.2.1.4	Distribución en Xflr5: .....	56
4.2.2	Distribución de Drag:.....	57
4.2.3	Determinación de Momentos: .....	59
4.2.4	Momento de Bisagra .....	60
4.2.5	Cargas en el Tren de Aterrizaje .....	65
4.2.5.1	Configuración del Tren de Aterrizaje .....	67
4.2.5.2	Altura del Tren de Aterrizaje.....	70
4.2.5.3	Calculo de Cargas.....	72
4.2.5.4	Wheel Track .....	76
4.2.5.5	Cargas de Inercia.....	80
4.3	DIAGRAMA V-N.....	85
4.3.1	Diagrama V-N por Maniobra .....	85
4.3.2	Diagrama V-N Por Ráfaga y Envolvente de Vuelo.....	90
4.4	SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO. 93	
4.4.1	Características de los Materiales .....	93
4.4.1.1	Compuesto Reforzado por Fibra De Vidrio .....	94
4.4.1.2	Compuesto Reforzado por Fibra De Carbono.....	95
4.4.1.3	Compuesto Reforzado por Fibras Orgánicas .....	96

4.4.1.4	Compuesto Fabricado de Matriz Epóxica.....	97
4.4.1.5	Compuesto Fabricado de Matriz Poliéster .....	98
4.4.2	Comparación y Selección Final de los Materiales.....	99
4.4.3	Comparación y Selección de los Procesos de Fabricación.....	104
4.4.3.1	Comparación de los Procesos de Fabricación .....	104
4.4.3.1.1	Hand Lay-Up.....	104
4.4.3.1.2	Prepreg Lay-Up.....	104
4.4.3.1.3	Wet Process Lay-Up .....	105
4.4.3.1.4	Proceso Spray-Up.....	105
4.4.3.2	Selección del Proceso de Fabricación .....	106
4.4.4	Selección de la Orientación.....	108
4.4.5	Caracterización de los materiales compuestos .....	112
4.4.5.1	Proceso de construcción de las probetas.....	114
4.4.5.1.1	ASTM D3039.....	114
4.4.5.1.2	ASTM D3410/D3410M.....	115
4.4.5.1.3	Construcción probetas tipo laminado .....	115
4.4.5.1.4	Construcción probetas tipo sándwich.....	117
4.4.5.2	Características obtenidas de los materiales tipo laminado.....	118
4.4.5.2.1	Probeta fabricada de fibra de carbono .....	118
4.4.5.2.2	Probeta fabricada de fibra de aramida (kevlar®) .....	119
4.4.5.2.3	Probeta fabricada de fibra de vidrio .....	120
4.4.5.2.4	Probeta fabricada de fibra vidrio- resina poliéster .....	122
4.4.5.3	Características obtenidas de los materiales tipo sándwich- núcleo de balsa 122	
4.4.5.3.1	Probeta fabricada de carbono-balsa (4mm)-carbono.....	122
4.4.5.3.2	Probeta fabricada de balsa (3mm)-carbono-vidrio- kevlar®.....	123
4.4.5.3.3	Probeta fabricada de carbono-balsa (4mm)-vidrio .....	123
4.4.5.3.4	Probeta fabricada de carbono-balsa (6mm)-vidrio .....	124
4.4.6	Configuración Estructural.....	127
4.4.6.1	Configuración Monocasco:.....	127



4.4.6.2	Configuración Semimonocasco:.....	128
4.5	CALCULO DE ESFUERZOS. ....	130
4.5.1	Fuselaje.....	131
4.5.2	Ala semimonocasco .....	135
4.5.3	Ala monocasco.....	137
4.5.4	Empenaje .....	141
4.5.5	Análisis De Criterio de falla. ....	144
4.6	ANÁLISIS DE NUEVOS PESOS DE LA AERONAVE.....	146
4.6.1	Peso teórico estimado en materiales compuestos .....	146
4.6.2	Peso real en materiales compuestos .....	150
4.7	EVALUACIÓN DE COSTOS VS PESOS.....	152
4.7.1	Análisis de costos y punto de equilibrio.....	152
4.8	EVALUACION DE RESULTADOS .....	153
4.8.1	Parámetros geométricos finales.....	153
4.8.2	Aditamentos para sistemas de carga paga .....	153
4.8.3	Servos:.....	155
4.8.4	Tren de aterrizaje .....	155
4.8.5	Peso y balance.....	156
4.8.6	Configuración estructural escogida .....	156
4.8.7	Diseño CAD .....	157
5	CONCLUSIONES.....	158
5.1	Aerodinámica: .....	158
5.2	Tren de aterrizaje .....	159
5.3	Configuración estructural .....	159
5.4	Selección de materiales .....	160
6	RECOMENDACIONES .....	161
7	BIBLIOGRAFÍA .....	162
8	ANEXOS .....	167

## LISTA DE FIGURAS

	<b>Pág.</b>
Figura: 1. Diagrama del fuselaje .....	25
Figura: 2. Historial de optimización para el empenaje de un aeromodelo utilizando el paquete de software HEEDS MDO .....	27
Figura: 3. Diseño del proyecto de diseño de uav universidad estatal de Virginia ..	28
Figura: 4. Planos generales del UAV.....	30
Figura: 5.secuencia de laminado .....	32
Figura: 6. Aeronave Kadet Sénior.....	33
Figura: 7: Ecuaciones utilizadas para determinar momentos de inercia .....	34
Figura: 8 Configuración estructural .....	40
Figura: 9 Diagrama de flujo proyecto .....	45
Figura: 10 Árbol de pesos .....	48
Figura: 11 Ubicación del centro de gravedad en el plano lateral .....	50
Figura: 12 Distribución de los componentes en el plano lateral .....	51
Figura: 13 Ubicación vertical del centro de gravedad .....	51
Figura: 14 Distribución de Lift Elíptica.....	53
Figura: 15 Distribución de lift ala recta.....	54
Figura: 16 Distribución de Shrenk's .....	55
Figura: 17 Distribuciones de lift.....	55
Figura: 18 Simulación en XFLR5 .....	56
Figura: 19 Distribución de Lift XFLR5 .....	57
Figura: 20 Distribución de Drag .....	59
Figura: 21 Distribución de cortante debido al Lift.....	59
Figura: 22 Distribución del momento flector.....	60
Figura: 23 Diagrama de flujo con el procedimiento para hallar de momento de bisagra 61	
Figura: 24 Proceso Selección tren de aterrizaje .....	66
Figura: 25 Configuración tren de aterrizaje .....	67
Figura: 26 Carenado tren de aterrizaje .....	69

Figura: 27 Ángulo de incidencia.....	71
Figura: 28 Ángulos de rotación .....	71
Figura: 29 Distancias del tren de aterrizaje.....	72
Figura: 30 Centro de gravedad y tren de aterrizaje.....	73
Figura: 31 Centro de gravedad delantero y trasero con respecto al tren de aterrizaje74	
Figura: 32 Pista de rodaje tren de aterrizaje .....	76
Figura: 33 Ángulo de volcamiento, vista aérea tren de aterrizaje .....	77
Figura: 34 Radio de giro, Configuración tren de aterrizaje.....	78
Figura: 35 Configuraciones finales de tren de aterrizaje .....	79
Figura: 36 Configuración actual del tren de aterrizaje.....	80
Figura: 37 Cargas de inercia.....	80
Figura: 38 Toma de la fuerza de rozamiento .....	81
Figura 39: Fuerzas de inercia que actúan sobre el tren de aterrizaje .....	84
Figura 40: Deformación total del tren de aterrizaje .....	84
Figura 41 Deformación total del rediseño del tren de aterrizaje.....	85
Figura: 42 Diagrama V-n por maniobra.....	89
Figura: 43 Diagrama V-n con ráfagas .....	91
Figura: 44 Diagrama V-n para ráfaga de 7,62 m/s.....	92
Figura: 45 Comparación de costos .....	99
Figura: 46 Comparación de la elongación a rotura .....	100
Figura: 47 Comparación de elongación rotura.....	100
Figura: 48 Comparación de módulo de elasticidad .....	101
Figura: 49 Comparación de temperaturas de servicio. ....	101
Figura: 50 Comparación densidad de materiales.....	102
Figura: 51 Comparación de materiales. ....	103
Figura: 52 Configuración de los materiales en la aeronave. ....	103
Figura: 53 Proceso de hand lay-up .....	107
Figura: 54 Módulo de elasticidad de la fibra de carbono a diferentes ángulos ....	109

Figura: 55 Variación de la resistencia de la fibra de carbono con la posición de la carga aplicada.....	110
Figura: 56 Relación de Poisson .....	111
Figura: 57 Variación del módulo cortante para la fibra de carbono con la posición de la carga aplicada.....	111
Figura 58 Corte de probetas; fuente: grupo AEROTECH .....	117
Figura 59 Esfuerzo de falla seguro fibra de carbono; fuente: autores.....	119
Figura 60. Esfuerzo de falla seguro fibra kevlar; fuente: autores.....	120
Figura 61 esfuerzo de falla seguro fibra de vidrio; fuente: autores .....	121
Figura 62 Esfuerzo de falla seguro con fibras de matriz epóxica.....	121
Figura: 63 Estructura tipo monocasco .....	127
Figura: 64 Estructura tipo semimonocasco.....	128
Figura 65: Configuración estructural de las alas.....	129
Figura 66: Vista de planta, configuración estructural .....	129
Figura 67: Configuración estructural del fuselaje .....	129
Figura 68: Geometría SHELL 99.....	131
Figura 69: Estructura del fuselaje y enmallado en Ansys .....	131
Figura 70: Deformación total del fuselaje con un factor de carga de 7.9 .....	132
Figura 71: Disposición de las fuerzas en el fuselaje vacío.....	133
Figura 72: Viga, esfuerzo normal.....	133
Figura 73: Esfuerzo normal fuselaje .....	134
Figura 74: Esfuerzo cortante fuselaje .....	134
Figura 75: Deformación total del fuselaje.....	135
Figura 76: Factor de seguridad fuselaje.....	135
Figura 77: Estructura y enmallado del ala semimonocasco.....	136
Figura 78: Esfuerzo normal del ala semimonocasco .....	136
Figura 79: Deformación total y factor de seguridad del ala semimonocasco .....	137
Figura 80 Estructura del ala y enmallado.....	138
Figura 81: Ilustración de las fuerzas sobre el ala.....	138
Figura 82: Esfuerzo normal del ala monocasco .....	139

Figura 83: Esfuerzo cortante ala monocasco.....	139
Figura 84: Deformación total.....	140
Figura 85: Factor de seguridad del ala .....	140
Figura 86: Análisis de Buckling .....	141
Figura 87: Geometría y enmallado.....	141
Figura 88: Aplicación de fuerzas.....	142
Figura 89: Esfuerzo normal empenaje .....	143
Figura 90: Esfuerzo cortante empenaje .....	143
Figura 91: Deformación total del empenaje .....	144
Figura 92: Factor de seguridad del empenaje .....	144
Figura 93: Esfuerzos transversales y en el sentido de las fibras .....	145
Figura 94: Partes criticas .....	146
Figura: 95 Árbol de pesos de la estructura .....	146
Figura 96: Punto de equilibrio .....	153
Figura 97: Estructura convencional de la parte delantera del Kadet Senior .....	154
Figura 98: Presentación de la estructura para el compartimento de fotografía y video	154
Figura 99: Comparación de la optimización del espacio para la carga paga .....	154
Figura 100: Compartimento para carga paga inferior y bahía de acceso .....	155
Figura 101: Ubicación y soporte de los servomecanismos .....	155
Figura 102: Rediseño del tren de aterrizaje .....	156
Figura 103: Figura de la ubicación del centro de gravedad .....	156
Figura 104: Configuración estructural final .....	157
Figura 105: Imagen del nuevo nombre .....	157
Figura 106: Modelado de la aeronave .....	158
Figura 107: Embalaje del Kadet Genesis.....	158

## LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1 .Características UAV de rescate .....	26
Tabla 2. Resultados del proceso de optimización.....	27
Tabla 3. Dimensiones del ala.....	28
Tabla 4. Dimensiones del empenaje.....	29
Tabla 5. Costos finales de producción del proyecto.....	29
Tabla 6. Propiedades mecánicas material CFRP. ....	30
Tabla 7.propiedades elásticas del material.....	31
Tabla 8. Fuerzas resultantes del estudio sobre el modelo Kadet.....	35
Tabla 9. Propiedades de las distintas fibras que componen los materiales compuestos.....	41
Tabla 10 Primera estimación de pesos.....	49
Tabla 11 Valores obtenidos con el diagrama de flujo para el elevador.....	62
Tabla 12 Valores obtenidos con el diagrama de flujo para el timón de dirección ..	63
Tabla 13 Valores obtenidos con el diagrama de flujo para los alerones .....	64
Tabla 14 resultados .....	64
Tabla 15 servomecanismos escogidos .....	65
Tabla 16 Comparación de los tipos de tren de aterrizaje .....	68
Tabla 17 Comparación Configuración fija o retráctil tren de aterrizaje.....	69
Tabla 18 Regulación Australiana .....	87
Tabla 19 Resumen de velocidades.....	90
Tabla 20 Composiciones en porcentajes de diferentes vidrios usados en la fabricación de fibra.....	94
Tabla 21 Propiedades físicas y mecánicas vidrio E. ....	94
Tabla 22 Propiedades físicas y mecánicas fibras de carbono .....	95
Tabla 23 Propiedades de materiales compuestos .....	97
Tabla 24 Propiedades resina epóxica.....	98
Tabla 25 Propiedades resina poliéster.....	98
Tabla 26 Comparativa de diferentes procesos .....	106

Tabla 27 Materiales usados en proceso de caracterización .....	113
Tabla 28 Requerimientos de geometría del espécimen; fuente norma ASTM D3039 114	
Tabla 29. Recomendación de geometría prueba D3039; fuente: norma ASTM D3039	115
Tabla 30. Recomendación de geometría prueba D3410; fuente: norma ASTM D3410	115
Tabla 31 características de los laminados elaborados; fuente: grupo AEROTECH 116	
Tabla 32 Lista probetas tipo sándwich elaboradas; fuente: grupo AEROTECH ..	117
Tabla 33. Propiedades mecánicas de la fibra de carbono .....	118
Tabla 34. Propiedades mecánicas de la fibra de Aramida .....	119
Tabla 35. Propiedades mecánicas de la fibra de Vidrio .....	120
Tabla 36. Propiedades mecánicas de la fibra de Vidrio-Resina poliéster .....	122
Tabla 37. Propiedades mecánicas del material carbono-balso (4mm)-carbono ..	122
Tabla 38. Propiedades mecánicas del material balso (3mm)-carbono-vidrio-kevlar® 123	
Tabla 39. Propiedades mecánicas del material carbono- balso (4mm)-vidrio.....	123
Tabla 40. Propiedades mecánicas del material carbono- balso (6mm)-vidrio.....	124
Tabla 41 Esfuerzo máximo de tensión del material utilizado para el diseño .....	124
Tabla 42. Esfuerzo de falla segura del material utilizado para el diseño .....	125
Tabla 43. Esfuerzo máximo de tensión del material utilizado para el diseño .....	125
Tabla 44. Esfuerzo de falla segura del material utilizado para el diseño .....	126
Tabla 45. Momento torsor materiales compuestos .....	127
Tabla 46 Comparativo de pesos con diferentes UAV's.....	147
Tabla 47: Factores multiplicativos.....	148
Tabla 48: Resumen de pesos .....	148
Tabla 49: Porcentajes de peso en la estructura.....	149
Tabla 50: Características de los elementos .....	150
Tabla 51: Pesos reales .....	151
Tabla 52: Comparativos.....	151

Tabla 53: Comparativos.....151  
Tabla 54: Precio de venta de la aeronave .....152  
Tabla 55: Cantidad de unidades necesarias .....152



## LISTA DE SÍMBOLOS

$A$ : Relación de aspecto del ala

$B$ : Distancia longitudinal de separación desde el tren delantero hasta el tren principal

$B_n$ : Distancia longitudinal desde el tren delantero hasta la línea de ubicación del centro de gravedad

$B_m$ : Distancia longitudinal desde la ubicación del centro de gravedad hasta el tren principal

$C_{h\alpha}$ : Coeficiente de momento de bisagra en función del ángulo de ataque

$C_{h\beta}$ : Coeficiente de momento de bisagra en función del ángulo de derrape

$C_b$ : Distancia desde el borde de ataque de la superficie de control hasta la línea de bisagra

$C_f$ : Distancia desde la línea de bisagra de la superficie de control hasta el borde de fuga de la misma

$C_{h\delta\alpha}$ : Coeficiente de momento de bisagra en función de la deflexión de los alerones

$C_{h\delta r}$ : Coeficiente de momento de bisagra en función de la deflexión del timón de dirección

$C_{h\delta e}$ : Coeficiente de momento de bisagra en función de la deflexión del elevador

$D$ : Ancho estructural del fuselaje

$E$  : Modulo de elasticidad

$G$  : Modulo de rigidez

$H_{cg}$ : Altura del centro de gravedad

$\frac{H_t}{H_v}$ : Coeficiente para la configuración del empenaje

$HL$ : Línea de bisagra

$Kg$ : Factor de alivio de la ráfaga

$L$ : Longitud estructural del fuselaje

$L_t$ : Longitud del estabilizador (desde  $c/4$  del ala hasta  $c/4$  del estabilizador)

$M_h$ : Momento de bisagra

$M_s$ : Momento del servo

$N_z$ : Factor último de carga

$V_D$ : Velocidad de picada

$V_C$ : Velocidad de crucero

$V_A$ : Velocidad de ascenso

$V_S$ : Velocidad de pérdida

$S_w$ : Superficie Alar

$S_f$ : Área del fuselaje

$W_{TO}$ : Peso al despegue de la aeronave

$W_{fuel/battery}$ : Peso del combustible o batería

$W_{empty}$ : Peso vacío de la aeronave

$W_{payload}$ : Peso de la carga paga

$W_{airframe}$ : Peso de la estructura

$W_{engine}$ : Peso de la planta motriz

$W_{LG}$ : Peso del tren de aterrizaje

$W_{avionics}$ : Peso de los componentes de aviónica

$W_{fw}$ : Peso del combustible en las alas

$W_{press}$ : Penalización de peso debida a la presurización

$W_{dg}$ : Peso de diseño

$q$ : presión dinámica en crucero

$X_{cg}$ : Distancia longitudinal desde el Datum Line al centro de gravedad del avión

$\alpha_c$ : Ángulo de incidencia del tren de aterrizaje

$\alpha_{T0}$ : Ángulo de rotación

$\phi_t$ : Ángulo de volcamiento

$\Pi_g$ : Relación de masa equivalente

$\lambda_{ht}$ : Taper ratio del estabilizador horizontal

## INTRODUCCIÓN

En la última década, los diferentes campos de la aeronáutica mundial han mostrado un incremento en su interés en procesos relacionados con el desarrollo, investigación y construcción de aeromodelos y vehículos aéreos no tripulados (UAV) , especialmente con interés para aplicaciones militares y de enseñanza (1); gracias a todos los desarrollos obtenidos en el uso de materiales compuestos , esta industria ha llegado fácilmente a comercializarse; ha beneficiado su adquisición e investigación por parte de entidades de educación aeronáutica, muchos de estos logrando acoplar sus estudios y diseños a las necesidades de vigilancia, fumigación y seguridad, por nombrar algunos requerimientos para el caso de la industria nacional actual. El comercializar estas plataformas ha ido de la mano del aeromodelismo, lo cual ha hecho que se usen en su producción materiales semejantes como el icopor, balsa y plástico; materiales que no benefician la resistencia estructural y por ende involucran la integridad de la aeronave; es por esto que se da lugar al uso de nuevos y más eficientes materiales; materiales de este tipo, que han sido aplicados en UAV's como son los materiales compuestos (fibras de carbono, kevlar y vidrio junto a resina Epóxica, poliéster, vinilíster y materiales tipo sándwich), materiales que garantizan una disminución de peso y un aumento considerable de la resistencia y tiempo de vida de la estructura de una aeronave, además de estas ventajas, el uso de materiales compuestos involucra muchos más aspectos que benefician la manufactura de aeromodelos y aviones de tipo UAV, factores que ponen mayor atención en los procesos de diseños de aeronaves con el uso de ellos, como es el caso de este proyecto (2).

La Universidad de San Buenaventura sede Bogotá, en busca de involucrar los últimos procesos de fabricación de aeronaves con las necesidades del país, está impulsando la generación de estas plataformas aéreas como base en procesos de estudio, diseño y fabricación. Por esta razón, se ha pensado en brindar a los diferentes proyectos que se están dando hoy en día en la universidad una inversión en aeronaves de este tipo con fines de estudio y análisis; KADET es una de estas aeronaves, actualmente es una plataforma aérea usada para diferentes fines o misiones de vigilancia y fumigación en el campo aeronáutico mundial, su estructura es enteramente fabricada en diferentes tipos de madera y plásticos de recubrimiento (3), lo que finalmente representa una estructura poco durable y que ante una gran carga alar es susceptible a fallas.

Este proyecto busca realizar el diseño de una estructura para esta aeronave, usando como base materiales compuestos laminados, con lo cual se quiere llegar

a mejorar la eficiencia de la misma, en aspectos como alcance, resistencia y durabilidad.

## **1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

### **1.1 ANTECEDENTES**

El estudio estructural de una aeronave ha sido motivo de gran número de trabajos e investigaciones con relación al uso de compuestos alrededor de todo el mundo, su importancia ha hecho una atención merecida por parte de grandes diseñadores y empresas de manufactura aeroespacial, últimamente ligadas al uso de nuevos y alternativos materiales en las estructuras de tanto aeronaves de menor como de mayor tamaño. Diferentes teorías, métodos de fabricación e investigaciones, han hecho a los materiales compuestos nuevos y eficaces competidores de los materiales tradicionales (4); en el país este campo es explotado en su gran mayoría por el sector de la educación, en el que se han realizado diferentes trabajos de investigación y trabajos de grado relacionados con análisis para el uso de estos materiales en aeronaves, estos puntualmente pensados para categorías de aeronaves UAV y en menor tamaño para aeromodelos. Los siguientes antecedentes se muestran de forma nacional e internacional:

#### **1.1.1 Nacional/Local**

Las investigaciones relacionadas con el uso de materiales compuestos en aeronaves UAV dentro de la Universidad San Buenaventura sede Bogotá se relacionan en su gran mayoría con diseños estructurales, por ejemplo, proyectos como el estudio de la estructura alar de una aeronave, reflejan grandes procesos de análisis estructural sobre materiales compuestos aplicados a diseños de aeronaves ya planteados en proyectos anteriores. Un grupo que ha estado estrechamente ligado a esta clase de estudios ha sido AEROTECH (5) con aeronaves ya fabricadas como el NAVIGATOR X1, X2, X2.1 y para el caso los análisis alares para un NAVIGATOR X3.

Investigaciones relacionadas con el análisis estructural en materiales compuestos, se derivan a proyectos como el ACROLITE (6) el cual se derivan muchas más investigaciones, siendo un punto de partida en cuanto al uso de nuevos procesos ingenieriles con relación a materiales aeronáuticos, esta investigación logra el estudio de varios componentes estructurales fabricados inicialmente en aluminio para finalmente ser intercambiados por nuevos fabricados en material compuesto; también se involucran diferentes investigaciones, publicadas por ejemplo en la

revista INGENIUM con relación a este, con el nombre de Desarrollo de un programa para el cálculo de esfuerzos en aeronaves de estructura tubular (7).

Con relación a aeronaves UAV, y su proceso de estudio estructural ligado al uso de materiales compuestos; en la Universidad se encontraron investigaciones como la tesis: DISEÑO CONCEPTUAL DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA (8). Son base para el proyecto por su proceso de diseño estructural con especial atención sobre el uso de nuevos materiales; otros trabajos que relacionan el diseño al uso de compuestos se enumeran a continuación:

Optimización de la estructura alar de un vehículo aéreo no tripulado de rango medio NAVIGATOR X02. (9)

Este proyecto brinda un enfoque detallado de como determinar las cargas que se aplicarán sobre una aeronave, en donde se busca optimizar la estructura de las alas del NAVIGATOR X02, factor clave para su uso en este proyecto; se determinan las cargas de resistencia y sustentación que se aplican sobre el ala; realización de un análisis estructural del ala; además muestra el proceso de optimización estructural por medio de análisis matemático y uso de software de simulación (Ansys), finalmente se entrega una metodología de optimización estructural que se adecua para su uso en este proyecto.

Se obtuvo como resultado final el desarrollo de un modelo matemático en MATLAB para la optimización estructural del ala por medio de una metodología, la cual consistía en asignar variables a todas las dimensiones de la estructura del ala y posteriormente mediante los momentos de inercia y cargas calculadas, obtener los esfuerzos que podría soportar esta. Por medio de la restricción dada por el esfuerzo de fluencia de Von Mises y a través de un proceso iterativo con la determinación de las derivadas parciales de las ecuaciones planteadas, se encontraron las raíces de las mismas y se logró realizar la minimización del volumen de la estructura.

Con el modelo matemático, se puede calcular el valor óptimo del volumen de la estructura alar mediante la disminución de tres variables para el cálculo del mismo, las cuales son, el espesor de la viga principal, auxiliar y el espesor de la piel. Se finaliza concluyendo sobre La utilización de materiales compuestos, la cual dispone de ventajas con relación a otros materiales, aportando cualidades funcionales, tales como ligereza, resistencia mecánica y libertad de formas.

Diseño preliminar del ala y la unión al fuselaje para la aeronave de alto alcance. (10)

En este proyecto se presenta el diseño preliminar realizado de manera multidisciplinario aerodinámico y estructural del ala de un UAV de alto alcance. Ya que se realizan diferentes cálculos de modo iterativo, con el fin de obtener el diseño del ala del UAV NAVIGATOR X3 en materiales compuestos, para así lograr la mayor autonomía.

El material escogido es la fibra de carbono para todos los componentes estructurales del ala ya que, según ésta, permitirá mejores características mecánicas, soportando en mejor forma los esfuerzos aplicados a la estructura. Se finaliza con los siguientes aportes:

La fibra de carbono de mejor disponibilidad a nivel nacional es la fibra de carbono T300 de alto módulo de elasticidad la cual tiene menor resistencia a la rotura pero la cual conserva muy buenas propiedades mecánicas.

Adicionalmente se escoge un tejido bidireccional para el diseño de la estructura del UAV, ya que permiten soportar de muy buena manera los esfuerzos en diferentes direcciones teniendo como resultado que la mínima resistencia de la fibra se alcanza cuando se aplican cargas a 45 grados respecto a los ejes del tejido. Por lo anterior se puede resaltar que los tejidos bidireccionales pueden alcanzar un comportamiento similar al isotrópico cuando se alinean las capas a 45 grados logrando mejorar sus propiedades en todas las direcciones

Del proyecto anterior se destaca el proceso de caracterización del material compuesto y su respectiva validación matemática, aspecto importante en el momento en que se escoge el material en el proceso de fabricación de una aeronave.

Construcción y ensayos estructurales del ala y su unión al fuselaje del UAV NAVIGATOR X-2,1 utilizando el banco de pruebas X1 de la Universidad de San Buenaventura para obtención de datos estadísticos estáticos y dinámicos. (11)

El objetivo principal de este proyecto, fue utilizar los datos de telemetría de los vuelos desarrollados por el NAVIGATOR X2, con el fin de analizar las cargas a las que está sometida la estructura alar de la aeronave. Con base en el análisis de cargas, construyeron el ala y la unión al fuselaje, utilizando materiales compuestos y las técnicas de fabricación estándares, analizando el comportamiento estructural sometido a cargas calculadas en un banco de pruebas y comparando los datos que se obtuvieron con un análisis por medio de elementos finitos (ANSYS).

Con el proyecto se buscaba optimizar la estructura alar de la aeronave anteriormente mencionada, con la mejor disposición de materiales, disminuyendo el peso, aumentando su rendimiento y manteniendo la integridad estructural.

Se puede obtener gran información del anterior proyecto, concerniente a los procesos de construcción de una parte de la aeronave usando materiales compuestos, así mismo como su proceso de simulación en un banco de pruebas, y el uso de diferentes normas ASTM durante la caracterización del material.

Fuera de la Universidad, otras entidades nacionales de educación han mostrado interés y han fabricado aeronaves de tipo UAV con el uso de materiales compuestos, diferentes grupos como por ejemplo GICA de la Fundación Universitaria Los Libertadores. (12) Muestran un análisis de las características primordiales que debe cumplir como mínimo una aeronave de este tipo, involucrando los materiales de su estructura y concluyendo que el uso de los compuestos como fibra de carbono beneficia el funcionamiento y la vida útil de un UAV.

Por otra parte la Universidad Pontificia Bolivariana, también posee investigaciones que sirven como base e interés, para llevar a cabo el proyecto; los documentos realizados por estudiantes de esta Universidad son:

Diseño Detallado de un Vehículo Aéreo No Tripulado Multipropósito de Bajo Costo para su Operación en Colombia.

En este proyecto evidencian la importancia de las aeronaves de bajo costo de operación que se desempeñe en actividades como búsqueda y rescate, vigilancia privada o militar, investigación meteorológica, fotografía, cartografía, inspección de líneas de transmisión y demás. Por tanto, desarrollan una plataforma pensada en Colombia que se adapte a un determinado número de misiones, las cuales fueron: Revisión e implementación de líneas de transmisión, Monitoreo de infraestructura y desastres, Publicidad, Guardacostas, Seguridad de fronteras, Fotografía, Meteorología, Monitoreo de cultivos, Monitoreo vehicular, Inspección de carreteras. Siendo, como ya se dijo, una base primordial de este proyecto lograr usar la plataforma para misiones como las anteriores, factores como pesos y dimensiones de los artefactos usados para tal fin, marcan pautas de diseño en este proyecto. (13)



Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos fibroreforzados para aplicaciones estructurales aeronáuticas.

En este proyecto se muestra un estudio realizado a los materiales con el fin de encontrar cuales soportan un mayor estrés mecánico, estos materiales fueron mecánicamente probados para verificar cuáles son sus posibles aplicaciones en la ingeniería. Teniendo en cuenta el análisis matemático desarrollado por la integración de las propiedades mecánicas, obtuvieron el comportamiento mecánico diferente en el laminado compuesto; adicionalmente encontraron las respuestas del laminado en términos de la tensión y la deformación bajo un estado de tensión.

Utilizaron como material compuesto el CARAL Al/0/0/Al, con los tejidos a 0°, los cuales son unidireccionales constituidos de carbono 334 g/m<sup>2</sup>. Este material fue analizado por medio de un modelo matemático, el cual determinó el comportamiento mecánico, evidenciando la distribución del esfuerzo y la cantidad de esfuerzo que absorbe cada lámina del material cuando se aplica una carga a tensión. Por otro lado, se desarrolla un estudio y una comparación entre el aluminio y el material compuesto, CARAL, en donde se muestra que el mejor material es el compuesto. (14)

### **1.1.2 Internacional**

Internacionalmente, dentro del campo de la educación, publicaciones relacionadas con diseños de UAV's usando compuestos, se encuentran los siguientes proyectos:

Design and construction of a composite airframe for UAV research (15)

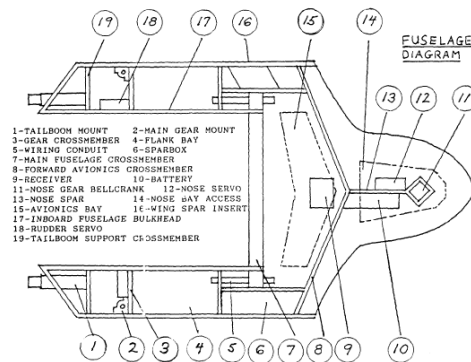
Proyecto de grado realizado en la maestría en ingeniería aeronáutica de la Universidad Naval de Postgrados. Se plantea el diseño de un UAV hecho en materiales compuestos; denominado Archytas, cuyo objetivo principal es brindar apoyo a los grupos de investigación de dicha universidad pudiendo probar en este, plataformas a escala en aeronaves radio controladas tripuladas y no tripuladas. A continuación se muestra un resumen de cada parte del UAV:

Las alas fueron construidas con núcleo de espuma cubierta de fibra de vidrio con el fin de reducir el peso, el ala fue diseñada con un flechamiento de 29° desde el borde de ataque y un ángulo de diedro de 2° que mejora la estabilidad. La viga fue

diseñada en I con un shear web y dos spar caps. En la parte trasera del ala se diseñó con un shear web para proveer rigidez estructural en las uniones de las superficies de control. Los alerones fueron diseñados al 62% de la envergadura para incorporar flaps al diseño.

Para el fuselaje, teniendo en cuenta que la propulsión de este diseño es un Tilted Ducted Fan el fuselaje fue la etapa más compleja. Se decidió montar el motor en el C.G de la estructura y por eso la diseñaron con forma de herradura. Es importante resaltar del diseño y la forma de la estructura, la resistencia que debe tener para soportar los esfuerzos que por ella pasarán. A continuación una figura que ilustra la forma.

Figura: 1. Diagrama del fuselaje



Fuente: (15)

Basados en otros modelos se decidió que el esqueleto de la estructura debería ser de plywood de  $\frac{1}{4}$ " , al igual que algunas otras partes de la estructura que deben tener gran resistencia como el montante del tailboom, el montante del motor, los compartimentos de carga paga y aviónica, entre otros. La forma de unión de las alas es a través de un sparbox.

La selección de los materiales se hizo con la necesidad de mejorar el peso; además del esqueleto en Plywood la parte trasera del fuselaje (detrás de los motores) se hizo con un molde de espuma de Uretano. Para los paneles de acceso y la unión de las alas se utilizó madera balsa de  $\frac{1}{8}$ " .

El proceso de fabricación inició con un bloque de espuma de Uretano para darle forma al ala, utilizando la técnica de corte con cable caliente, después se hizo la

inserción de la viga frontal los shear web y los spar caps fueron pegados entre sí. Luego se aplicó la fibra de vidrio a la estructura y con madera balsa de 1/16” se hizo los soportes de las superficies de control.

El fuselaje fue diseñado en con Plywood ¼” y ensamblado utilizando pegamento cyanoacrylate. (15).

Tabla 1 .Características UAV de rescate

Parámetro	Valor	Unidades
Superficie alar	788	in <sup>2</sup>
Envergadura	52.4	in
Taper Ratio	0.636	
Aspect Ratio	3.5	

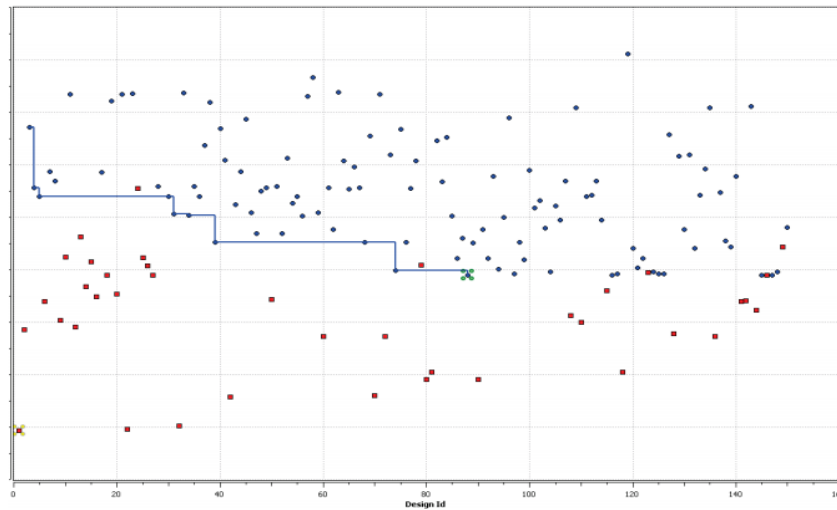
Fuente: (15)

### **Optimization of laminated Composite aircraft Structures**

En un documento de investigación la compañía Red Cedar Technology presenta algunos avances en el uso de software desarrollados especialmente para el estudio de elementos finitos que debe hacerse en el diseño de una estructura en materiales compuestos. El modulo utilizado es llamado HEEDS MDO (Hierarchical Evolutionary Engineering Design System–Multi-Disciplinary Optimization). Es una interfaz que permite acoplar ciertos módulos con los programas de análisis tradicionales como ANSYS, LS-DYNA, EXCEL, entre otros. La optimización de la que hablan en el documento se hace basada en la variación del número de capas del material, la orientación de las fibras, los materiales a utilizar y siempre buscando que el peso de los componentes se reduzca, mientras los factores de seguridad se mantienen para todos los casos. (16)

Para hacer la optimización se utiliza el algoritmo SHERPA con el cual se simularon algunas partes de un avión para optimizar su diseño, para el caso se realizó en el empenaje, el objetivo utilizando este software es minimizar la masa de los componentes de tal manera que el criterio de falla de Tsai-Wu  $\leq 1.0$  y el factor de pandeo  $\geq 1.05$  variando el número de capas y la orientación. Utilizando un programa de laminado y utilizando los procesos diseñados en el paquete de software HEEDS MDO se concluye que para el Empenaje se puede reducir hasta un 3% manteniendo las restricciones iniciales. A continuación se ilustran los resultados de los modelos optimizados (16)

Figura: 2. Historial de optimización para el empenaje de un aeromodelo utilizando el paquete de software HEEDS MDO



Fuente: (16)

En la figura 2 se observan los puntos azules los cuales muestran los diseños factibles mientras que los puntos rojos son los diseños no factibles, el eje x representa el número de identificación de los diseños, es así como el diseño número 88 es el diseño seleccionado para el empenaje

Con un proceso igual se realizó la misma optimización encontrándose así los siguientes resultados:

Tabla 2. Resultados del proceso de optimización

Componente Estructural	Porcentaje de Disminución de Masa
Empenaje	3%
Ala	12%
Fuselaje	9%

Fuente: (16)

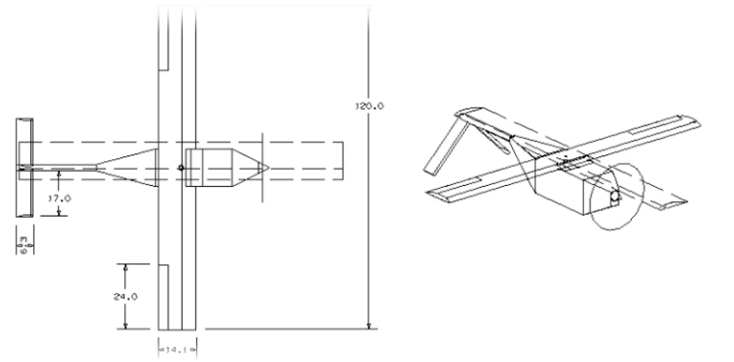
Es una nueva estrategia que puede ser útil para optimizar la configuración de las estructuras teniendo en cuenta que el algoritmo asegura que no modifica las restricciones. (16)

### Low-Cost expandable UAV Project Final Design

Proyecto realizado por el Instituto Politécnico y Universidad Estatal de Virginia con el fin de diseñar un UAV de muy bajo costo que pudiera ser lanzado desde otro vehículo aéreo, fuera capaz de llevar 50 libras de carga paga, pudiera volar 5 horas en un circuito y luego al aterrizar chocar sin sufrir daños. Los requerimientos

del diseño fueron Altitud crucero de 5000ft, Rango de Velocidad 65-140 Knots, 5 horas de vuelo. Se concluyó un diseño como lo ilustra la figura 3: (17)

Figura: 3. Diseño del proyecto de diseño de uav universidad estatal de Virginia



Fuente: (17)

Hecho en materiales compuestos; Kevlar bi-direccional y Aluminio 6061 T6. Se seleccionó Kevlar para hacer refuerzos en las juntas de 90° que tiene el fuselaje para que con el choque no se perjudiquen los componentes internos, por la buena resistencia a la fatiga y la corrosión, características de amortiguamiento, bajo coeficiente de expansión térmica. Así mismo se seleccionó para el resto de fuselaje Aluminio 60601 T6 por su bajo costo, su versatilidad, resistencia a la corrosión, y alta ductilidad. (17)

Los estudios hechos de cargas para el ala indicaron que el máximo esfuerzo cortante en el nivel de vuelo normal es de 84.5 lbs. y con un giro de 3g's 277.5 lbs, además para el momento máximo de flexión en el nivel de vuelo normal es de 174.8 ft-lbs. y en un giro 3g's es de 584.3 ft-lbs.

Las vigas del ala fueron diseñadas para resistir maniobras que lleven hasta 3 gravedades, fueron construidas en aluminio 6061 T6 cuyo límite elástico a compresión es de 35000 PSI y en cortante 20000 PSI. Fueron diseñadas 2 vigas en C para el ala, y para el Empenaje una viga en C con las siguientes dimensiones.

Tabla 3. Dimensiones del ala

Parámetro	Valor	Unidades
Altura	1.54	in
Ancho	0.6	in
Espesor	0.1	in

Fuente: (17)

Tabla 4. Dimensiones del empenaje

Parámetro	Valor	Unidades
Altura	0.51	in
Ancho	0.4	in
Espesor	0.1	in

Fuente: (17).

Para realizar el análisis de costos lo que se tuvo en cuenta fue los costos de ingeniería, los costos de estructura, costos de ensamble y costos de sistemas, a continuación relacionados con precios:

Tabla 5. Costos finales de producción del proyecto.

Parámetro	Valor
Ingeniería	US 1.500
Estructura (materiales compuestos)	US 5.000
Sistemas	US 18.000
Pruebas y ensamble	US 640
TOTAL	US 25.140

Fuente: (17)

En la categoría de sistemas incluyen sistema data link, Sistema de piloto automático, servos y baterías. Concluyen que para obtener un margen de ganancia se puede vender cada unidad en menos de US 30.000. (17)

### **Design Manufacturing and testing of a HALE-UAV structural demonstrator**

Documento de investigación del departamento de Ingeniería Aeronáutica del Politécnico de Torino. Trata acerca del desarrollo de una aeronave no tripulada hecha para volar a grandes alturas y con una duración máxima, a diferencia de los anteriores proyectos este está financiado por la Comisión Europea. (18)

El diseño de este UAV desde el punto de vista aeronáutico se basa en el diseño de un UAV autónomo capaz de mantenerse en vuelo por periodos muy largos de tiempo (entre 6 a 9 meses) usando energía solar, en la estratosfera. También se basa en una evaluación de la producción y servicio en cuanto a regulaciones y factores de seguridad.

Con respecto a los materiales de fabricación se planteó la idea de construir las vigas de las alas en grafito y resina Epóxica, con forma tubular, las costillas estarían hechas de una espuma liviana (Rohacell 51). Las vigas tubulares fueron

hechas con un curado en autoclave a 120°C, en algunas parte a lo largo del ala fueron ubicados refuerzos en fibra de carbono reforzado. (18)

La unión de las alas se diseñó en forma de “Wing box” con material CFRP (Carbon-fiber-reinforced polymer) M55J grafito y resina Epóxica pre-impregnado con las siguientes propiedades mecánicas.

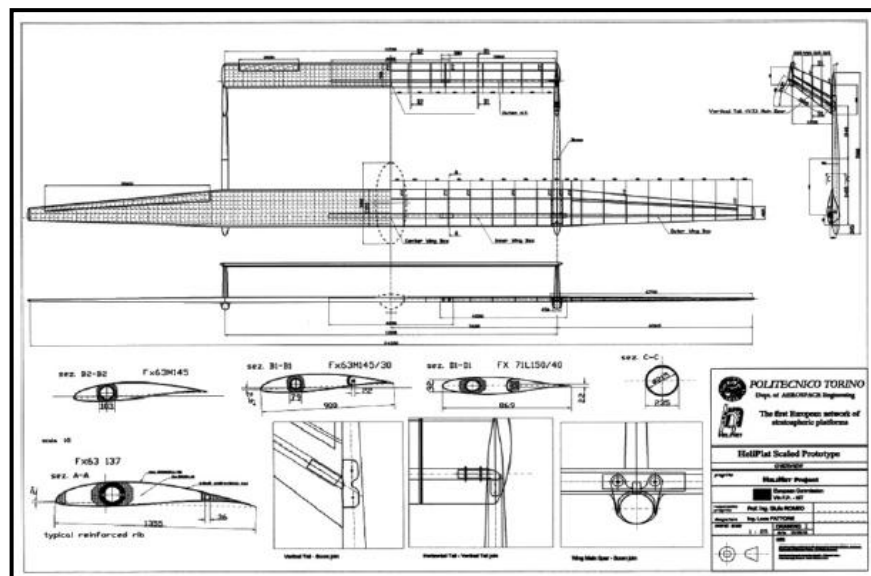
Tabla 6. Propiedades mecánicas material CFRP.

Parámetro	Valor	Unidades
$E_1$	279.3	GPa
$E_2$	5.84	GPa
$G_{12}$	4.05	GPa
$\nu_{12}$	0.36	
$\sigma_{t1R}$	1036	MPa
$\rho$	1.58	kg/dm <sup>3</sup>

Fuente: (18)

El diseño del Empenaje es muy similar al del ala el tailboom hecho de manera tubular y con una estructura tipo sándwich de CFRP. Del mismo material está hecha la estructura que soporta los elevadores. Los planos generales del UAV son:

Figura: 4. Planos generales del UAV.



Fuente: (18)

Antes de empezar las operaciones el UAV tuvo que hacer unas pruebas estáticas requeridas por las regulaciones de aeronavegabilidad, la mayor dificultad que se tuvo fue el aislamiento de cada componente para las respectivas pruebas. Los requerimientos están establecidos en la parte de aviación ligera de las normas JAR establecidas por la EASA. Teniendo en cuenta que el UAV fue fabricado bajo los parámetros de la norma italiana RAI-UAV hubo que hacerle unas modificaciones de balanceo que establecía la norma europea para que cumpliera los valores máximos de factor de carga que eran diferentes para cada norma. (18)

Effect of fiber orientation on the structural response of a smart composite structure

Documento de investigación del departamento de Ingeniería Aeroespacial y del departamento de Ingeniería Mecánica y Manufactura de la Universidad Putra de Malasya. Estudia el diseño de estructuras compuestas en fibra de vidrio laminado con actuadores de aleaciones con memoria de forma instalados en la superficie. La estructura estaba configurada de 6 capas de compuesto laminado, la ubicación de los actuadores y el diseño de la estructura fueron determinados mediante un estudio de elementos finitos. Las propiedades elásticas del material son:

Tabla 7. propiedades elásticas del material

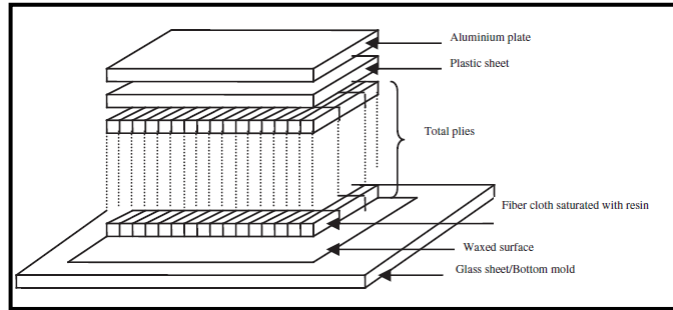
Propiedades Elásticas	Material fabricado 6 capas
$E_{11}$	14.03 GPa
$E_{22}$	14.08 GPa
$G_{12}$	1.49 GPa
$\nu_{12}$	0.143

Fuente: (19)

En el documento para el modelado 2D de elementos finitos utilizan un software llamado Msc-Nastran con una capa QUAD4. El proceso de fabricación del elemento fue por curado a temperatura ambiente donde la resina catalizada fue aplicada a la resina y puesta en la parte superior de un molde; como se muestra en la figura a continuación: (19)



Figura: 5.secuencia de laminado



Fuente: (19)

Se fabricaron con diferentes configuraciones en su orientación [0/0/0], [15/15/0], [30/30/30], [45, 45,0]. Las capas de la mitad se mantuvieron con orientación de 0°. El desplazamiento transversal fue medido en función del incremento de voltaje hasta el voltaje máximo permitido 2.4 W. Equivalente a una fuerza de 12N por actuador (19).

Todos los proyectos mencionados anteriormente brindan un enfoque detallado en los procesos de diseño de las estructuras del ala, fuselaje, soportes del motor, estudio de cargas en el tren de aterrizaje, uniones y superficies de control. Además se muestra una guía clara de los procesos de estudio relacionados a los factores de carga, sustentación en las diferentes fases de vuelo, procesos de fabricación usando como base los materiales compuestos, uso de las normas ASTM durante la caracterización del material a usar, además de resultados experimentales que muestran diferentes características de varios tipos de materiales que contribuirán en los procesos de estudio de este proyecto.

Con base en lo expuesto, se observa la importancia que se le ha dado a este tema en la industria aeronáutica, sus grandes beneficios hacen que, cada día, diseños de última generación involucren estos materiales en sus procesos, no es coincidencia que hoy grandes fabricantes del sector aeronáutico como *BOEING* (20) los use en sus modelos en zonas estructurales de gran importancia o estén presentes en un gran porcentaje como es el caso de un B-787 (21); o que se hable de un 60% de uso en la actualidad de materiales compuestos en la industria de UAV como se nombra en publicaciones del International Journal of Aeronautical And Space Science, en *Structural analysis of a composite*, además de publicaciones NASA como lo visto en composite materials development: lessons learned and future challenges (22).

Para concluir, es de gran importancia revisar los antecedentes del mismo diseño de la aeronave base de este proyecto. Desde hace cerca de 40 años la compañía

SIG desarrolla modelos KADET para enseñar a las personas a pilotar de forma práctica y segura aeromodelos radio controlados, bajo el diseño del ingeniero Claude McCullough (1922-2008), quien en el año de 1971 puso al servicio de la compañía SIG en su planta en Montezuma toda la experiencia que le dejó haber estado al mando de la flota de B-24 en Italia durante la segunda guerra mundial. Además del Kadet también participo en el diseño de Skybolt, Kobra, Morrissey Bravo entre otros. Ganó más de 15 premios en concursos nacionales e internacionales. (23)

El aeromodelo KADET es muy fácil de pilotar. Su configuración de ala alta es favorable para el acceso a la bahía de carga, las dimensiones de sus alas y del fuselaje hacen que sea estáticamente estable durante el vuelo y su vuelo a bajas velocidades no perjudique su operación, así mismo su facilidad de ensamble y simplicidad de manejo lo hacen favorito entre los aeromodelistas. Con el fin de aprovechar el compartimento de carga para probar sistemas de navegación autónoma la Universidad escogió este aeromodelo. (3)

Para su ensamble y desensamble, la aeronave contaba con un sistema de sujeción a las alas mediante unas bandas elásticas y en la actualidad con dos tornillos, A pesar que su estructura en madera balsa es muy liviana su vida útil no es la mejor.

Figura: 6. Aeronave Kadet Sénior



Fuente: (3)

Es entonces como, la aeronave Kadet alrededor del mundo ha sido materia de estudio mostrando todos los beneficios de su diseño y en especial su bajo peso y gran maniobrabilidad, un ejemplo claro se muestra a continuación:

CAE tool for modeling inertia and aerodynamic properties of an R/C airplane  
(24)

Documento de investigación desarrollado en la Universidad de Texas, donde se detalla el modelado de un aeromodelo utilizando el concepto de Ingeniería asistida por computadora (CAE), con el cual se puede modificar fácilmente el diseño de una aeronave R/C, analizar su estructura aerodinámica y resistencia estructural.

Se documentan las ventajas de algunos programas que ayudan al diseño como SOLIDWORKS, que permiten un estudio de fuerzas aerodinámicas como FLUENT y GAMBIT que a su vez permite crear enmallados apropiados para utilizar FLUENT. En este documento se diseñó el aeromodelo radio controlado y se calcularon los momentos de inercia utilizando SOLIDWORKS, luego fue exportado a GAMBIT para la creación de su malla, y para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos se importó a FLUENT.

El aeromodelo utilizado en la investigación fue el KADET Senior utilizado por el laboratorio (AVL) de la Universidad para la competición AUVSI-UAV.

En los primeros pasos del documento explican la forma en que se hizo el modelo en CAD, todo el fuselaje, alas, estabilizadores, alerones, elevadores, rudder; estos se hicieron con la densidad de la madera balsa. Para el cálculo de los momentos de inercia se utilizó el módulo de Solidworks llamado "Mass Properties". Este módulo utiliza las siguientes ecuaciones para determinar los momentos en X, Y y Z:

Figura: 7: Ecuaciones utilizadas para determinar momentos de inercia

$$\begin{aligned}I_{xx} &= \int (y^2 + z^2) dm \\I_{yy} &= \int (z^2 + x^2) dm \\I_{zz} &= \int (x^2 + y^2) dm \\I_{xy} &= \int (xy) dm \\I_{yz} &= \int (yz) dm \\I_{zx} &= \int (zx) dm\end{aligned}$$

Fuente (24)

Se utilizó el método de péndulo para calcular los momentos de inercia a partir de la frecuencia de oscilación alrededor de los ejes X y Y. Se construyó una estructura para sostener el aeromodelo en Aluminio.

A continuación, se hizo el modelado de la malla en Gambit. Se utilizó el formato estándar de tipo parasolido pero al importar el modelo de Solid a Gambit se duplicaron algunas caras así que se asignó un valor de  $10^{-6}$  en el módulo “Make Tolerant” para mantener la integridad topológica de la geometría. La superficie fue enmallada utilizando el algoritmo “Trimesh-Pave”, la malla triple (Trimesh) tiene la ventaja que se adapta correctamente a todas las formas que tenga la superficie (24).

Para la simulación en Fluent se escogió una velocidad del aire respecto al Kadet de 20 m/s (40 Knots), además se simplificó el diseño para no complicar la simulación, se escogió un modelo Viscoso “ $k - \varepsilon$  –Realizable model”.

Se iteró 700 veces esperando que la solución convergiera, las fuerzas estudiadas en el modelo completo sin tren de aterrizaje.

Tabla 8. Fuerzas resultantes del estudio sobre el modelo Kadet

Parámetro	Valor	Unidades
$F_x$	9.083	N
$F_y$	0.02	N
$F_z$	80.79	N

Fuente: (24)

En la conclusión de los resultados, se presenta que el error en el cálculo de inercia  $I_{xx}$  fue de 7% de los datos experimentales y para  $I_{yy}$  fue de 15%. La diferencia entre la masa real y la calculada por el software fue de 5% atribuida posiblemente a los servos y conectores que no se incluyeron en el diseño (24).

## 1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Con este proyecto de grado se pretende realizar el diseño estructural de la aeronave no tripulada KADET en materiales compuestos, puesto que su estructura original tiene algunas deficiencias frente a la misión que la universidad plantea, la cual es probar plataformas de ensayo que se implementarán en los UAV's y por el material utilizado (madera balsa, paneles de plywood, y recubrimiento plástico), motivo por el cual el transporte se dificulta; y así mismo limita la operación del aeromodelo a ambientes determinados.

Actualmente no se cuenta con una línea base que facilite y reduzca el tiempo de obtención de las características de un material compuesto que sea eficiente para las aeronaves no tripuladas.

No se cuenta con un proceso que permita determinar la mejor configuración dentro de los materiales compuestos utilizados tradicionalmente en la construcción de aeromodelos; compuesto reforzado por fibra de vidrio, compuesto reforzado en fibra de carbono, materiales tipo sándwich con núcleo de madera balsa y plywood para estudiar la configuración apropiada de la estructura del aeromodelo KADET con el fin de hacerlo más liviano, más rígido y más eficiente. Las aeronaves KADET son delicadas tanto a la hora de ser transportadas como durante el vuelo, por tanto se requiere de un nuevo material compuesto que permita reducir el peso de la misma y aumentar su vida útil.

¿Cómo determinar la configuración adecuada de los materiales compuestos laminados utilizados en la construcción de UAV's aplicados al Kadet?

### **1.3 JUSTIFICACIÓN**

El uso de nuevas tecnologías en los campos de aviónica, la automatización de sistemas de navegación, materiales menos contaminantes y más eficientes traen consigo una serie de ventajas, en el campo de la aeronáutica se han desarrollado muchos temas referentes a la autonomía y automatización de las aeronaves UAV (Vehículos Aéreos No Tripulados) haciendo que tengan ventajas como la posibilidad de uso en áreas de alto riesgo o de difícil acceso, también brindan la capacidad que cada vez tengan que depender menos de la intervención humana, entre otras ventajas; es por esto que la Universidad ha desarrollado algunos estudios en dichas materias planteando proyectos de investigación basados en el funcionamiento de los mismos y sus sistemas de navegación.

Con este proyecto se propone desarrollar una línea base para hacer que con los materiales compuestos se logre una mayor eficiencia en cuanto a que sea mucho más resistente y además más liviano de manera que la Universidad, en cabeza de los grupos de investigación, puedan utilizar eficientemente este aeromodelo para probar diferentes sistemas que son empleados en los vehículos aéreos no tripulados.

De igual manera los materiales compuestos presentan muchas ventajas comparados con materiales convencionales. Por ejemplo, en la fabricación de los moldes se pueden dar formas más complejas y también reducir el número de piezas que hay que fabricar en un componente determinado, además, los tiempos de construcción se reducen al utilizar dichos moldes. Respecto a la resistencia estructural, la configuración de su estructura, sus fibras y capas, combinado con una resina, permite una rigidez máxima, y ello mismo hace que su peso reduzca

en gran porcentaje; con lo cual se explica la gran importancia de los materiales compuestos en la industria aeroespacial.

Es necesario realizar un análisis estructural detallado con el fin de determinar los esfuerzos y cargas a las que son sometidas las diferentes partes del aeromodelo, con base en ello y teniendo un factor de seguridad adecuado se ha de seleccionar la configuración de los materiales. De esta manera se podrá desarrollar exitosamente el diseño estructural propuesto.

## **1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN**

### **1.4.1 Objetivo General**

Diseñar la estructura total de la aeronave no tripulada KADET en materiales compuestos laminados.

### **1.4.2 Objetivos Específicos**

- ✓ Establecer el material sustituto mediante el estudio de los requerimientos de diseño tales como cargas aerodinámicas, cargas de inercia y restricciones geométricas.
- ✓ Seleccionar la configuración estructural de la aeronave con base en las restricciones geométricas y pesos permisibles.
- ✓ Determinar los esfuerzos y deformaciones en la estructura de la aeronave para las diferentes condiciones de vuelo.
- ✓ Evaluar costo, peso y factores de seguridad con el fin de seleccionar la configuración apropiada.

## **1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO.**

### **1.5.1 Alcances**

Para realizar el análisis básico de cargas aerodinámicas, se utilizará el software disponible en la Universidad XFLR5, con base en ese análisis se hará un estudio en cuanto al factor de carga en las maniobras que realiza la aeronave.

Se establecerá la configuración de la estructura con los planos de construcción tradicionales, teniendo como base las restricciones geométricas.

Se diseñará la estructura del aeromodelo KADET utilizando materiales compuestos avanzados y haciendo las simulaciones necesarias con ANSYS y CATIA.

Se diseñarán soportes de servo mecanismo, pero no la estructura del sistema de control.

Se rediseñará el tren de aterrizaje principal.

Se realizarán la evaluación de las propiedades de los siguientes materiales utilizados tradicionalmente en la construcción de UAV's y aeromodelos

Compuesto reforzado por fibra de vidrio

Compuesto reforzado con fibra de carbono

Materiales tipo sándwich con núcleo de madera balsa y plywood.

Se entregara además de este documento un artículo investigativo conforme al proceso de caracterización de materiales compuestos de uso aeronáutico hecho por el grupo AEROTECH para este proyecto

### **1.5.2 Limitaciones**

Solo se utilizarán los recursos computacionales que la Universidad ofrece, mallas, nodos y elementos restringidos a las licencias.

Los datos de algunas propiedades como relación de poisson y módulo de rigidez se tomarán como valores promedio teóricos.

No se llevará a cabo la construcción de la aeronave.

No se diseñarán las superficies de control, solo se diseñarán los elementos fijos de la aeronave.

No se diseñarán los montantes internos para la carga paga.

No se propondrán mejoras aerodinámicas, ni cambios sustanciales en la geometría de la aeronave.

El tren de nariz no se diseñará de tal forma que sea móvil.

## **2 MARCO DE REFERENCIA**

### **2.1 MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL.**

#### **2.1.1 Aeronave no Tripulada**

Esta es una Aeronave destinada a volar sin piloto a bordo, muchas veces su vuelo es el resultado de una programación previa, utilizando de la mano sistemas de navegación, son aeronaves fáciles de transportar; debido a su tamaño reducido, su uso común va ligado a la industria militar, por lo que se dispone además de plataformas de inteligencia, como cámaras de fotografía y video, armas activadas a distancia. Otros usos se relacionan a los campos de la seguridad y monitoreo además de investigación y usos civiles.

#### **2.1.2 Aeromodelo**

Aeronave construida de menor tamaño, usada para ser volada sin tripulación, la cual puede hacer parte dentro de un conjunto de actividades fundamentales como son la científica y la deportiva, el primero de ellos se relaciona al estudio de la aerodinámica, sistemas mecánicos o electrónicos, el diseño y su construcción. El segundo se formula como un tipo de hobby de lo que resulta un vuelo de la aeronave de diferentes formas, se clasifican en modelos de velocidad, modelos de acrobacia, modelos de carreras, modelos de combate, modelos de combate con motor diesel, modelos de carrera con motor diesel, modelos para vuelo libre, maquetas, modelos con motor eléctrico. Lo anterior según clasificación FAI (federación aeronáutica internacional).

#### **2.1.3 Estructura**

Para el caso de una aeronave, su estructura en primera instancia es la que se encarga de albergar todos los componentes de la misma y mantenerlos seguros, deberá ser capaz de soportar las cargas aerodinámicas y demás que se generen durante sus etapas de vuelo.



### 2.1.4 Configuración Estructural

La configuración estructural se determina por la ubicación de los componentes que conforman el ala, el cual varía de acuerdo a las necesidades de la misión y del criterio del diseñador. Las componentes del ala son:

Figura: 8 Configuración estructural



Fuente: Los autores

### 2.1.5 Materiales Compuestos

Se entiende por materiales compuestos una combinación macroscópica de dos o más materiales diferentes teniendo una interfaz visible entre ellos. Los compuestos no solo son utilizados por sus propiedades estructurales sino también por sus aplicaciones eléctricas, térmicas, medio ambientales entre otras. El material resultante después del proceso de fabricación tiene un balance y unas propiedades estructurales superiores a que si se utilizarán los materiales por aparte (25).

No pertenecen a los materiales compuestos, aquellos materiales polifásicos; como las aleaciones metálicas, en las que mediante un tratamiento térmico se cambian la composición de las fases presentes.

#### 2.1.5.1 Fibras y Matrices

Las fibras proporcionan al material su fuerza a tracción, mientras que otro componente (llamado matriz) que suele ser una resina como epoxy o poliéster que envuelve y liga las fibras, transfiriendo la carga de las fibras rotas a las intactas y entre las que no están alineadas con las líneas de tensión. (25)

Las fibras pueden ser continuas, largas o cortas, en una banda de 5 mm a 25 mm de longitud. En cuanto a su disposición, éstas son paralelas, unidireccionales, o bidireccionales, en forma de tejido, o inclusive están orientadas aleatoriamente. Las fibras se utilizan en los compuestos debido a que son livianas, rígidas y fuertes. Las propiedades visco elásticas del compuesto están dominadas por la matriz. (26) Los materiales compuestos reforzados con fibra se pueden separar mecánicamente. La principal característica de estos materiales reside en que un componente conforma una matriz que envuelve el resto de forma que los

materiales trabajen como uno solo, pero ambos seguirán manteniendo sus formatos originales por separado.

La matriz aporta propiedades vitales al material compuesto mejorando su rendimiento:

Obliga a las fibras a trabajar de forma conjunta, y les transfiere los esfuerzos de tracción.

Aísla las fibras entre ellas, y así trabajan de forma separada. Ello evita/ralentiza la propagación de fisuras en el soporte.

A continuación, se ilustra una recopilación de las características mecánicas de algunas fibras utilizadas en la creación de materiales compuestos (27)

Tabla 9. Propiedades de las distintas fibras que componen los materiales compuestos

Fibra	Modulo (GPa)	Resistencia a la tracción (GPa)	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	Resistencia a compresión (GPa)	Resistividad Eléctrica (μΩ-m)	Módulo de torsión (GPa)	Deformación de rotura (%)
<b>Fibras Orgánicas</b>							
Kevlar 49	125	3.5	1.44	0.4		1.4	2.3
PBO	200-360	3.5-5,7	1.58	0.2		1.0	1.2
<b>Fibras Inorgánicas</b>							
Vidrio E	75	3.5	2.58	>0.8	10 <sup>3</sup>	28	4
Vidrio S	90	4.5	2.46	>1.1			
<b>Fibras de Carbono a partir de Alquitrán</b>							
Amocop25	160	1.4	1.9	1.15	13.0		0.9
Amocop100	725	2.2	2.15	0.48	3.0	4.7	0.32
<b>Fibras de Carbono a partir de Pan</b>							
T-300	235	3.2	1.76	2-88	15	15	1.4
T-1000	295	7.1	1.82	2.76	14		2.4
GY70	520	1.8	1.96	1.06	6.5		0.36
AS4	235	3.6	1.80	2.69	15	17	1.6
M60J	585	3.8	1.90	1.67	8		0.7
<b>Fibras Textiles</b>							
Poliéster	3.10	0.4-0.8	1.39				

Fuente: (27)

### **2.1.6 Cargas Aerodinámicas**

Son debidas a la fuerza de sustentación que genera el ala para permitir que el avión vuele, el peso mismo de la estructura de la aeronave, el peso de la carga paga, el peso del combustible y en general el peso de la aeronave. Importante mencionar también a lo que se refiere factor de carga; relación de una carga especificada con el peso total de la aeronave. La carga especificada se expresa en cualquiera de los términos siguientes: Fuerzas aerodinámicas, fuerzas de inercia, reacciones por choque con el terreno, suelo o agua (28)

### **2.1.7 Esfuerzos**

El esfuerzo se define como la intensidad de las fuerzas componentes internas distribuidas que resisten un cambio en la forma de un cuerpo. El esfuerzo se define en términos de fuerza por unidad de área. Existen tres clases básicas de esfuerzos: tensión; es la relación que existe entre la carga dividida para el área de la sección de un elemento sometido a una carga de estiramiento, compresión; es la resultante de las tensiones o presiones que existe dentro de un sólido deformable o medio continuo, caracterizada porque tiende a una reducción de volumen del cuerpo, y a un acortamiento del cuerpo en determinada dirección, y cortante; es el esfuerzo interno o resultante de las tensiones paralelas a la sección transversal de un prisma mecánico como por ejemplo una viga o un pilar. El esfuerzo se computa sobre la base de las dimensiones del corte transversal de una pieza antes de la aplicación de la carga, que usualmente se llaman dimensiones originales. (25)

### **2.1.8 Aeroelasticidad**

Es la disciplina de la ingeniería aeronáutica que estudia la respuesta de vehículos flexibles sometidos a acciones externas aerodinámicas y, en el caso de aeronaves, requiere el acoplamiento de fuerzas inerciales, estructurales, aerodinámicas y de leyes de control (aeroservoelasticidad). La aproximación clásica considera modelos lineales, algo que puede no ser cierto en determinadas condiciones: no linealidades estructurales por holgura o fricción en la rotación de las superficies de control, movimiento del combustible en los depósitos (fuel sloshing) en maniobras con elevados factores de carga de aviones de altas prestaciones, desprendimiento de corriente, flujo transónico o leyes de vuelo no lineales que dependen de la condición de vuelo o de la maniobra. (29)

## 2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO

La aeronave que se pretenda fabricar tomando como pautas este diseño, cumplirá con las normas Colombianas que hasta la fecha actual no sobrepasa lo estipulado en el numeral 4.258.2 RAC, de lo cual para procesos de diseño y análisis se podrían tener en cuenta para este los siguientes numerales; (si es que se considera usar este proyecto en un futuro con ideales de construcción y vuelo consultar: 4.25.8 Aeromodelismo). (30)

El peso máximo permitido para cualquier aeromodelo será de 25 kg, no podrá volar en el espacio aéreo colombiano aparatos con peso superior.

Ningún aeromodelo será volado a una altura superior a 500 pies sobre el terreno.

Ningún aeromodelo podrá portar pesos útiles, diferentes a los elementos habitualmente requeridos para la práctica de este deporte.

No obstante se conoce a la fecha , que por parte de la AERONAUTICA CIVIL COLOMBIANA, según lo estipulado en la carta 510210912-2012006480 del 28 de febrero de 2012 se encuentra en proceso de elaboración, un reglamento concerniente a todos los procesos relacionados con diseño, producción y comercialización de aeronaves tipo UAV del cual se involucraría este proyecto, por las etapas de estudio de esta reglamentación conocidas como diseño de aeronaves UAS, certificación de aeronaves UAS, aviónica UAS y regulaciones; teniendo en cuenta esta nueva reglamentación queda a conocimiento que para este proyecto se usara cualquiera de estos preceptos, si es que se publican en época de elaboración del mismo.

Con base al análisis de la estructura y su diseño con relación a normativas, se registrará por los estándares de la autoridad civil australiana (31):

Requerimientos según norma australiana		
Subparte B: Vuelo	Límites de la distribución de carga	Puede existir un lastre removible o fijo siempre y cuando esté debidamente instalado y marcado
		Para vuelos de prueba el centro de gravedad puede desplazarse entre $\pm 7\%$
Subparte C: Estructura	Factor de seguridad	Se estipula que debe ser de 1.5 para materiales metálicos y 1.8 para materiales compuestos
	Deformación	La estructura debe ser capaz de resistir cargas sin que la deformación producida afecte la aeronavegabilidad de la aeronave
	Límite de factor de carga por maniobra	Debe estar diseñada para un factor de carga de 3.8, no menor a 2 y un límite negativo no menor a -1.5
Subparte D: Diseño y construcción	Accesibilidad	Debe estar diseñado con las respectivas bahías de inspección (incluyendo estructuras principales y sistemas de control) para mantenimiento y posible reemplazo

Otra reglamentación relevante está dada por el reino unido, donde se muestra dentro de lo planteado por la civil aviation authority, normativas no muy encaminadas a reglamentar procesos de diseño y manufactura, y si operacionales, como es el caso de la reglamentación dada por FAA enfocada en certificación.

Cabe nombrar por su importancia la iniciativa de USICO (UAVh safety issues for civil operation eu research Project) la cual quiere lograr unificar los procesos de certificación y procesos de prueba de nuevos diseños para tales fines.

Finalmente se nombran las actividades concernientes al AMA (academy of model aeronautics) que ya por gran tiempo ha venido gestionando frente a la FAA (federal aviation administration) procesos de legalización del campo de aeromodelismo, buscando en mayor medida lugares especiales para la práctica y prueba de aeromodelos o UAV, se han obtenido entonces una serie de reglamentaciones por la FAA para el uso de estos artefactos. Es el caso de

*Senate Bill, Section 607(g)* donde se muestra por ejemplo las limitaciones de operación cerca de un ATC (air traffic control) donde se estipula que deben volar a no menos de 5 millas de cercanía ; además en la sección 336 la aeronave está limitada a no más de 55 libras a menos que de otro modo se certifique a través de un diseño, construcción, inspección, pruebas de vuelo, y el programa de seguridad operacional administrado por una organización de base comunitaria, lo contrario serán aeronaves de tipo no tripulado (1) capaz de mantener el vuelo en la atmósfera (2) volado dentro de la línea visual de la vista de la persona que opera la aeronave, y (3) volado por afición o con fines recreativos. (32)

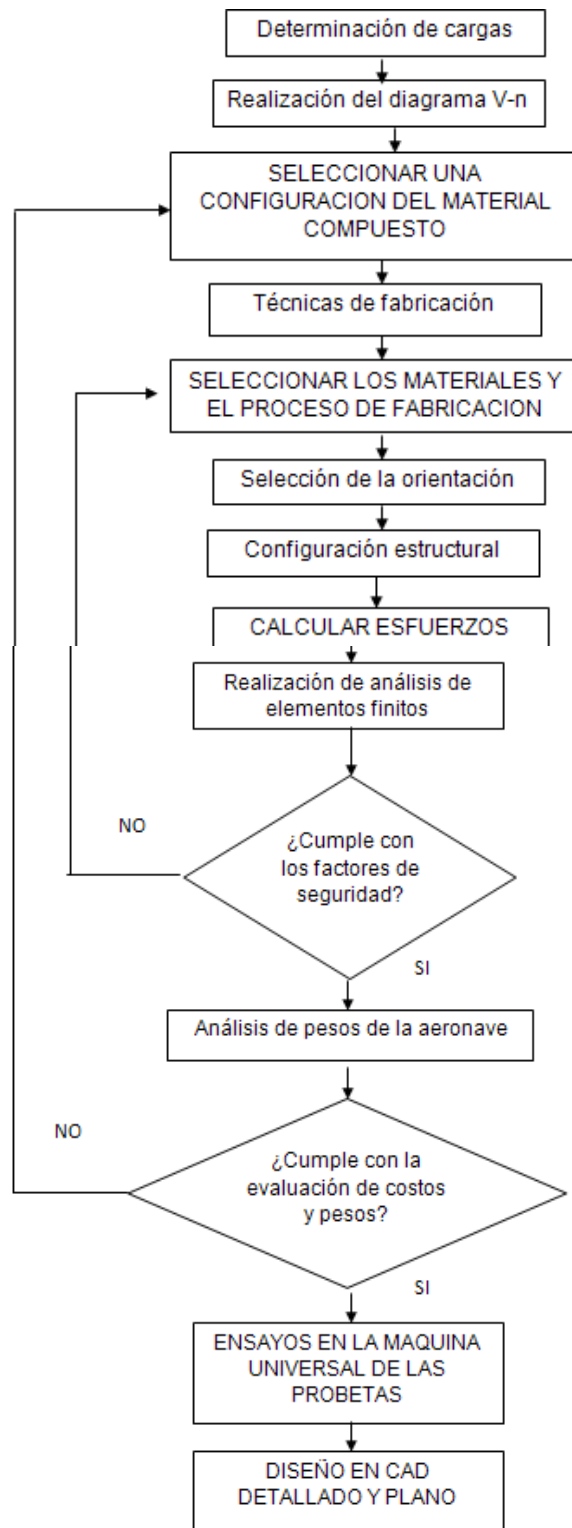
### **2.2.1 Normatividad para Presentación de Planos**

El producto final de este proyecto se representa de forma gráfica en planos relacionados y elaborados bajo la norma técnica colombiana (ICONTEC) en su compendio de dibujo técnico.

## **3 METODOLOGÍA**

Este proyecto se regirá bajo el siguiente diagrama de flujo

Figura: 9 Diagrama de flujo proyecto



### **3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN**

Esta investigación se desenvuelve con un enfoque empírico-analítico.

### **3.2 LINEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA**

En la línea institucional de investigación, teniendo en cuenta el proyecto educativo Bonaventuriano y algunas disposiciones generales de la universidad, es tecnologías actuales y sociedad.

Sub-línea de investigación de la facultad

En cuanto a la sub-línea de la Facultad y basados en el enfoque de la investigación se ha concluido que es la instrumentación y control de procesos.

Línea de investigación de la facultad

Para determinar el campo de investigación se optó por el diseño y construcción de aeronaves.

## **4 DESARROLLO INGENIERIL**

### **4.1 ANÁLISIS GEOMÉTRICO**

En esta sección se mostrarán las diferentes restricciones o reglas que determinan la posición relativa de las diferentes geometrías o componentes de la aeronave, para el caso serán reglas físicas entre los distintos elementos (ala, fuselaje, superficies de control, motor, tren de aterrizaje), que controlan el tamaño, la forma, y las demás relaciones que existen entre ellos que conllevan a su correcto funcionamiento como es el caso de la posición de cada uno de ellos y su interacción con los demás, las restricciones que se muestran a continuación se dividen en:

- Restricciones de unión
- Restricciones de posición
- Restricciones de tamaño



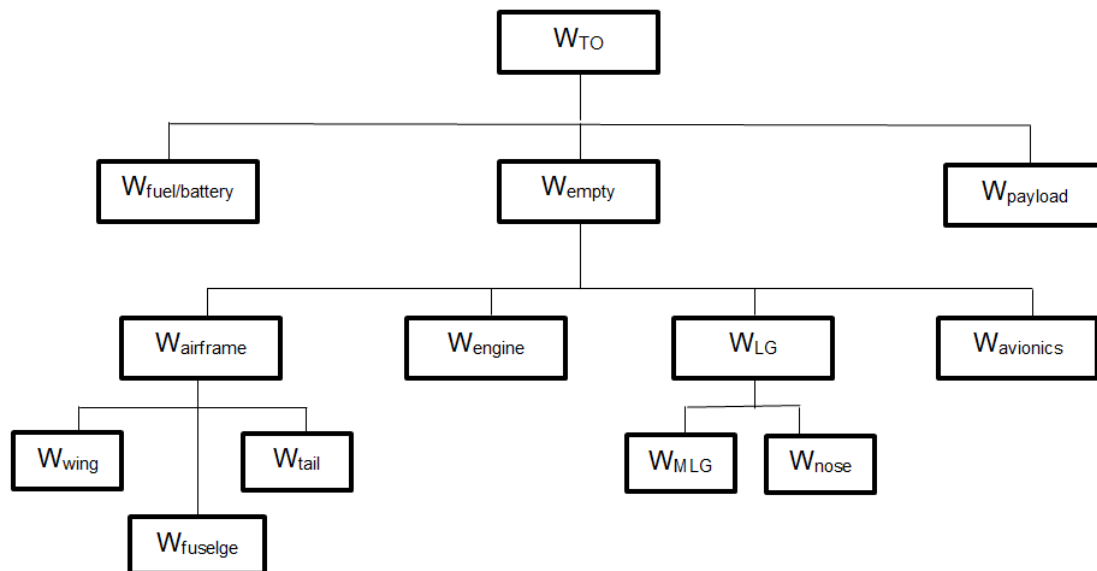
Restricciones de peso.

Para mayor comprensión, la disposición y la relación geométrica de los elementos respecto a otros (restricción de posición y unión) se identifican en el anexo A (restricciones geométricas, planos Kadet senior), las otras restricciones dimensionales se muestran en la tabla restricciones de tamaño y posición en el nombrado anexo.

#### 4.1.1 Restricción de Pesos

El siguiente esquema fue utilizado para determinar el peso inicial máximo al despegue

Figura: 10 Árbol de pesos



Fuente: Los Autores

Los siguientes fueron los pesos del Kadet Senior:

Tabla 10 Primera estimación de pesos

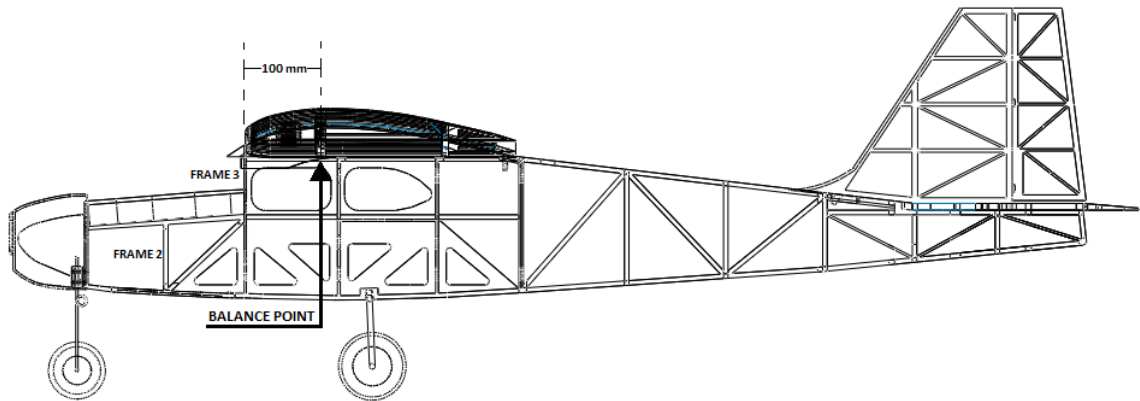
Grupo	Componentes	Peso	Cantidad
Equipo fijo	Receptor	22 g	1
	Batería receptor	130 g	1
	Batería servos	300 g	1
	Servo	44 g	1
	Sistema de piloto automático	100 g	1
	Equipo adicional A/P	140 g	1
	Transmisor de video	190 g	1
	Cámara	150 g	2
Aviónica	Sistema de comunicación	140 g	1
	Controlador de velocidad	60 g	1
	Batería sistema de comunicación	300 g	2
	Batería del motor	750 g	2
Estructura	Alas	1292 g	
	2 servos	88 g	
	Fuselaje + Motor + Bancada + Tren (principal y nariz) + Empenaje	1762 g	
	2 Servos	88 g	
	Carena	50 g	
TOTAL		6880 g	

Fuente: Los autores

#### 4.1.2 Ubicación de Componentes y Centro de Gravedad

Una vez establecida la cantidad, tipo, peso y dimensiones de los componentes o carga paga que trasportará esta aeronave para cumplir con los diferentes propósitos de vuelo, es primordial el cálculo del punto donde la aeronave deberá estar balanceada en el caso de que ésta se encuentre suspendida. Dado que este es un punto conocido y brindado por el fabricante de la aeronave, a continuación se mostrara la ubicación grafica del mismo respecto a una línea de referencia. Este punto CG ubicado a 431mm desde el datum line, o 100 mm por delante de la cuaderna 3.

Figura: 11 Ubicación del centro de gravedad en el plano lateral



Fuente: Los autores

El conocimiento de la ubicación del centro de gravedad de la aeronave permitirá distribuir los componentes a partir de un análisis de peso y balance, logrando que este punto no llegue a moverse. Para este fin se usan las siguientes ecuaciones:

$$X_{cg} = \frac{\sum_i w_i x_i}{\sum_i w_i} \quad \text{Ecuación 1}$$

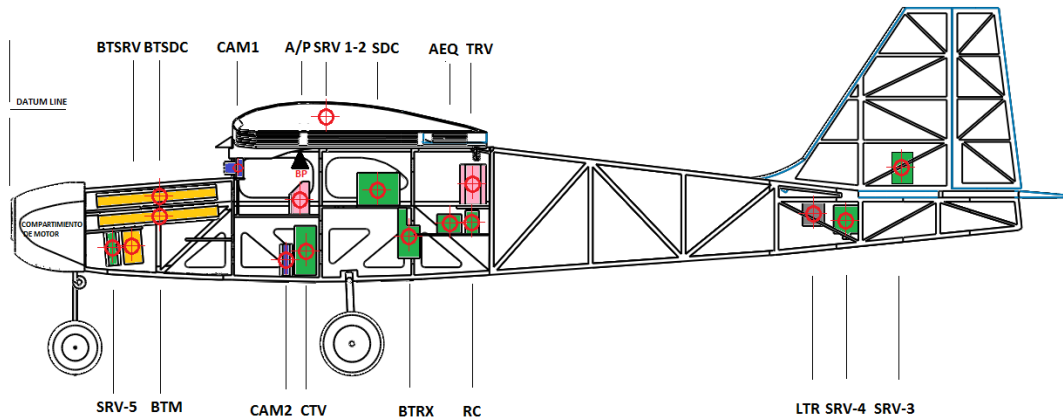
Donde

$$X_{cg} = \frac{\text{peso combinado} * \text{distancia}}{\text{peso total}} \quad \text{Ecuación 2}$$

$X_{cg}$  es la distancia horizontal que existe entre la línea datum hasta el centro de gravedad

En la ecuación 2 el peso combinado representa el peso de cada componente el cual se multiplica por la distancia de su ubicación, este momento generado, el peso de los componentes y el peso total de su suma se resumen en la tabla ubicación de componentes en el eje longitudinal disponible en el anexo A, donde se distribuyen los componentes conforme su dimensión y función. Finalmente se muestra la siguiente vista lateral de la aeronave con la ubicación de los componentes y su distribución conforme a la tabla anteriormente nombrada:

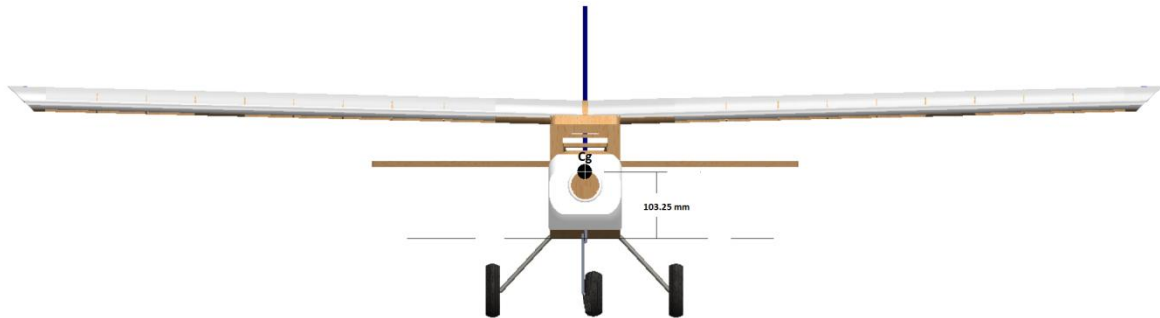
Figura: 12 Distribución de los componentes en el plano lateral



Fuente: Los Autores

La metodología utilizada para hallar el centro de gravedad en el eje vertical es la misma que en el eje longitudinal; sin embargo, aquí se toma la distancia con respecto al water line. El resultado se muestra en la tabla de ubicación de componentes en el eje vertical disponible en anexos A. De lo cual se obtiene una ubicación del centro de gravedad a los 130.2505 mm del water line.

Figura: 13 Ubicación vertical del centro de gravedad



Fuente: Los Autores

De igual manera, se incluye el listado detallado de componentes a bordo de la aeronave. Estos elementos se caracterizan por ser vitales para el vuelo de la aeronave y las diferentes misiones iniciales de fotografía y video; estos componentes son usados en la aeronave actual, y serán tenidas en cuenta sus dimensiones, peso y ubicación actual para el nuevo diseño, se subdividen dentro de los siguientes grupos:

- Servomecanismos
- Motor
- Batería
- Cableado
- Control
- Video
- Otros

Este lista se encuentra disponible en el anexo A; tabla (listado detallado de componentes abordo). Para finalizar el subcapítulo con base en dicho anexo, se estableció el diseño de una aeronave con envergadura 2,016 m, largo del fuselaje de 1.513 m, altura desde las ruedas hasta el tip del estabilizador vertical de 0.549 m.

## **4.2 DETERMINACIÓN DE CARGAS.**

El siguiente proceso será realizado para establecer las distribuciones de carga sobre la estructura durante la operación de la aeronave, con el fin de verificar posteriormente las características de resistencia del material y el tipo de estructura escogido. Se estudiarán las cargas debidas a la sustentación, resistencia de forma analítica y posteriormente simulada en xflr5. En el anexo H (aerodinámica) se encuentra los datos de cada simulación.

### **4.2.1 Distribución de Lift.**

Es la forma como se distribuyen los esfuerzos debidos a la sustentación que genera el perfil aerodinámico a lo largo de la envergadura, esta es la principal carga que afecta la integridad de la estructura alar.

A continuación se presenta las diferentes configuraciones de distribución de sustentación a lo largo de la envergadura dependiendo de la forma del ala para un ala elíptica, trapezoidal, y un promedio de las dos (Shrenk's distribution). Se utilizó un factor de carga preliminar de 6.29 y el peso hallado en el capítulo 4.1.1.

#### **4.2.1.1 Distribución Elíptica:**

La distribución elíptica se realizó con la siguiente ecuación (33):

$$L(Y) = \frac{4*n*W}{b*\pi} * \sqrt{1 - \left(\frac{2*Y}{b}\right)^2} \quad \text{Ecuación 3}$$

Dónde:

n, es el factor de carga

W, peso de la aeronave

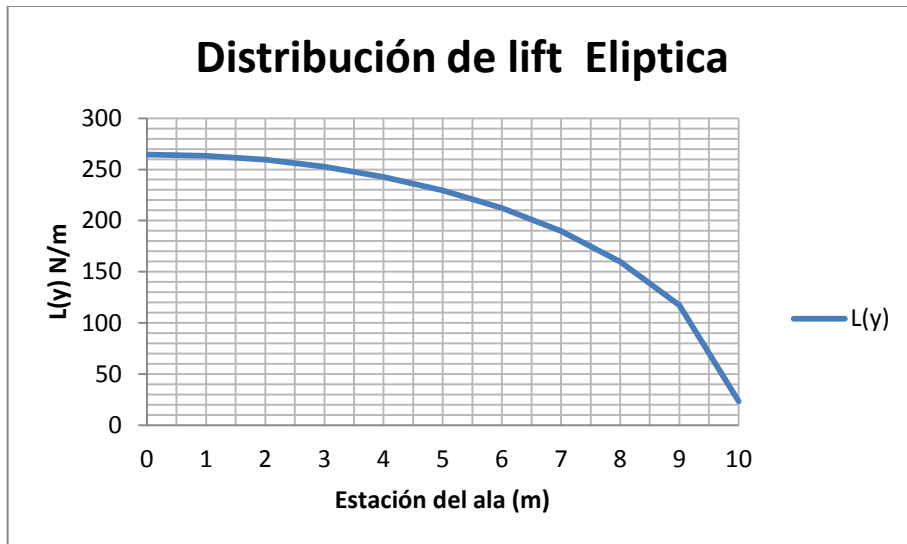
b, envergadura de la aeronave

Y, es la distancia a la que esta cada estación con respecto a la raíz del ala.

Para relacionar el valor de Y se dividió la mitad de la envergadura en 10 partes iguales, teniendo en cuenta que este es el número de costillas.

La grafica es la siguiente:

Figura: 14 Distribución de Lift Elíptica



Fuente: Los Autores

#### 4.2.1.2 Distribución de ala recta:

Para hallar la distribución de carga se utilizó la siguiente ecuación sugerida por la bibliografía (33):

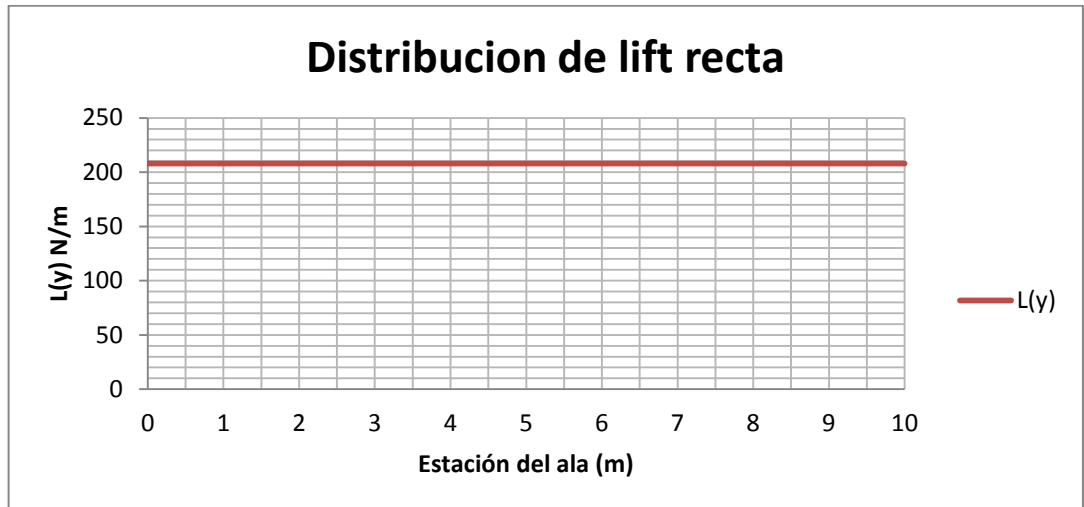
$$L(Y) = \frac{2 \cdot n \cdot W}{b \cdot (1 + \lambda)} * \left[ 1 - \frac{2y}{b} * (1 - \lambda) \right] \quad \text{Ecuación 4}$$

Dónde:

$\lambda$  : Taper ratio

Como resultado se muestra esta gráfica:

Figura: 15 Distribución de lift ala recta



Fuente: Los Autores

#### 4.2.1.3 Distribución de Shrenk's:

La distribución de Shrenk's es básicamente un promedio de las distribuciones anteriores la ecuación es la siguiente: (33)

$$L(Y) = \frac{1}{2} [L(y)_e + L(y)_t] \quad \text{Ecuación 5}$$

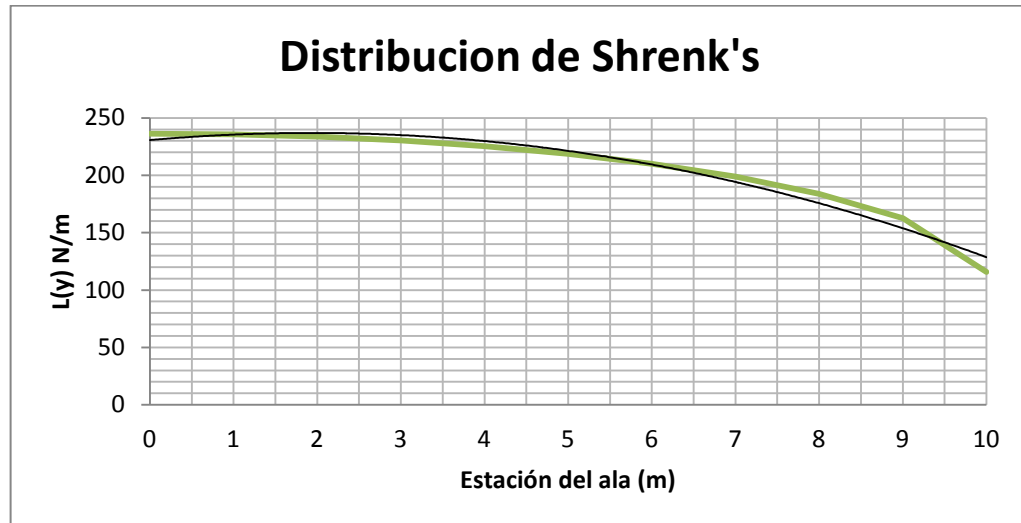
Dónde:

$L(y)_e$  : Distribución de lift elíptica

$L(y)_t$  : Distribución de lift ala taperada

La grafica es la siguiente:

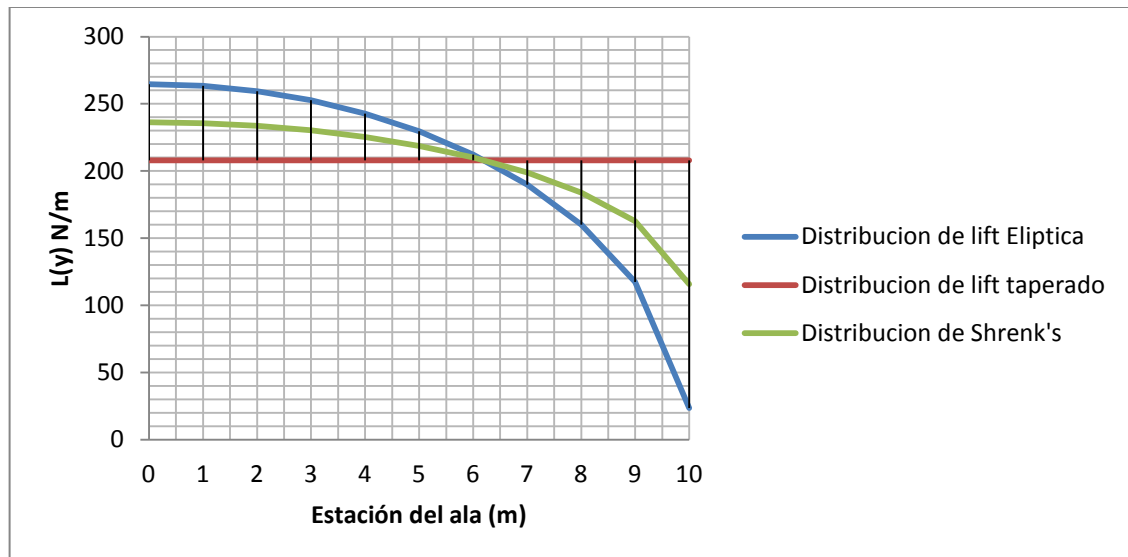
Figura: 16 Distribución de Shrenk's



Fuente: Los Autores

La siguiente grafica representa el comparativo de las tres distribuciones a lo largo de la envergadura del ala:

Figura: 17 Distribuciones de lift



Fuente: Los Autores

Para comprobar que la distribución de lift es la correcta, la evaluación de la ecuación correspondiente a la distribución de lift debe arrojar como resultado el



valor de la mitad del peso multiplicado por el factor de carga, se hizo de la siguiente manera:

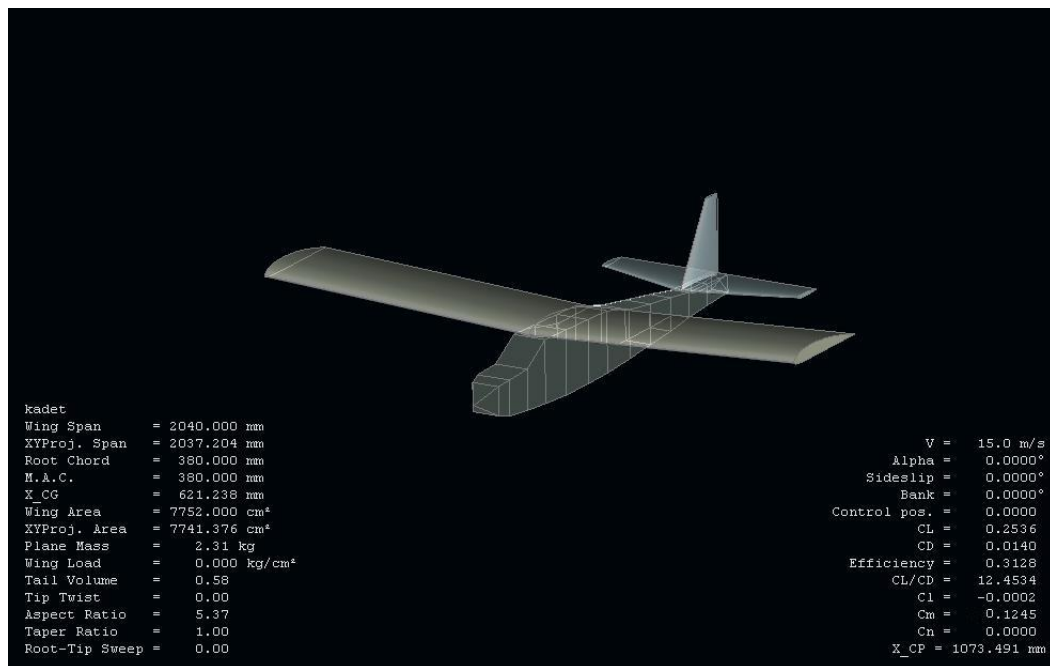
$$\int_0^{1,016} (-1,6655x^2 + 9,7792x + 222,56) dx \quad \text{Ecuación 6}$$

El resultado de la ecuación 6 fue de 210,58 N lo cual es aproximadamente el valor de la mitad del peso multiplicado por el factor de carga (212,0484 N).

#### 4.2.1.4 Distribución en Xflr5:

Se realizó la simulación en el programa XFLR5 con el fin de determinar algunos valores importantes tales como la pendiente de sustentación del avión, y las cargas aerodinámicas. La simulación se hizo para rangos de número de Reynolds entre 350000 y 590000 (Véase anexo B, cálculo del número de Reynolds).

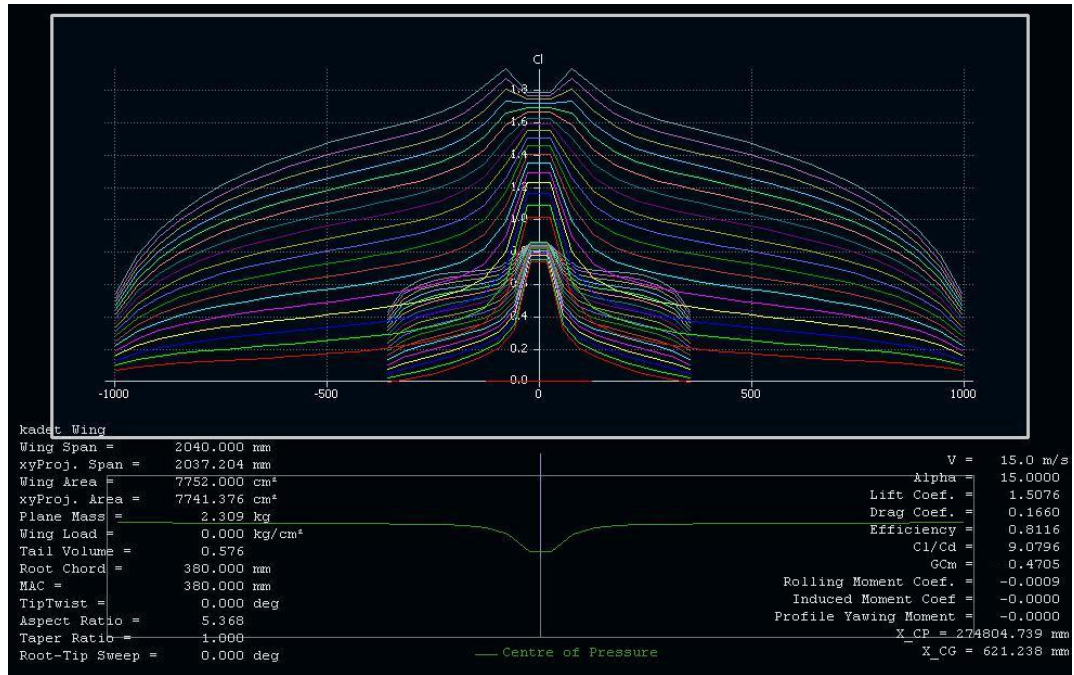
Figura: 18 Simulación en XFLR5



Fuente: Los Autores

A continuación se muestra la gráfica de sustentación del avión.

Figura: 19 Distribución de Lift XFLR5



Fuente: Los Autores

Como se observa en la figura 19, la aproximación teórica que más se acerca es la distribución de Shrenk's; en la estación 0 se observa la contribución de sustentación que hace el fuselaje y a partir de allí la curva es la más aproximada a la forma de la curva de la figura 16.

#### 4.2.2 Distribución de Drag:

El Drag depende de dos factores fundamentales, la resistencia debido al área de la aeronave inmersa en el fluido y la resistencia que se hace por la sustentación; en su orden, la primera recibe el nombre de drag parásito y la siguiente, se le conoce con el nombre de drag inducido.

$$C_d = C_{d_o} + C_{d_i} \quad \text{Ecuación 7}$$

El Drag depende del número de Reynolds, el cual será hallado a continuación;

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad \text{Ecuación 8}$$

Para el anterior cálculo, se tomaron los valores de viscosidad dinámica y densidad a nivel del mar. El valor de la viscosidad dinámica es de 0,00001812 Pa\*s y la densidad es de 1,225 kg/m<sup>3</sup>. La velocidad crucero utilizada inicialmente es de 20 m/s.

$$Re = 539468,8918$$

El coeficiente de drag parasito se puede determinar con la siguiente ecuación:

$$Cd_o = \frac{S_{wet}}{S} * Cf \quad \text{Ecuación 9}$$

Dónde:

$$S = 0.7348 \text{ m}^2$$

Por cálculos derivados de la modelación en CATIA  $S_{wet} = 1,9$

El coeficiente de fricción equivalente fue hallado mediante la siguiente ecuación (34):

$$Cf = \frac{0.42}{Ln^2(0.056 * Re)} = 0,003985 \quad \text{Ecuación 10}$$

A un número de Reynolds de 540000

Como resultado de despejar la ecuación 9 se obtiene que

$$Cd_o = 0,01030$$

El coeficiente de drag inducido fue hallado de la siguiente manera:

$$Cd_i = K * Cl^2 \quad \text{Ecuación 11}$$

Donde

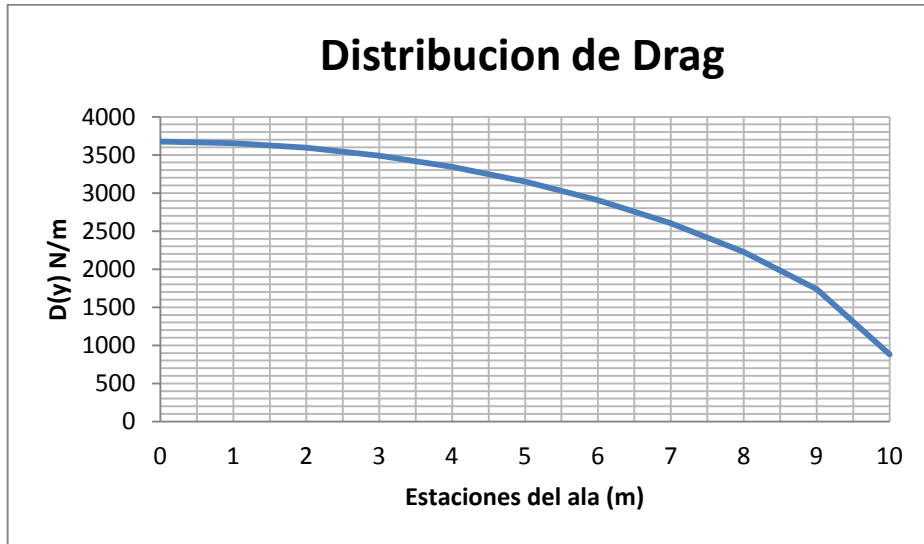
$$K = \frac{1}{\pi * AR * e} \quad \text{Ecuación 12}$$

Así mismo la eficiencia aerodinámica (Oswald Efficiency) se halló de la siguiente manera:

$$e = (1 - 0.045 * AR^{0.68}) * \left(1 - 0.227 \Delta \frac{1.64}{4}\right) \quad \text{Ecuación 13}$$

Para cada lift se halló el correspondiente valor de drag en cada estación del ala, la gráfica es la siguiente:

Figura: 20 Distribución de Drag



Fuente: Los Autores

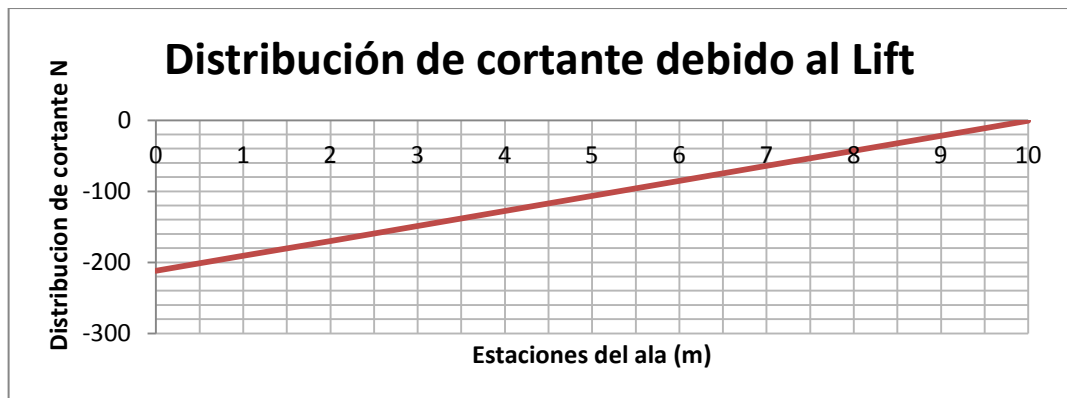
#### 4.2.3 Determinación de Momentos:

Para hallar el momento cortante debido a la carga de sustentación se utilizó la siguiente ecuación (35) para aviones con alas con taper igual a 1

$$V = W * n * \left( \frac{x}{b} - \frac{1}{2} \right) \quad \text{Ecuación 14}$$

Se utilizó la misma cantidad de estaciones del ala usada en la distribución de sustentación. Cuya grafica es la siguiente:

Figura: 21 Distribución de cortante debido al Lift



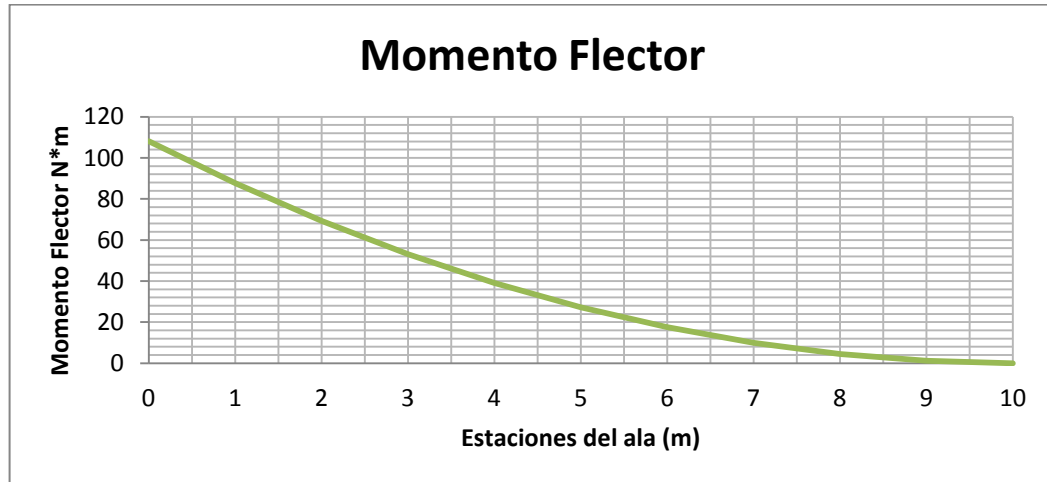
Fuente: Los Autores

De igual manera la ecuación sugerida en la bibliografía anterior para hallar el momento flector para aviones con cuerda constante es la siguiente:

$$M = W * n * \left( \frac{x^2}{2b} - \frac{x}{2} + \frac{b}{8} \right) \quad \text{Ecuación 15}$$

Y la gráfica obtenida es la siguiente:

Figura: 22 Distribución del momento flector



Fuente: Los Autores

#### 4.2.4 Momento de Bisagra

Cada superficie de control, al ser deflectada, produce un momento aerodinámico sobre la línea de bisagra, este momento debe ser menor al momento que produce el piloto o cualquier mecanismo para producir un cambio sobre la trayectoria de la aeronave. En este caso, la superficie de control es movida por un servo y con este estudio de momento de bisagra se pretende determinar el tipo de servo que se necesita y así diseñar el soporte de cada uno. La manera de determinar esto es mediante la siguiente ecuación:

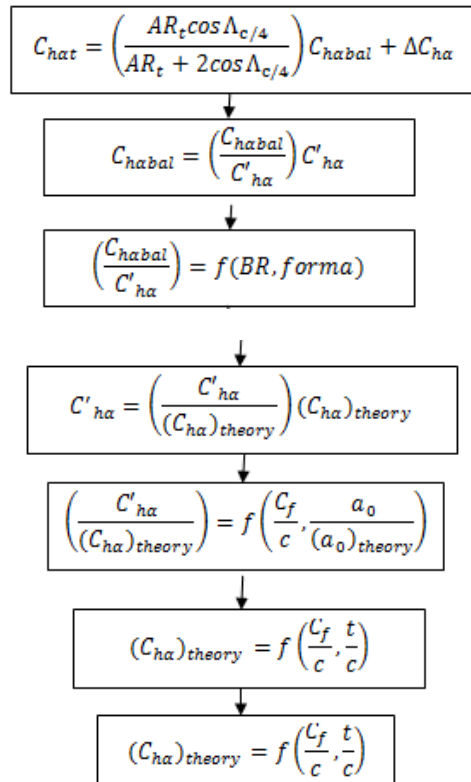
$$C_{he} = C_{ho} + C_{hat}\alpha_t + C_{h\delta_e}\delta_e + C_{h\delta_t}\delta_t \quad \text{Ecuación 16}$$

En esta se puede observar que deben determinarse los efectos del ángulo de ataque, de deflexión del elevador y de ángulo de la pestaña. Se asumirá que los controles son liberados y así mismo el elevador también; esto debido a que para hallar analíticamente los términos de la ecuación anterior se deberá hacer pruebas en el túnel de viento. Reduciendo estos términos la ecuación queda de la siguiente forma:

$$C_{he} = C_{hat}\alpha_t + C_{h\delta e}\delta_e \quad \text{Ecuación 17}$$

Estos valores serán hallados para cada superficie de control según la metodología sugerida por la bibliografía (36), el siguiente diagrama refleja el procedimiento necesario para obtener los momentos descritos en cada uno de las superficies, los resultados se muestran en las siguientes tablas; el procedimiento detallado para hallar cada valor está disponible en el anexo I (cálculo del momento de bisagra).

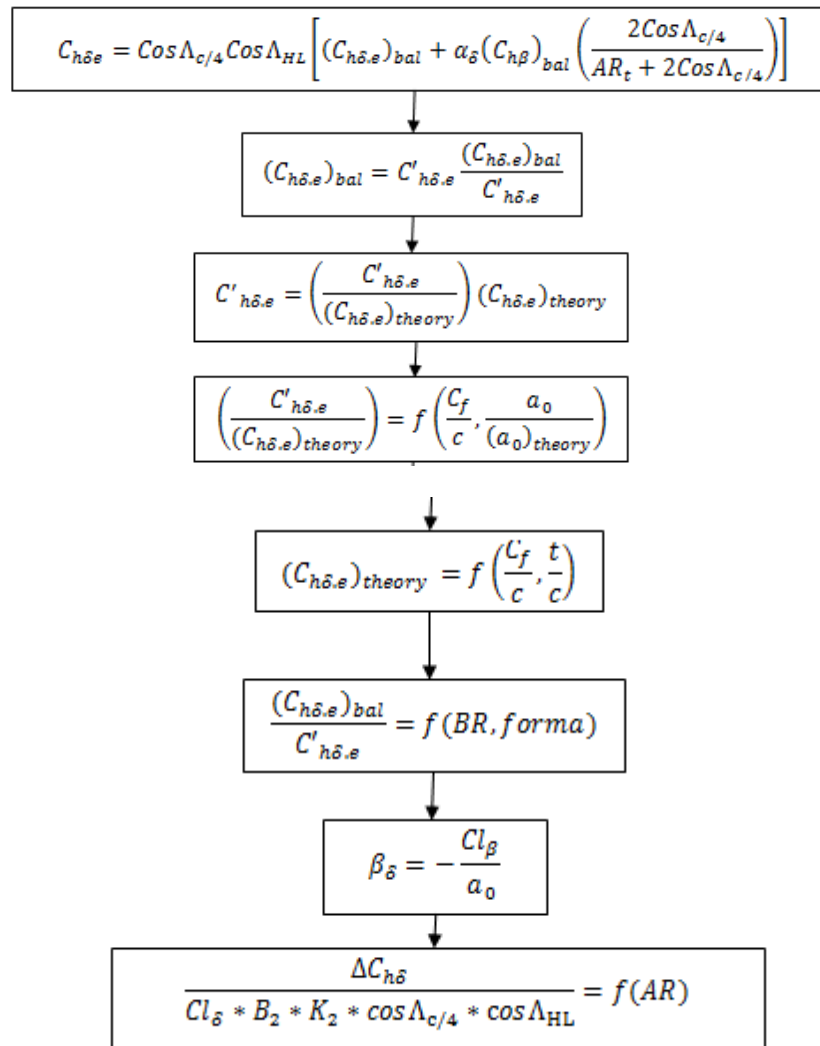
Figura: 23 Diagrama de flujo con el procedimiento para hallar de momento de bisagra



El siguiente término fue despejado de una gráfica que está en función de la relación de aspecto del ala

$$\frac{\Delta C_{ha}}{a_0 * B_2 * K_\alpha * \cos \Lambda_{c/4}} = f(AR)$$

A continuación, se determinó la contribución debida a la deflexión de la superficie de control



A continuación, se mostrarán los valores obtenidos para el elevador:

Tabla 11 Valores obtenidos con el diagrama de flujo para el elevador

Contribución ángulo de ataque	$\left( \frac{C_{habal}}{C'_{h\alpha}} \right)$	0,9
	$\left( \frac{C'_{h\alpha}}{(C_{h\alpha})_{theory}} \right)$	0,5
	$(C_{h\alpha})_{theory}$	-0,54
	$C'_{h\alpha}$	-0,27
	$C_{habal}$	-0,243
	$\Delta C_{h\alpha}$	0,147
	$C_{hat}$	-0,057
Contribución de la deflexión	$\left( \frac{C'_{h\delta e}}{(C_{h\delta e})_{theory}} \right)$	0,81

	$(C_{h\delta.e})_{theory}$	-0,87
	$\frac{(C_{h\delta.e})_{bal}}{C'_{h\delta.e}}$	0,78
	$(C_{h\delta.e})_{bal}$	-0,549
	$\alpha_{\delta}$	-0,767
	$\Delta C_{h\delta}$	0,205
	$C_{h\delta e}$	-0,269

Fuente (36)

A continuación, se mostrarán los valores obtenidos para el timón de dirección:

Tabla 12 Valores obtenidos con el diagrama de flujo para el timón de dirección

Contribución ángulo de ataque	$\left(\frac{C_{habal}}{C'_{h\alpha}}\right)$	0,45
	$\left(\frac{C'_{h\alpha}}{(C_{h\alpha})_{theory}}\right)$	0,51
	$(C_{h\alpha})_{theory}$	-0,58
	$C'_{h\alpha}$	-0,2958
	$C_{habal}$	-0,133
	$\Delta C_{h\alpha}$	0,129
	$C_{hat}$	0,515
Contribución de la deflexión	$\left(\frac{C'_{h\delta.e}}{(C_{h\delta.e})_{theory}}\right)$	0,81
	$(C_{h\delta.e})_{theory}$	-0,87
	$\frac{(C_{h\delta.e})_{bal}}{C'_{h\delta.e}}$	0,22
	$(C_{h\delta.e})_{bal}$	-0,155
	$\beta_{\delta}$	-0,811
	$(C_{h\beta})_{bal}$	-0,25
	$\Delta C_{h\delta}$	0,202
	$C_{h\delta r}$	0,143

Fuente (36)

Los valores encontrados para los alerones son:



Tabla 13 Valores obtenidos con el diagrama de flujo para los alerones

Contribución ángulo de ataque	$\left(\frac{C_{h\alpha bal}}{C'_{h\alpha}}\right)$	0,47
	$\left(\frac{C'_{h\alpha}}{(C_{h\alpha})_{theory}}\right)$	0,68
	$(C_{h\alpha})_{theory}$	-0,4
	$C'_{h\alpha}$	-0,272
	$C_{h\alpha bal}$	-0,127
	$\Delta C_{h\alpha}$	0,036
	$C_{hat}$	-0,0581
Contribución de la deflexión	$\left(\frac{C'_{h\delta.e}}{(C_{h\delta.e})_{theory}}\right)$	0,83
	$(C_{h\delta.e})_{theory}$	-0,78
	$\frac{(C_{h\delta.e})_{bal}}{C'_{h\delta.e}}$	0,4
	$(C_{h\delta.e})_{bal}$	-0,2589
	$\beta_{\delta}$	-0,64
	$(C_{h\beta})_{bal}$	-0,25
	$C_{h\delta a}$	-0,6457

Fuente (36)

Los resultados obtenidos para cada una de las superficies de control fueron hallados con ángulo de ataque de 22° y ángulo de deflexión de -22° y son:

Tabla 14 resultados

Superficie de control	Nombre	Valor	Unidad
Elevador	Momento de la bisagra	6,540	N*m
	Fuerza necesaria para mover el elevador	15,208	N
	Momento requerido en el servo	1,55	kg*cm
Timón de dirección	Momento de la bisagra	6,324	N*m
	Fuerza necesaria para mover el ruder	27,01	N
	Momento requerido en el servo	2,75	kg*cm
Alerones	Momento de la bisagra	4,16	N*m
	Fuerza necesaria para mover el alerón	41,67	N

	Momento requerido en el servo	4,18	kg*cm
--	-------------------------------	------	-------

Fuente (36)

La siguiente ecuación fue utilizada para obtener el valor del momento total, después de ser multiplicado por un factor de carga de 4.6 (capítulo 4.3.2).

$$M_T = M_s * n$$

Superficie de control	Momento del servo (kg*cm)	Momento total (kg*cm)
Alerones	4.18	19,20
Elevador	1.55	7.13
Timón de dirección	2.75	12,65

A continuación, se muestra el respectivo torque y el servo escogido:

Tabla 15 servomecanismos escogidos

Superficie de control	Momento requerido	Servo escogido
Alerones	19,20 kg*cm	HobbyKing S40 16D Coreless Digital Servo Titanuim Gear, alto voltaje 7,2V, Peso 56g, Torque 21,8 kg*cm
Timón de dirección	12,65 kg*cm	HobbyKing BL-83601 Brushless digital MG HV, 7,4 V, Torque 14,5 kg*cm, Peso 56,4 g
Elevador	7,13 kg*cm	Mi Digital High Voltage Metal Gear Servo, Voltaje 7,4V, Peso 61g, Torque 8,4 kg*cm

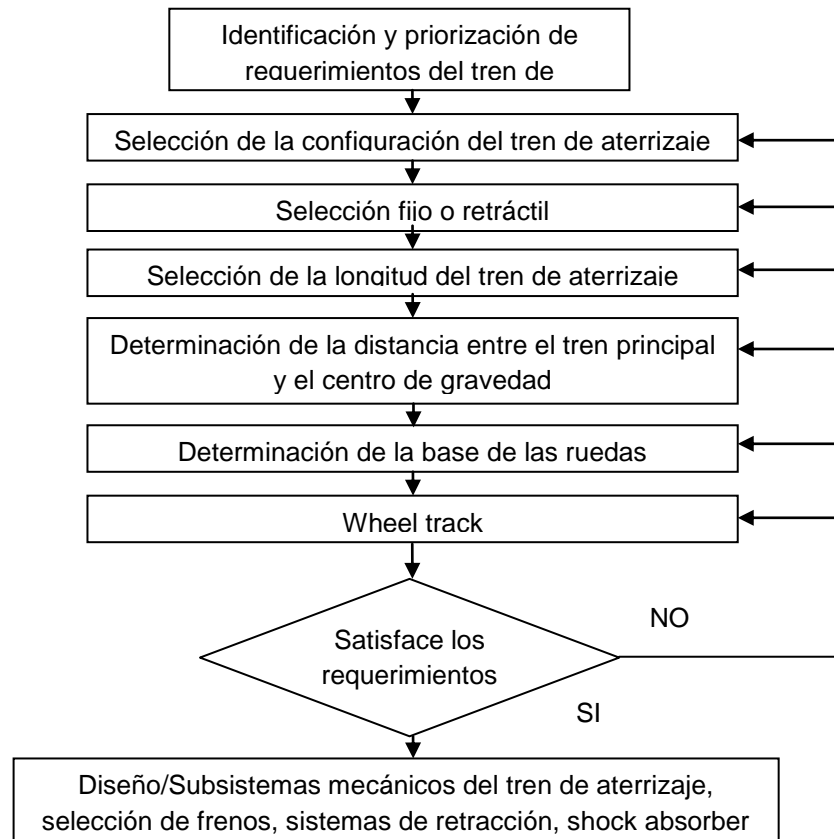
Fuente: autores

#### 4.2.5 Cargas en el Tren de Aterrizaje

Un componente importante en la aeronave es su tren de aterrizaje, esta estructura debe ser capaz de soportar su peso, facilitar el rodaje en tierra y lograr absorber las fuerzas generadas de impactos durante el despegue y el aterrizaje para, parte de ellas, transmitir las a la estructura del avión y, finalmente, proporcionar una distancia de seguridad entre los demás componentes y el suelo cuando la aeronave esta en tierra. Para el caso de este proyecto, la aeronave inicial presenta un diseño ajustable al peso de la aeronave fabricada en materiales convencionales, por tal motivo a partir de la nueva configuración estructural y el peso de la aeronave fabricada en materiales compuestos es necesario el rediseño

de esta estructura tomando en cuenta estas nuevas características. El proceso de diseño incorpora una serie de pasos que se tomaron en cuenta en este proyecto, estos se resumen en la siguiente imagen:

Figura: 24 Proceso Selección tren de aterrizaje



Fuente: Los Autores

De lo cual se desencadenan una serie de requisitos que el tren de aterrizaje debe satisfacer para el correcto funcionamiento de la aeronave estos son:

- Requisito de la Distancia con suelo
- Requisito de dirección
- Requisito de rotación durante el Despegue
- Requisito de prevención de volcamiento
- Requerimiento de carga estática y dinámica
- Integridad estructural de la Aeronave
- Bajo costo
- Bajo peso

- Mantenibilidad
- Manufacturabilidad

#### 4.2.5.1 Configuración del Tren de Aterrizaje

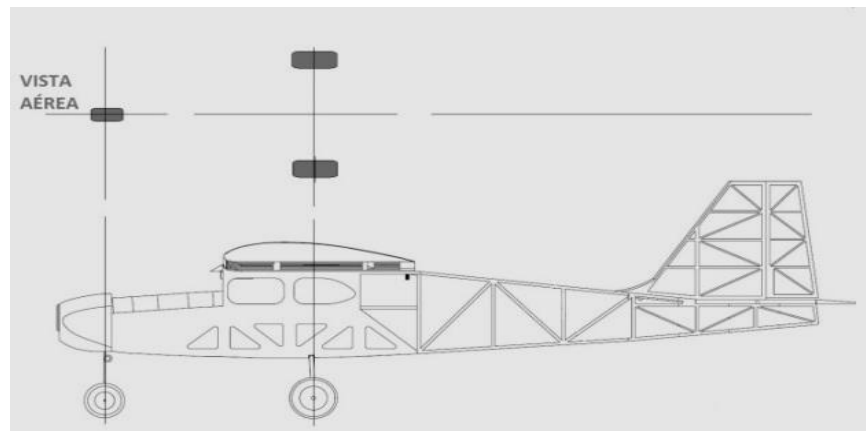
En primera instancia es necesario escoger la configuración del tren de aterrizaje, en general se tienen los siguientes tipos:

1. Single main
2. Bicycle
3. Tail-gear
4. Tricycle or nose-gear
5. Quadricycle
6. Multi-bogey
7. Releasable rail
8. Skid
9. Seaplane landing device
10. Human leg

En la tabla 16 se hace un comparativo de los tipos de tren más utilizados.

Para el caso la aeronave inicial presenta un tren tipo triciclo, esta es una de las configuraciones más usadas en las que las ruedas traseras (tren principal) se encuentran muy cerca del centro de gravedad de la aeronave y además soporta la mayor parte del peso de la aeronave y la carga.

Figura: 25 Configuración tren de aterrizaje



Fuente: Los Autores

Dos ejes están separados y dispuestos a una misma distancia del eje central de la aeronave, lo cual hace que cada uno soporte el mismo peso cercano al 80% de la carga total, dejando al tren delantero el porcentaje restante. (37) La configuración escogida para la nueva estructura es de igual forma de este tipo ya que garantiza la mayoría de requerimientos descritos anteriormente y en gran medida la direccionalidad en tierra, la distancia con el suelo brindando integridad de la aeronave, manufactura, peso y costo. Su configuración geométrica es eficiente de acuerdo a las dimensiones de la aeronave, lo que lo hace más adecuado sobre el tipo quadricycle el cual necesita más espacio para una nueva rueda. Una comparación se muestra en la siguiente tabla, siendo 10 el mejor y 1 el peor, para los tipos de trenes anteriormente numerados, estos valores fueron obtenidos de la bibliografía (38):

Tabla 16 Comparación de los tipos de tren de aterrizaje

	1	2	3	4	5	6	7
Costo	9	7	6	4	2	1	10
Peso	3	4	6	7	9	10	1
Fabricación	3	4	5	7	9	1	10
Despegue	3	4	6	10	5	8	2

Fuente: (38)

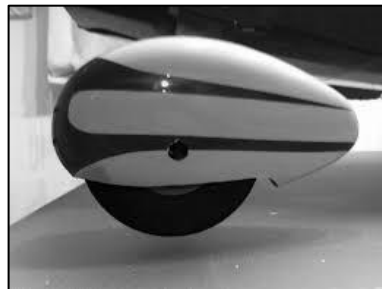
Otro parámetro que hace parte de la selección del nuevo tren de aterrizaje es la disposición del tren después del despegue, esta se puede realizar según las siguientes alternativas:

- El tren de aterrizaje se libera después del despegue.
- Tren de aterrizaje cuelga por debajo de la aeronave (fijo).
- El tren de aterrizaje se retrae totalmente dentro aeronaves (por ejemplo, en el interior del ala o del fuselaje).
- El Tren de aterrizaje está parcialmente retraído en el interior de la aeronave.

Teniendo en cuenta la configuración del tren de aterrizaje fijo de la aeronave la cual garantiza el espacio que podría usar al retraerse en espacio libre para la misión primordial de la aeronave que se relaciona a la carga que transporta y, por consiguiente, sus dimensiones. Al tener un tren retráctil o parcialmente retráctil involucra el uso de este espacio y mucho más con los sistemas hidráulicos o neumáticos que posibilitan dicho movimiento. En cuestión de rendimiento un tren de tipo retráctil beneficiaría la aeronave, una reducción de resistencia se vería

reflejada. Sin embargo para el caso escogido de tren fijo, esto se puede lograr con el uso de carenados, (ver figura 26) un tipo de cubierta aerodinámica que cubrirá principalmente la rueda. Una comparación apropiada que se tuvo en cuenta para escoger un tren fijo se muestra en la tabla 20

Figura: 26 Carenado tren de aterrizaje



Fuente: (39)

Tabla 17 Comparación Configuración fija o retráctil tren de aterrizaje

No	Ítem	Tren de aterrizaje fijo	Tren de aterrizaje retráctil
1	Costo	Barato	Caro
2	Peso	Bajo	Alto
3	Diseño	Fácil para diseñar	Difícil para diseñar
4	Fabricación	Fácil de fabricar	Difícil de fabricar
5	Mantenimiento	Fácil mantenimiento	Difícil mantenimiento
6	Resistencia	Más resistencia	Menos resistencia
7	Rendimiento de la aeronave	Bajo rendimiento a velocidades altas	Alto rendimiento a velocidades altas
8	Estabilidad longitudinal	Más estable	Menos estable
9	Bahía de almacenamiento	No requiere bahía	Si requiere bahía
10	Sistema retráctil	No requiere	Si requiere
11	Volumen de combustible	Más disponibilidad interna de volumen de combustible	Menos disponibilidad para volumen de combustible
12	Estructura de la aeronave	Estructura ininterrumpida	Los elementos estructurales necesitan reforzamiento

Fuente: Autores; Información: (38)

#### 4.2.5.2 Altura del Tren de Aterrizaje

Esta es la distancia entre el suelo y el conjunto estructural de la aeronave, estando unida a las alas o el fuselaje, básicamente esta distancia debe satisfacer los siguientes requisitos para garantizar su buena función:

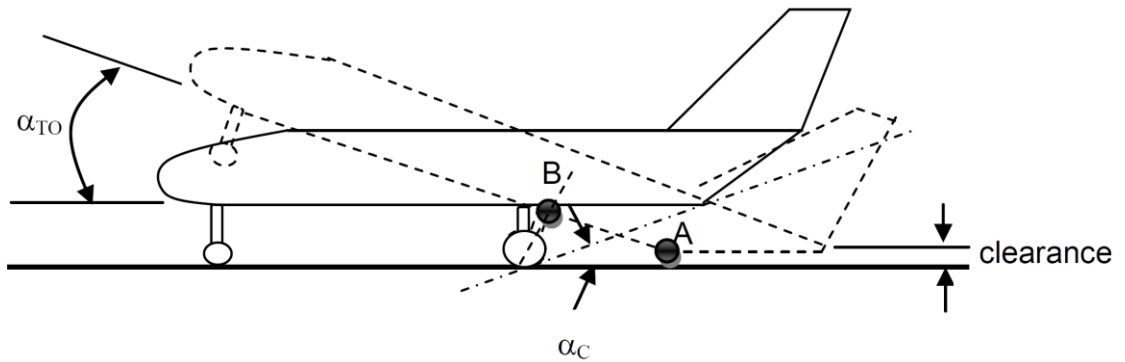
- ✓ La Altura del tren de aterrizaje debe proporcionar espacio a los aviones durante el rodaje.
- ✓ La Altura del tren de aterrizaje debe proporcionar espacio a la parte trasera del fuselaje durante la rotación de despegue.
- ✓ La Altura del tren de aterrizaje debe prevenir una posible inclinación hacia atrás.
- ✓ La Altura del tren de aterrizaje debe satisfacer los requisitos de carga y descarga.

Para el caso del primer requisito, para aeronaves bajo regulación FAR 23 con hélice la altura debe garantizar espacio libre entre el suelo y el componente más bajo, midiéndose una posible reducción de esta distancia cuando la aeronave esté en presencia de cargas debidas a su máximo peso, despegue y aterrizaje. FAR [3] Parte 23 Sección 23.925 (A) regula a esta altura de no menos a 7 cm para aeronaves con tren de nariz. Además en (B) se aclara que para las aeronaves con una hélice montada en la nariz, el tren debe ser diseñado de tal manera que la hélice no se pondrá en contacto con la superficie de la pista cuando el avión esté en su actitud de máxima inclinación (pitch) durante el despegue y el aterrizaje. Este proceso durante el diseño del tren debe tenerse en cuenta, buscando que la aeronave en estas condiciones no golpee el suelo. Las posibles soluciones son el uso de protección trasera, corte de fuselaje o el más acertado, el análisis del ángulo límite, es decir, la rotación máxima de la aeronave, esto se muestra en la siguiente ecuación, donde el  $\alpha_c \geq \alpha_{T0}$

El ángulo de incidencia es:

$$\alpha_c = \tan^{-1} \left( \frac{H_f}{AB} \right) \quad \text{Ecuación 18}$$

Figura: 27 Ángulo de incidencia



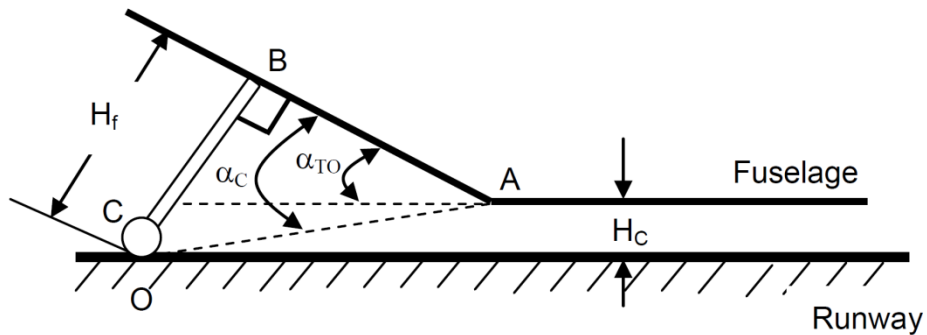
Fuente: (38)

Donde si el ángulo de incidencia  $\alpha_c$  es menor que el ángulo de rotación  $\alpha_{TO}$  el fuselaje seguramente tocará el suelo y habrá un daño estructural. Para el caso del Kadet:

- ❖ La distancia del tren principal para el comienzo del ángulo de elevación (AB)
- ❖ Altura del fuselaje ( $h_f$ )
- ❖ Ángulo de rotación ( $\alpha_{TO}$ ).
- ❖ Altura con el suelo ( $h_c$ ) luego de rotación.

Se muestra en la siguiente figura:

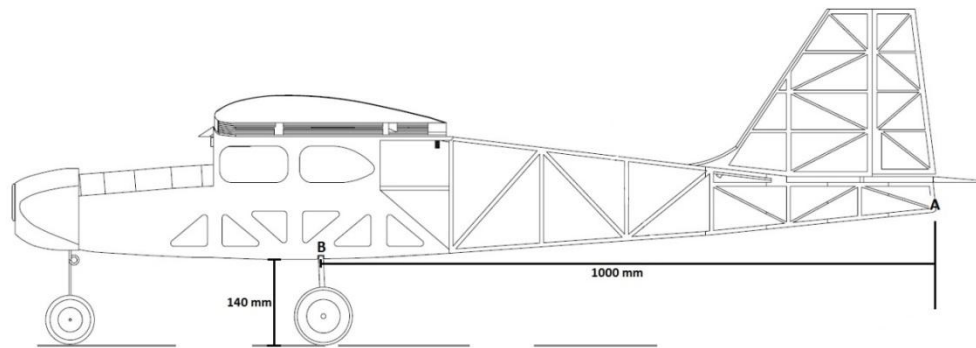
Figura: 28 Ángulos de rotación



Fuente: (38)



Figura: 29 Distancias del tren de aterrizaje



Fuente: Los Autores

Para el caso de la altura al fuselaje, se ha tomado la distancia del tren inicial buscando que genere una distancia luego de la rotación de no menos de 40 mm como requerimiento de diseño.

$$\alpha_c = \tan^{-1} \left( \frac{140}{1000} \right) = 8 \text{ deg aprox}$$

A esta altura se considerará que la aeronave no tocará el suelo, para garantizar 40 mm de espaciamiento  $H_c$  durante la rotación, la nueva longitud entre el tren principal y el suelo debe ser de 180.4 mm como se muestra a continuación:

$$\left( 140 + \left( \frac{40}{\cos(8)} \right) \right) = 180,4 \text{ mm}$$

#### 4.2.5.3 Calculo de Cargas

El cálculo de las cargas en el tren de nariz y el tren principal se basan en la gráfica 30, donde derivan las respectivas ecuaciones de equilibrio estático, que se muestran a continuación:

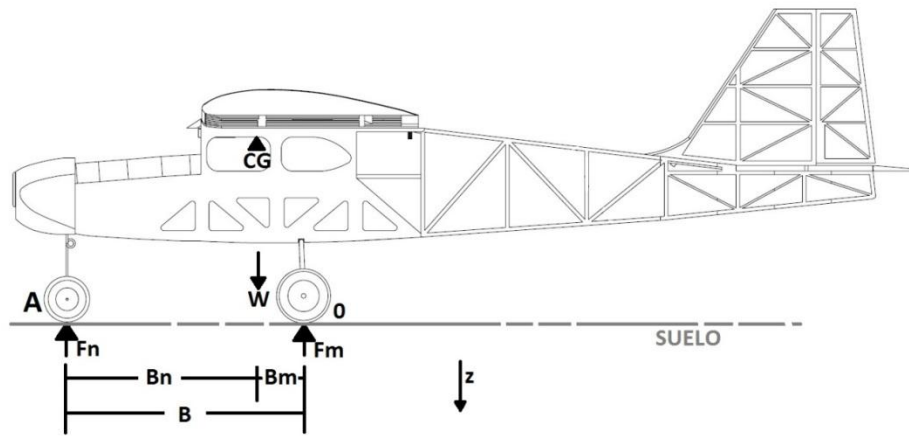
$$\Sigma F_z = 0 = F_n + F_m = W \quad \text{Ecuación 19}$$

$$\Sigma M_0 = 0 = F_n B - W B_m = 0 \quad \text{Ecuación 20}$$

$$F_n = \frac{B_m}{B} W \quad \text{Ecuación 21}$$

$$F_m = \frac{B_n}{B} W \quad \text{Ecuación 22}$$

Figura: 30 Centro de gravedad y tren de aterrizaje



Fuente: Los Autores

Para el caso de la aeronave Kadet, el peso a partir de la nueva estructura en compuestos es de 5,87kg y 2,8kg más de componentes, las demás dimensiones se muestran a continuación:

$$B_n = 330 \text{ mm}$$

$$B = 400 \text{ mm}$$

$$B_m = 80 \text{ mm}$$

De este modo se lleva a cabo el respectivo cálculo de las cargas que actúan sobre el tren principal y el de nariz.

$$\Sigma M_0 = 0 = W_{TO}(0,08) - F_n(0,4)$$

$$F_n = \left( \frac{8,67 \text{ kg} * 9,8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} * 0,08\text{m}}{0,4 \text{ m}} \right) = 17 \text{ N}$$

$$\Sigma F_z = 0 = F_n + F_m = W$$

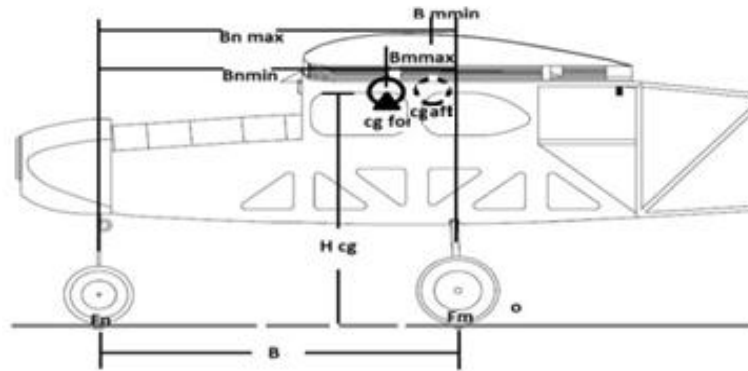
$$F_m = W_{TO} - F_n = (8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) - 17 = 67.96 \text{ N}$$

De lo cual se evidencia como el tren principal está sometido a una carga mayor. El porcentaje de peso que soporta el tren de nariz está dado por: (40)

$$\frac{F_n}{W_{TO}} = \frac{17}{(8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2)} = 0.20 * 100 = 20\%$$

Otras condiciones que se deben tener en cuenta en este estudio es el movimiento del centro de gravedad de la aeronave y las cargas dinámicas o inerciales. Para el caso del centro de gravedad, este está en movimiento entre dos rangos, un centro de gravedad delantero y otro trasero. Estos se identifican en la siguiente imagen:

Figura: 31 Centro de gravedad delantero y trasero con respecto al tren de aterrizaje



Fuente: autores: información; (41)

De la cual resultan las cargas estáticas máximas para cada tren, representadas por las siguientes ecuaciones sugeridas por la bibliografía (41):

$$F_{m_{max}} = \frac{B_{n_{max}}}{B} W \quad \text{Ecuación 23}$$

$$F_{n_{max}} = \frac{B_{m_{max}}}{B} W \quad \text{Ecuación 24}$$

$$F_{m_{min}} = \frac{B_{n_{min}}}{B} W \quad \text{Ecuación 25}$$

$$F_{n_{min}} = \frac{B_{m_{min}}}{B} W \quad \text{Ecuación 26}$$

La otra carga influyente en el tren es la dinámica debido a las aceleraciones durante el despegue y el aterrizaje, esto se representa en la siguiente ecuación, donde interviene la desaceleración gravitacional  $a_l$ , para el caso del tren de nariz:

$$F_{n_{total}} = \frac{B_m}{B} W + \frac{W|a_l|H_{cg}}{gB} \quad \text{Ecuación 27}$$

Y para el tren principal:

$$F_{m\ total} = \frac{B_{nmax}}{B} W + \frac{W|a_t|H_{cg}}{gB} \quad \text{Ecuación 28}$$

Las anteriores ecuaciones permitirán conocer, además de las fuerzas totales sobre los trenes, las distancias más apropiadas entre el tren de nariz y principal. Para el caso las distancias de esta aeronave se muestran en la figura 31, el movimiento del centro de gravedad debe estar siempre entre 330 y 390 a partir del tren de nariz como requerimiento de diseño:

$$\begin{aligned} B &= 400 \text{ mm} \\ H_{cg} &= 330 \text{ mm} \\ B_{mmax} &= 80 \text{ mm} \\ B_{mmin} &= 15 \text{ mm} \\ B_{nmax} &= 390 \text{ mm} \\ B_{nmin} &= 330 \text{ mm} \end{aligned}$$

De la ecuación 39 a la 42 lo cual:

$$\begin{aligned} F_{mmax} &= \frac{390}{400} (8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) = 82,84 \text{ N} \\ F_{nmax} &= \frac{80}{400} (8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) = 16,99 \text{ N} \\ F_{mmin} &= \frac{330}{400} (8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) = 70,09 \text{ N} \\ F_{nmin} &= \frac{15}{400} (8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) = 3,18 \text{ N} \end{aligned}$$

Además es importante verificar las fuerzas totales cuando se presenta una desaceleración durante el frenado para el tren de nariz, y una aceleración durante el despegue en el tren principal, esto se presenta con los siguientes cálculos, la distancia vertical al centro de gravedad se obtiene a partir del centro de gravedad calculado en capítulos anteriores y la suma de la nueva altura del tren:

$$\begin{aligned} F_{n\ total} &= \frac{0,08 \text{ m}}{0,4 \text{ m}} (8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) + \frac{(8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) * |9,8 \text{ m/s}^2 * 2| * (0,103 \text{ m} + 0,180 \text{ m})}{9,8 \text{ m/s}^2 * 0,400 \text{ m}} \\ &= 137,21 \text{ N} \end{aligned}$$

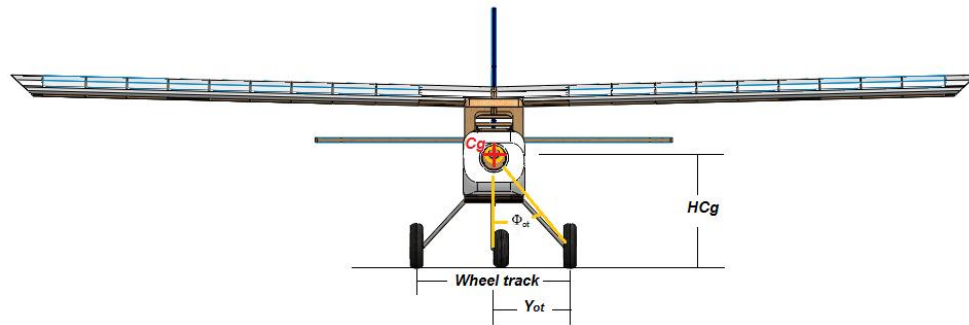
Donde se usa una desaceleración de 2g como requisito de diseño del tren de nariz y una aceleración del mismo valor para el tren principal.

$$\begin{aligned} F_{m\ total} &= \frac{0,390 \text{ m}}{0,400 \text{ m}} (8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) + \frac{(8,67 \text{ kg} * 9,8 \text{ m/s}^2) |9,8 \text{ m/s}^2 * 2| (0,103 \text{ m} + 0,180 \text{ m})}{9,8 \text{ m/s}^2 * 0,400 \text{ m}} \\ &= 203,06 \text{ N} \end{aligned}$$

#### 4.2.5.4 Wheel Track

Este parámetro es fundamental cuando la aeronave está en tierra, busca contribuir a la estabilidad lateral, control lateral en tierra e integridad estructural. Esta es la separación entre las ruedas del tren principal, un mal cálculo puede generar el volcamiento de la aeronave, y por consiguiente daños estructurales.

Figura: 32 Pista de rodaje tren de aterrizaje



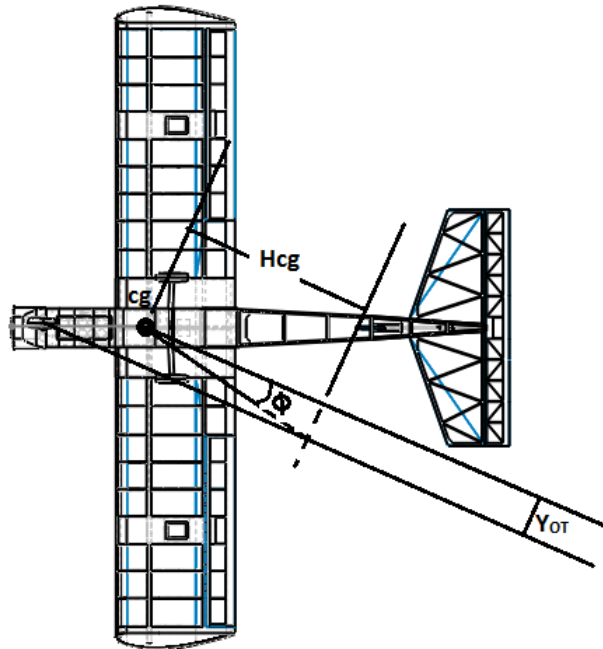
Fuente: Los Autores

El parámetro más importante de este tipo de análisis es el ángulo de volcamiento,  $\Phi_{ot}$  el cual se recomienda por los diferentes autores que sea mayor o igual a 25 grados. (42). Este requisito establece límites mínimos y máximos para la pista de rodaje, en general hay dos tipos de factores que pueden derribar la aeronave durante un desplazamiento en tierra:

- Fuerza centrífuga en una curva
- Fuerza debida a un viento cruzado.

El ángulo de volcamiento debe ser encontrado de dos formas, una de ellas como se muestra en la anterior imagen, el cual es el ángulo entre la línea vertical desde el Cg y la línea desde el mismo punto hasta las ruedas del tren principal, la segunda forma del ángulo debe ser encontrada conforme a una vista superior de la aeronave, como se muestra en la figura 33. Este se basa en una línea recta que viaja del tren de nariz a una de las ruedas del tren principal. Posteriormente, a partir de esta una nueva línea paralela que parta del centro de gravedad, para finalizar se traza la distancia Hcg formando un triángulo conformado por el nuevo ángulo.

Figura: 33 Ángulo de volcamiento, vista aérea tren de aterrizaje



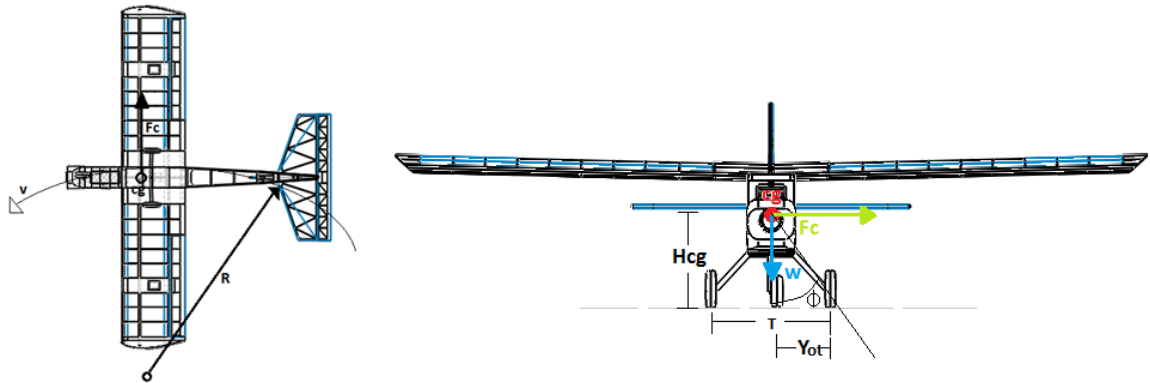
Fuente: autores; Información: (41)

La determinación de estos ángulos comprende analizar los dos requisitos nombrados, el primero de ellos se basa en estudios de control en tierra donde se debe garantizar una separación apropiada de las ruedas en el tren principal (wheel track) y ser lo suficiente para evitar que la aeronave se vuelque durante un giro en tierra llevado una velocidad, para el caso sobre la aeronave actuara una fuerza centrípeta ( $F_c$ ) debido a la aceleración centrífuga. Se representa por la siguiente ecuación:

$$F_c = m \frac{v^2}{R} \quad \text{Ecuación 29}$$

Donde  $m$  representa la masa de la aeronave,  $V$  es la velocidad en tierra de la aeronave y  $R$  el radio de giro

Figura: 34 Radio de giro, Configuración tren de aterrizaje



Fuente: autores; Información: (42)

Donde la suma de los dos momentos que recaen sobre el tren principal es la siguiente:

$$\Sigma M_0 = 0 = W(Y_{ot}) + F_c(H_{cg}) = 0 \quad \text{Ecuación 30}$$

$$Y_{ot} = \frac{F_c * H_{cg}}{W} \quad \text{Ecuación 31}$$

Para lo cual:  $\frac{T}{2} = Y_{ot}$

$$T = 2 \left( \frac{F_c * H_{cg}}{W} \right) \quad \text{Ecuación 32}$$

Y a partir de la figura 47

$$\Phi_{ot} = \tan^{-1} \left( \frac{F_c}{W} \right) \quad \text{Ecuación 33}$$

Para el caso de la aeronave de este proyecto, como requisito de diseño se instaure que debe poseer un radio de giro de 800 mm sin volcamiento, el cálculo de los parámetros para garantizarlo se muestra a continuación, usando la velocidad promedio (2,2 metros por segundo) a la cual la aeronave se desplaza en tierra:

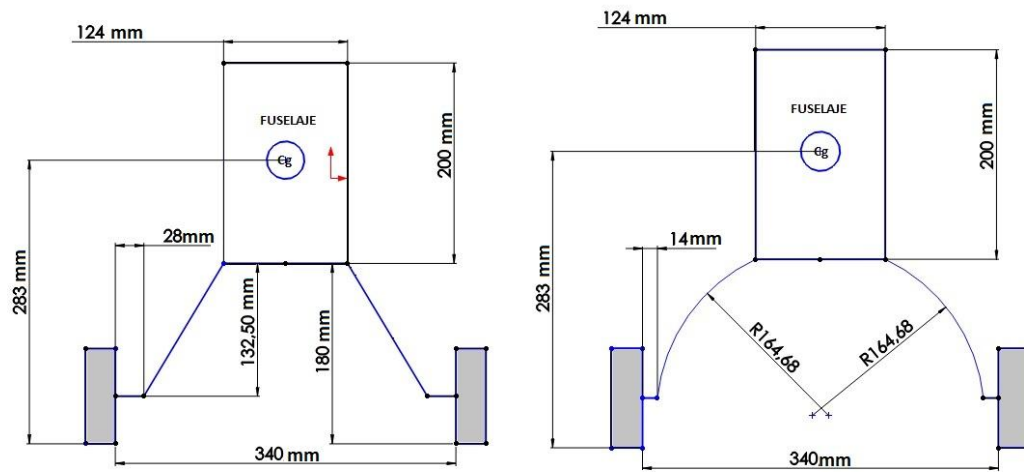
$$F_c = 8,67 \text{kg} \left( \frac{2,2^2 \text{ m/s}^2}{0,8 \text{ m}} \right) = 52,45 \text{ N}$$

$$\Phi_{ot} = \tan^{-1} \left( \frac{52,45 \text{ N}}{8,67\text{kg} * 9,8 \text{ m/s}^2} \right) = 31,68 \text{ deg}$$

$$T = 2 \left( \frac{10,68\text{N} * (0,103\text{m} + 0,180\text{m})}{8,67\text{kg} * 9,8 \text{ m/s}^2} \right) = 0,34 \text{ m} = 340\text{mm}$$

A partir de los anteriores resultados, se logran unas geometrías para el tren de aterrizaje. En la gráfica 35 se muestran dos tipos de configuraciones para el tren de aterrizaje con base a estas especificaciones, brindadndo un espaciamento para una helice de diametro no mayor a 283 mm

Figura: 35 Configuraciones finales de tren de aterrizaje

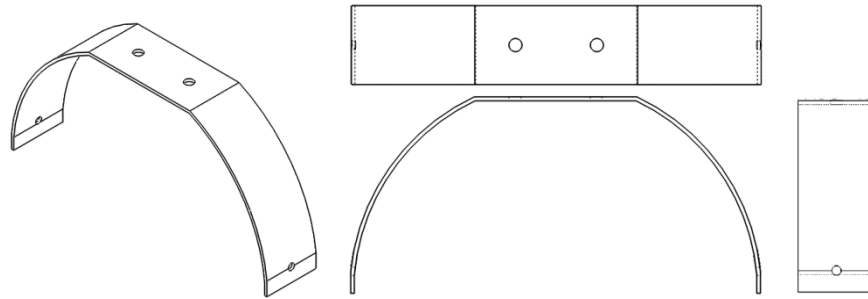


Fuente: autores

Teniendo en cuenta que la configuración convencional (recta) presenta mayor posibilidad mayor de deformación; debido a la presencia de algunos concentradores de esfuerzo, se escogió preliminarmente y suponiendo que el tren es rígido la configuración semicircular, puesto que brinda elasticidad en el momento del impacto con el suelo y además distribuye mejor los esfuerzos; la configuración escogida se muestra modelada en la siguiente imagen:



Figura: 36 Configuración actual del tren de aterrizaje



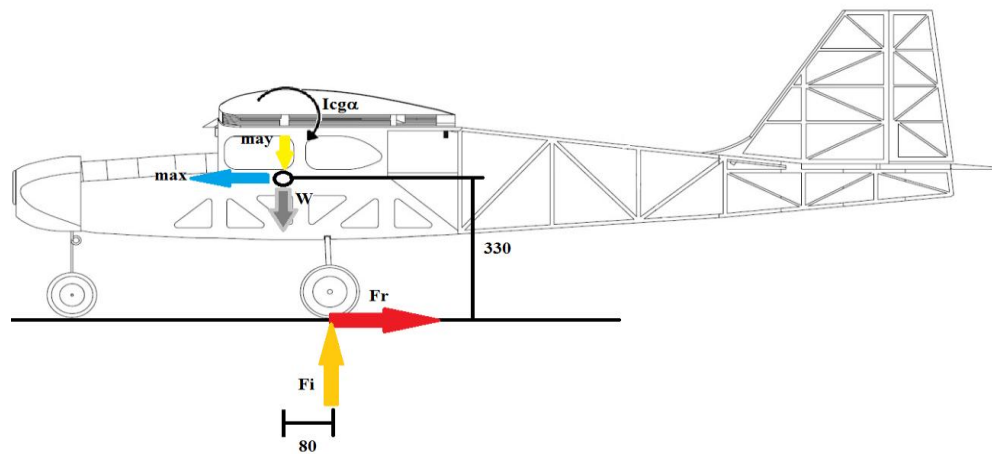
Fuente: autores

#### 4.2.5.5 Cargas de Inercia

Las cargas máximas sobre los componentes de la estructura de una aeronave, generalmente se producen cuando el avión está experimentando algún tipo de aceleración o deceleración, tal como en los aterrizajes, despegues y maniobras en el vuelo. Por lo tanto, antes de que un componente estructural sea diseñado, la inercia de carga correspondiente a estas aceleraciones y desaceleraciones se calcula. Para tal efecto, se supondrá que una aeronave es un cuerpo rígido y que es representado por una masa rígida,  $m$ . Se considerará adicionalmente el movimiento en el plano de la masa correspondiente al pitch de la aeronave.

En la figura 37, se muestran las fuerzas y los momentos efectuados alrededor del CG, con el fin de encontrar las cargas de inercia de la aeronave. (43)

Figura: 37 Cargas de inercia



Fuente: Los Autores

En donde:

$W$ : Peso de la Aeronave ( $m = 6,880\text{kg}$ ;  $67,424\text{N}$ )

$F_r$ : Fuerza de Rozamiento al aterrizaje

$F_i$ : Fuerza de Impacto

$I_{CG\alpha}$ : Momento de Inercia de la Aeronave

Solución de fuerzas

$$\sum F_x = 0$$

$$ma_x - F_r = 0$$

Ecuación 34

La fuerza de rozamiento estática fue encontrada de manera experimental, utilizando un dinamómetro, el cual fue sujetado como se muestra en las siguientes imágenes, para así poder obtener el dato requerido.

Figura: 38 Toma de la fuerza de rozamiento



Fuente: Los Autores en colaboración con Aerotech

Para la primera toma de datos, se obtuvo  $F_r = 2,63 \text{ kgf}$  y para la segunda se obtuvo  $F_r = 2,70 \text{ kgf}$  realizando un promedio se toma que la fuerza de rozamiento estático será  $F_r = 2,66 \text{ Kgf}$  en Newton se tiene que  $F_r = 26,08 \text{ N}$ . De la ecuación 50 se despeja y se obtiene:

$$ma_x = 26.08\text{N}$$

$$a_x = 3.79 \text{ m/s}^2$$

$$\sum F_y = 0$$

$$ma_y + W - F_i = 0$$

*Ecuación 35*

Para la fuerza de impacto de la aeronave se tomara la hallada anteriormente para los cálculos del tren de aterrizaje de la aeronave, en donde se halló una Fuerza de Impacto de  $F_i = 67.96 \text{ N}$ .

$$ma_y = 0,536 \text{ N}$$

Aceleración

$$a_y = \frac{0,536 \text{ N}}{6,880 \text{ kg}} = 0,0779 \text{ m/s}^2$$

Momentos del CG

$$I_{CG}\alpha - (F_i * 0,08008 \text{ m}) - (F_r * 0,330 \text{ m}) = 0$$

$$I_{CG}\alpha = 14,04 \text{ Nm}$$

El  $I_{CG}$  fue tomado del trabajo de maestría referenciada en la bibliografía (24) presentado a la Universidad de Texas de Arlington,  $I_{CG} = 0.465 \text{ Nm}$

$$\alpha = \frac{I_{CG}\alpha}{I_{CG}} = 30,85$$

El momento de inercia de la masa alrededor de un eje perpendicular al plano de la masa a través del CG

$$I_o = m[(\bar{x})^2 + (\bar{y})^2] + I_{CG} \quad \text{Ecuación 36}$$

$$I_o = 1,2583 \text{ kg} * \text{m}^2$$

El torque alrededor del eje de rotación producida por la fuerza de inercia, está dada por

$$T_o = m[(\bar{x})^2 + (\bar{y})^2]\alpha + I_{CG}\alpha \quad \text{Ecuación 37}$$

$$T_o = 14,475 Nm$$

Asumiendo que la aeronave presenta una desaceleración vertical de  $a_y = 0,077 m/s^2$  a una velocidad inicial  $v_o = 1,3v_s$ , donde  $v_s = 10.903m/s$ . Con lo cual utilizando dinámica elemental, se podría determinar el tiempo necesario para que su velocidad vertical se convierta en cero.

$$v = v_o + a_y t \quad \text{Ecuación 38}$$

En donde  $v = 0$  y  $v_o = 0,1417m/s$

$$0 = (14.17m/s) - (2.24 m/s^2)t$$

$$t = 1.81s$$

Con este tiempo se puede hallar la altura a la que puede aterrizar la aeronave sin sustentación:

$$h = v_o t + \frac{1}{2} a_y t^2 \quad \text{Ecuación 39}$$

$$h = 0,38m$$

Una vez calculadas las cargas de inercia que soporta el tren, es necesario hacer una simulación en ANSYS para verificar que los materiales escogidos (Aluminio 2024) soporten las cargas anteriormente calculadas. Para este análisis se ubicaron los soportes fijos en las sujeciones del tren principal con el fuselaje.

En la siguiente imagen se puede observar las fuerzas que actúan sobre la estructura del tren principal, se tuvieron en cuenta las fuerzas de inercia, el peso total de la estructura y la fuerza de gravedad, esto se hizo con el fin de encontrar la deformación total en la estructura del tren principal.

Figura 39: Fuerzas de inercia que actúan sobre el tren de aterrizaje

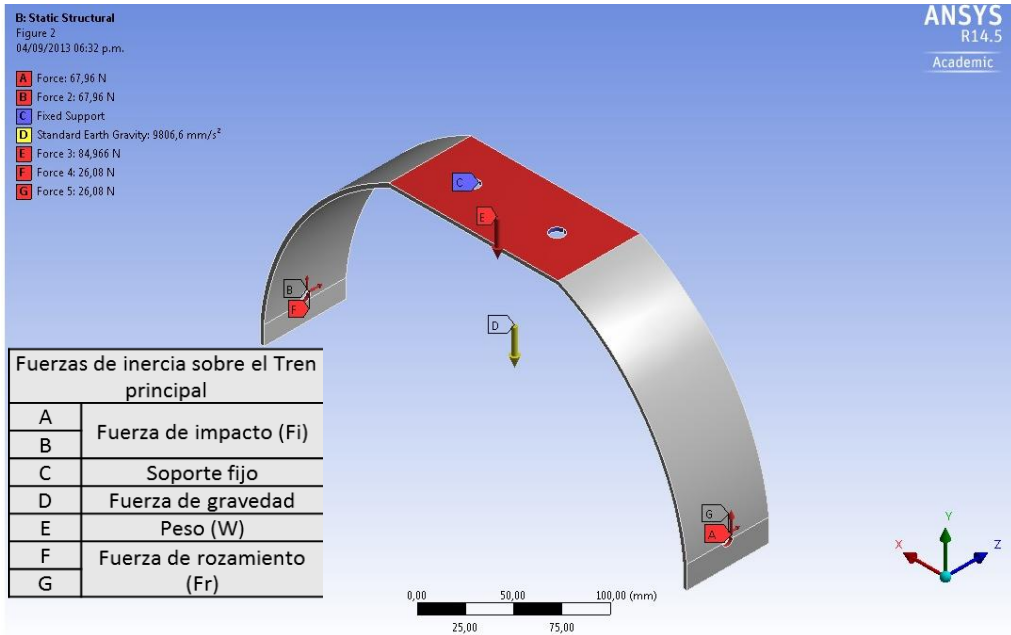
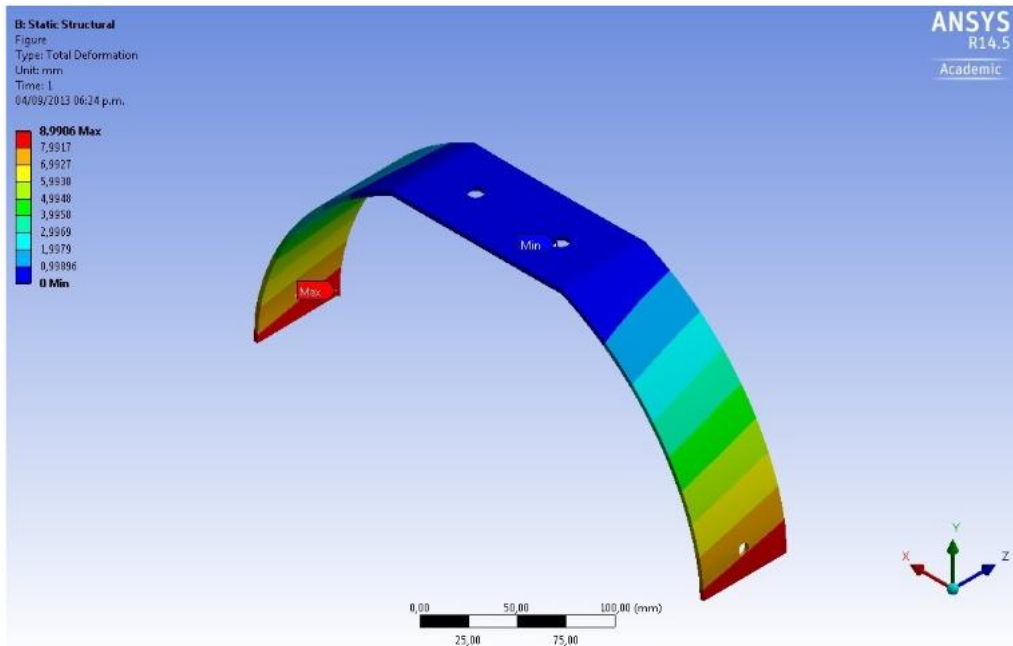


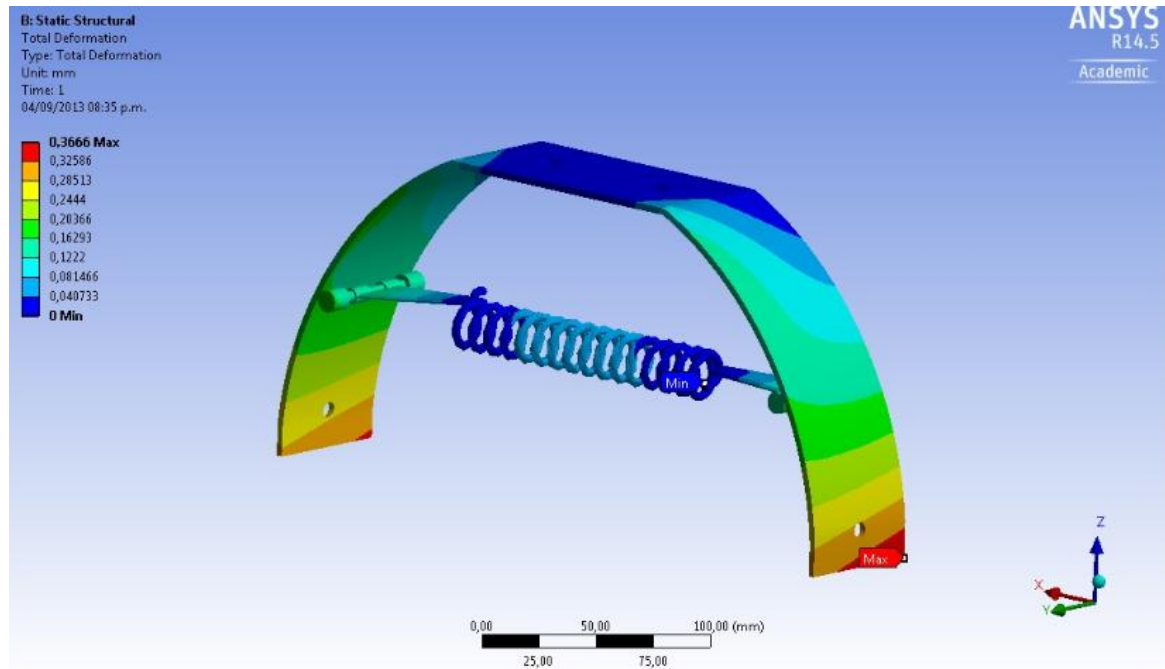
Figura 40: Deformación total del tren de aterrizaje



Como se puede observar en la figura 40 la deformación máxima tiene un valor de 8,9 mm, razón por la cual se rediseño la estructura del tren. Se diseñó con un resorte pivotado a la estructura inicial del tren principal permitiendo su movimiento en todos los sentidos y reduciendo su deformación total. Es una combinación de

amortiguador de goma con amortiguador por bisagras (41); el resorte tiene un tamaño reducido para no aumentar el peso considerablemente y evitar al máximo el drag, pero considerando las bajas velocidades de operación este factor puede ser despreciable. La simulación del rediseño es la siguiente:

Figura 41 Deformación total del rediseño del tren de aterrizaje



La deformación máxima, en todas las direcciones, de la imagen es de 0,366 mm, lo cual resulta considerablemente bajo.

### 4.3 DIAGRAMA V-N

En este diagrama se representan las limitaciones tanto aerodinámicas como estructurales de la aeronave, su propósito es determinar los factores de carga Vs velocidades correspondientes, logrando representar las condiciones de un vuelo seguro. En primera instancia el diagrama representa la velocidad de pérdida de la aeronave, se calcula en condiciones al nivel del mar, en este punto se encontrará el factor de carga más alto; se nota que durante este espacio se encuentra el limite aerodinámico impuesto por el coeficiente de sustentación máximo.

#### 4.3.1 Diagrama V-N por Maniobra

La siguiente ecuación se utiliza para hallar la velocidad de perdida, así se inicia el diagrama V-n por maniobra. Se grafica de los puntos 0-A:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2w}{\rho C_{Lmax} S}} \quad \text{Ecuación 40}$$

Nótese que para esta velocidad se obtendrá un factor de carga  $n=1$ . Para la estimación del coeficiente de sustentación máximo; se hace de acuerdo a lo recomendado en la bibliografía (34), teniendo en cuenta que su uso se limita para aeronaves con una relación de aspecto mayor a 5; entonces:

$$AR = \frac{b^2}{s} = 5,66$$

Donde el coeficiente máximo de sustentación finalmente se deduce de:

$$0.9 * C_{Lmax} \quad \text{Ecuación 41}$$

$$0.9 * (1.4) = 1.26$$

Donde el  $C_{Lmax}$  se obtuvo a partir de las simulaciones del perfil en XFRL5 (ver anexo B diagrama v-n cálculo del numero reynolds y simulación del perfil).

De acuerdo a lo anterior la velocidad de pérdida ( $V_s$ ) se muestra a continuación:

$$m = 6.880 \text{ kg}$$

$$W = 6.880 \text{ kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 67,424 \text{ N}$$

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 * 67,424 \text{ N}}{1.225 \text{ kg} * \frac{\text{m}}{\text{s}^2} * 1.26 * 0.7348 \text{ m}^2}}$$

La velocidad de pérdida da como resultado 10,903 m/s

- Factor de carga positivo máximo y negativo máximo.

Esta parte de la gráfica muestra los valores máximos del factor de carga, dados para el caso por la regulación tomada en cuenta en este proyecto (31), se resume en la siguiente tabla:

Tabla 18 Regulación Australiana

<b>Regulación Australiana</b>
La aeronave debe estar diseñada para:
(1) Un límite de carga por maniobra de 3.8
(2) Un límite negativo de carga por maniobra no menor a -1.5
(3) Cualquier límite positivo de maniobra no menor a 2 y negativo no menor a -0.5

Fuente: Los Autores Información: (31)

Donde el límite positivo a usar es 3.8 y el límite negativo -1,5; estos se representan en los puntos A-D y H-F de la gráfica respectivamente.

El procedimiento para hallar la velocidad de crucero se muestra a continuación, esta es una velocidad constante que puede llevar la aeronave en condiciones normales de presión y temperatura, garantizando que no haya cambios en la altura y resistencia aerodinámica. Por tal motivo la aeronave se mantendrá a esta velocidad en el mayor tiempo durante el vuelo. El vuelo recto y nivelado describe el comportamiento en este caso cuando se garantiza un vuelo con una eficiencia máxima y esta velocidad se deduce a partir de:

$$T = D \quad \text{Ecuación 42}$$

$$T = qS(CD_o + KCL^2) \quad \text{Ecuación 43}$$

$$\frac{T}{W} = \frac{qS(CD_o + KCL^2)}{W} \quad \text{Ecuación 44}$$

$$\frac{T}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 S(CD_o + KCL^2)}{W} \quad \text{Ecuación 45}$$

Usando la relación:

$$\frac{T}{W} = 0.04775$$

Despejando de la ecuación 61 encontramos la velocidad:

$$V = \sqrt{\frac{w * 0.04775}{\frac{1}{2}\rho S(CD_o + KCL^2)}}$$



Usando CL  $\alpha_0$  a partir de la gráfica CL VS  $\alpha$  y convirtiéndolo a 3D según la bibliografía (34) como se muestra a continuación, se deduce la velocidad

$$a_0 = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \quad \text{Ecuación 46}$$

$$a_0 = \frac{1.45 - (-0.68)}{13 - (-11)} = 0.08875 \text{ por grado}$$

$$0.08875(57.3) = 5.0853 \text{ por radián}$$

Aeronaves con ala recta y  $AR > 4$ , en condiciones donde el flujo se considere incompresible ( $M < 0.3$ ) como es el caso de esta aeronave se usa:

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi e AR}} \quad \text{Ecuación 47}$$

$$a = \frac{5.0853}{1 + \frac{5.0853}{\pi (0.8537) 5.66}}$$

$$a = 3.809 \text{ por radián}$$

$$a = \frac{3.809}{57.3} = 0.0664 \text{ por grado}$$

$$CL = a(\alpha - \alpha_l = 0)$$

$$CL = 0.0664(0 - (-3.8))$$

$$CL = 0.2523$$

$$V = \sqrt{\frac{67,424 \text{ N} * 0.04775}{\frac{1}{2} \left( 1.225 \text{ kg} * \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right) * 0,73486441 \text{ m}^2 (0.01030 + 0.0658 * 0.2523^2)}}$$

$$V = 22,20 \text{ m/s}$$

A continuación, se muestra el procedimiento mediante el cual se halla la velocidad de picada y de nunca exceder, esta es la velocidad máxima que la aeronave puede alcanzar sin sufrir daños estructurales su valor está entre 1.4 y 1.5 la velocidad crucero, para efectos de diseño se usará; según la bibliografía (33):

$$V_{\text{dive}} = 1.5 V_{\text{cruise}}$$

$$V_{\text{dive}} = 1.5 (22,22)$$

$$V_{\text{dive}} = 33,33 \text{ m/s}$$

La norma indica que la velocidad de ascenso debe ser hallada cuando el factor de carga sea 3,8; lo cual corresponde a 20,88 m/s

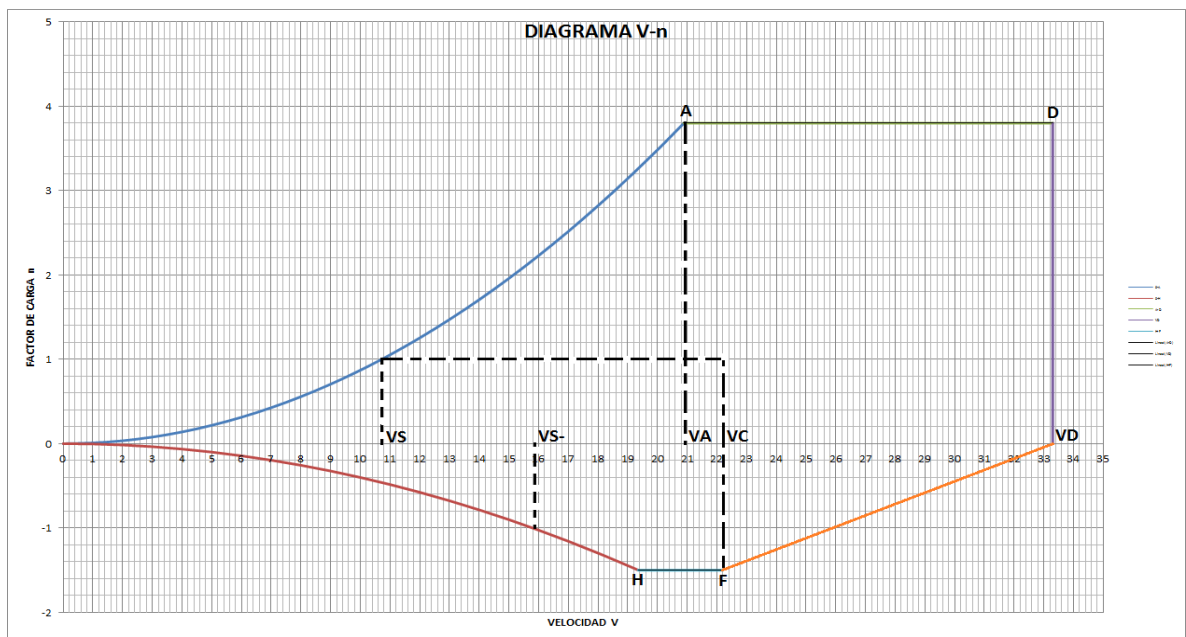
La curva 0-H corresponde de igual forma a la ecuación de velocidad de pérdida extendida hacia el límite de carga negativo más bajo, usando su coeficiente negativo máximo.

(0.9) CLnegativo maxperfil

$$CL_{\text{max}} = (0.9) * -0.65 = -0.6$$

El valor de la velocidad de pérdida con el coeficiente de sustentación negativo se toma cuando el factor de carga es 1; por lo cual se obtiene 15,8 m/s, las velocidades respectivas y su factor de carga se representan en la figura 42, para mayor claridad (ver anexo B diagrama v-n cálculo del número Reynolds y simulación del perfil).

Figura: 42 Diagrama V-n por maniobra



Fuente: Los Autores

El siguiente es el resumen de las velocidades obtenidas:

Tabla 19 Resumen de velocidades

Velocidad	Valor	Unidad
VS	10,903	m/s
VA	20,88	m/s
Vs para CL negativo	15,8	m/s
VC	22,22	m/s
VD	33,33	m/s

Fuente: Los Autores

#### 4.3.2 Diagrama V-N Por Ráfaga y Envoltente de Vuelo

A continuación se realizó el estudio correspondiente al diagrama de ráfaga.

Las cargas por ráfaga son aerodinámicamente inestables, estas se producen por las turbulencias atmosféricas. Sobre el funcionamiento de una aeronave representa un factor de carga que se añade a las cargas aerodinámicas normales. Ya que este efecto logrará un cambio en el ángulo de ataque efectivo, siendo positivo o negativo; lo que se traduce como un aumento o disminución en la sustentación. Este modelo se representa en torno a la siguiente ecuación de factor de ráfaga:

$$\Delta n = \frac{\rho u V C_{L\alpha}}{2W/S} \quad \text{Ecuación 48}$$

Las ráfagas se producen en una banda bastante grande de frecuencias, su efecto sobre la aeronave depende de factores que afectan la respuesta a una frecuencia. En particular, la respuesta de frecuencia regida por una relación de masa equivalente ( $\Lambda g$ ) dada por la siguiente expresión:

$$\Lambda g = \frac{2 * m}{\rho * C * c l \alpha * S} \quad \text{Ecuación 49}$$

Donde  $c l \alpha$  es la pendiente de lift del avión y fue obtenida al simular el avión en xflr5 como se mostró anteriormente, el valor fue de  $4,115 \text{ rad}^{-1}$ .

Otro factor importante es el factor  $Kg$ , factor de alivio de la ráfaga, para encontrarlo, se debe usar la siguiente ecuación.

$$Kg = \frac{0.88 * \Lambda g}{5.3 + \Lambda g} \quad \text{Ecuación 50}$$

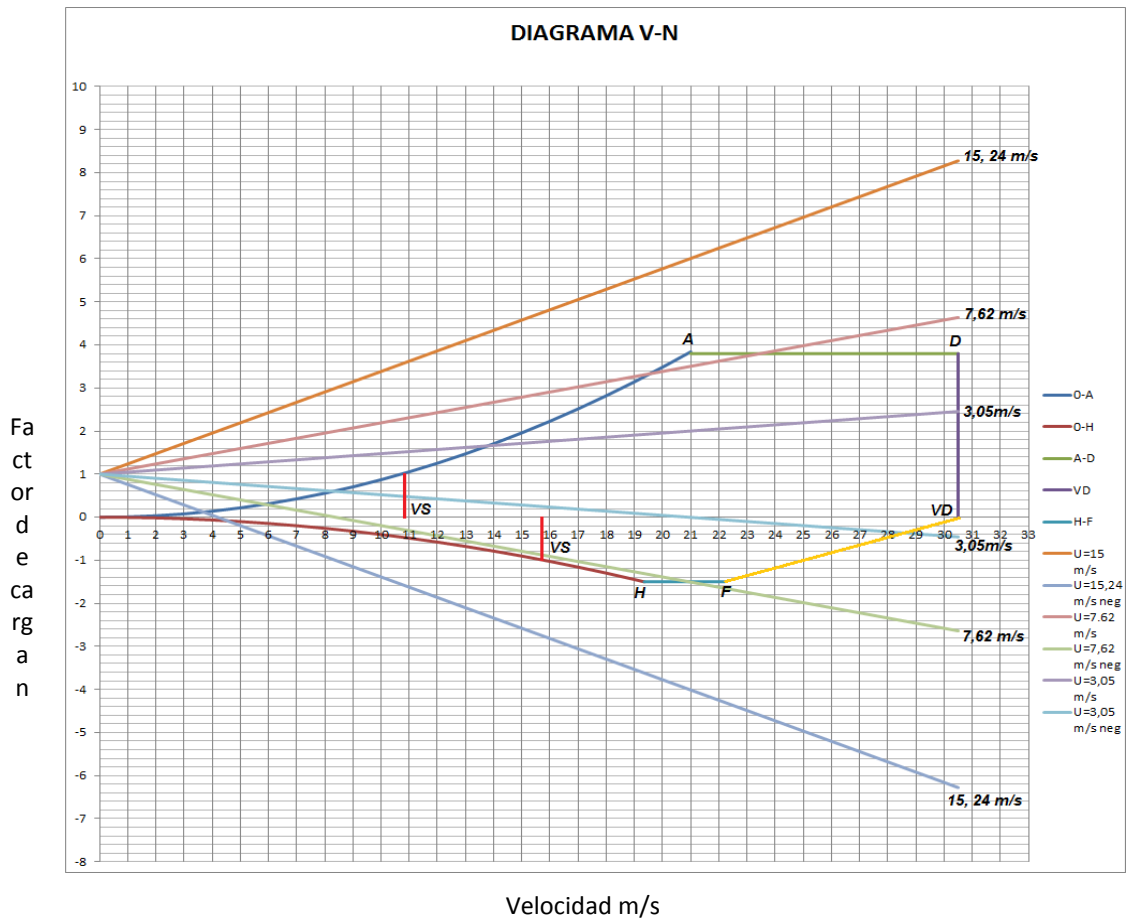
La norma australiana dice que el valor de la velocidad de ráfaga es de 50 ft/s y de 10 ft/s.

La ecuación utilizada para hallar la variación en el factor de carga fue:

$$n = 1 + \frac{Kg \cdot U \cdot V \cdot Cl_{\alpha} \cdot \rho \cdot s}{2 \cdot W} \quad \text{Ecuación 51}$$

Variando la velocidad para hallar el factor de carga correspondiente se obtuvo:

Figura: 43 Diagrama V-n con ráfagas



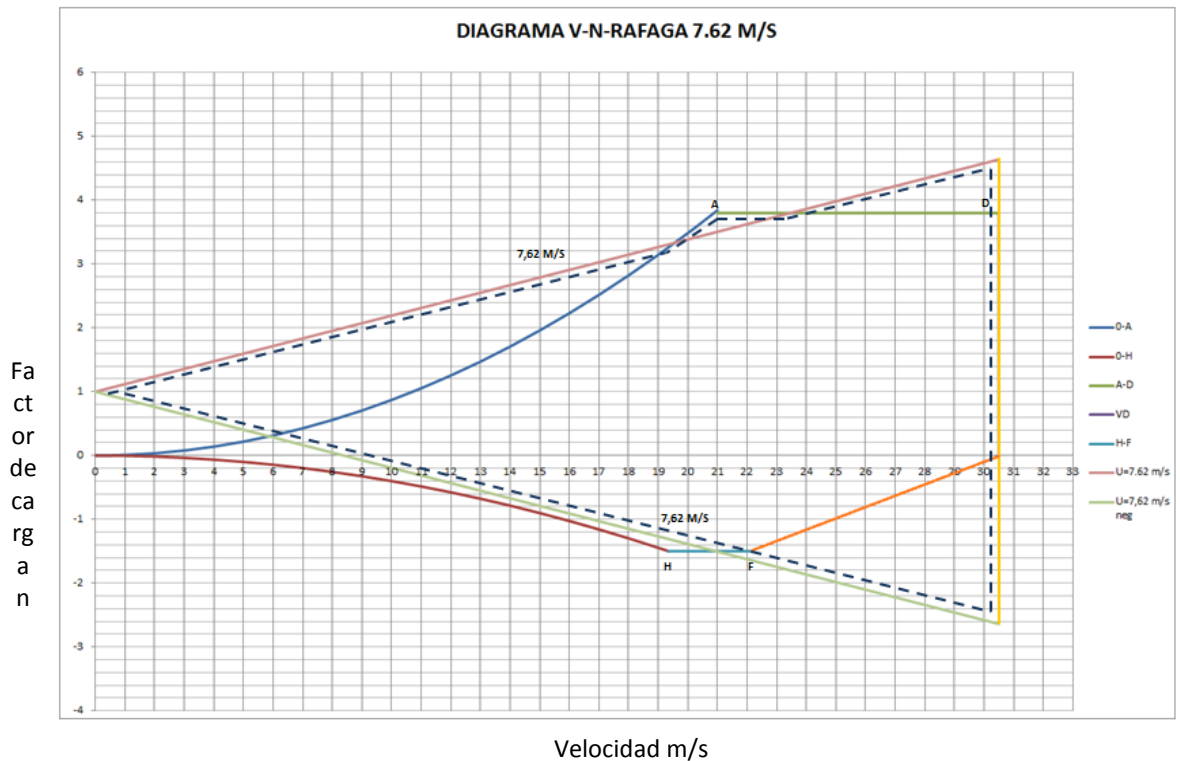
Fuente: Los Autores

Posteriormente se obtuvieron las gráficas del diagrama V-N para cada una de las ráfagas determinadas por la norma australiana, dichas gráficas están disponibles en el anexo B (diagrama V-n, calculo número de Reynolds y simulación del perfil). Obtenidas las anteriores gráficas, la selección del factor de carga de diseño es el

siguiente paso. Para este caso, el mayor factor obtenido se produce en la ráfaga de 15 m/s. como se muestra en la figura disponible en el anexo B.

Este valor sobrepasa las condiciones de la aeronave y garantizar una resistencia para esta velocidad llevaría a incrementar el peso de la estructura. Por consiguiente, el factor de carga escogido para el diseño es el dado por el valor intermedio de ráfaga de 7.62 m/s ( $n=4.6$ ), mostrado en la figura 44, este será el factor de carga máximo a tener en cuenta para el respectivo análisis.

Figura: 44 Diagrama V-n para ráfaga de 7,62 m/s



Fuente: Los Autores

Para finalizar el primer objetivo es importante resumir que la distribución de sustentación escogida fue la distribución de Shrenk's, figura 16, puesto que es un promedio entre la distribución taperada y la elíptica, la configuración del tren que mejor se adapta a las condiciones de operación es de triciclo, el factor de carga utilizado será de 4.6 bajo una ráfaga de 7.62 m/s, las cargas de inercia son las fuerzas que soporta el tren en el aterrizaje o despegue;  $Fr= 26.08N$  y  $Fi= 67.96N$  el avión puede descolgarse desde una altura máxima de 0.38 m sin sufrir daños estructurales.

#### **4.4 SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO.**

Un objetivo esencial en este proyecto se desarrolla en este capítulo, donde se hace una comparación en las características físicas de los materiales compuestos que se usan en la industria aeronáutica basados en fibras de vidrio, fibras de carbono y fibras orgánicas (Kevlar) (35) para lograr escoger el mejor de los materiales con base a una serie de criterios y características deseables para su uso en la estructura de la aeronave Kadet, verificando su resistencia, costo, características de su comportamiento bajo compresión y bajo tensión, peso y cantidad de material a usar, para finalmente usarse en los procesos de simulación y garantizar una estructura resistente a las fuerzas que se pueda someter en vuelo descritas en capítulos anteriores.

##### **4.4.1 Características de los Materiales**

Métodos de diseño estructural son igualmente aplicados tanto para aeronaves tripuladas como para aeronaves tipo UAV, involucrándose diferentes consideraciones o requisitos adicionales en el que se distingue en mayor medida la facilidad de su fabricación, costo, fiabilidad, mantenimiento, longevidad y accesibilidad, factores que generan cambios en el mismo proceso de diseño que para el caso de esta aeronave son de atención. Un ejemplo es que este debe comprender el uso de accesos para la inspección o el mantenimiento del equipo abordo, llevar a cabo este proceso involucra realizar cortes al material usado, lo que para garantizar una buena accesibilidad comprende un tamaño de gran proporción con relación a la estructura de tamaños menores de la aeronave, esto finalmente se traduce en una estructura debilitada, incapaz de transferir adecuadamente esfuerzos si es una estructura fabricada en materiales poco resistentes a la rotura. Las demás consideraciones de igual forma conllevan para este diseño diferentes cambios en el proceso que a partir de los materiales y su forma de fabricación serán tenidos en cuenta. Una solución es el uso de estructuras fabricadas en materiales compuestos, revestimientos en fibras de vidrio o de carbono, además de elementos de refuerzo con estructuras tipo sándwich, proporciona una estructura ligera, duradera y económica. Desde los alcances de este proyecto, es claro el uso de estos dos materiales tanto para la elaboración de cálculos como para su respectiva caracterización. En este capítulo, se muestran las características del material y sus ventajas en el uso de cada uno de los componentes de la aeronave. Posteriormente, en el capítulo 4.4.5 (caracterización de los materiales compuestos) se mostrarán los resultados de las

probetas fabricadas en los materiales descritos en este capítulo con el fin de llevar a cabo la verificación de sus propiedades. (44)

#### 4.4.1.1 Compuesto Reforzado por Fibra De Vidrio

La fibra de vidrio es un material versátil, producido gracias a la disponibilidad de su materia prima, derivada del silicio y a los procesos de extrusión y tejeduría que finalizan en la generación de textiles de longitudes estandarizadas. Entre las características que lo hacen un material tan usado, se distinguen la flexibilidad, rigidez, peso, dureza y resistencia al ataque químico. En cuanto a su clasificación, se encuentran en la actualidad tres clases, el vidrio clase C que se caracteriza por su resistencia corrosiva pero menor resistencia a los esfuerzos, el vidrio clase S con mayor resistencia a temperaturas elevadas y mayores beneficios de uso estructurales (ver tabla comparación vidrio E y vidrio S; Anexo C ) (45) y finalmente el vidrio clase E que es uno de los más usados por sus buenas propiedades de resistencia, desgaste, rigidez y en mayor medida por su menor costo. (46)

Tabla 20 Composiciones en porcentajes de diferentes vidrios usados en la fabricación de fibra.

Componente	Vidrio E	Vidrio C	Vidrio S
SiO <sub>2</sub>	52,4	64,4	64,4
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> , Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	14,4	4,1	25
Ca O	17,2	13,4	
Mg O	4,6	3,3	10,3
Na <sub>2</sub> O, K <sub>2</sub>	0,8	9,6	0,3
Ba <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	10,6	4,7	
Ba O		0,9	

Fuente: (47)

Las fibras de vidrio para fines generales (vidrio E) que se usan en este proyecto se subdividen en aquellas que tienen o no óxido de boro, aunque sus características no son muy diferentes y logran conservar su buen comportamiento de resistencia a la fatiga, bajo peso, propiedades dieléctricas y resistencia al ataque químico. Sus propiedades físicas y mecánicas se resumen en la siguiente tabla.

Tabla 21 Propiedades físicas y mecánicas vidrio E.

Vidrio E	
Módulo de elasticidad E (GPa)	72,4
Resistencia a tracción $\sigma_u$ (GPa)	2,1
Densidad $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	2,54
Resistencia específica ( $\sigma_u/\rho$ )	0,826
Módulo específico (E/ $\rho$ )	28,5

Diámetro ( $\mu$ m)	14
Módulo de Young E11 (GPa)	76
Módulo de Young E22 (GPa)	76
Alargamiento de rotura (%)	3,2
Coeficiente de dilatación térmica (0 a 100° C) $10^{-6} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$	4,9
Conductividad térmica (paralela al eje fibra) $\text{W/K} \cdot \text{m } ^{\circ}\text{C}^{-1}$	1,04

Fuente: Autores; Información (47)

#### 4.4.1.2 Compuesto Reforzado por Fibra De Carbono

Este es un material que gracias a la industrialización en su proceso de fabricación, su costo y tiempo de producción, ha logrado apartar al metal como único material usado en el campo estructural; en el campo aeronáutico es uno de los materiales con más investigaciones y usos en los últimos años tanto en estructuras primarias como secundarias, esto debido a su peso reducido, alta resistencia específica, rigidez la cual reduce la vibración, resistencia a la corrosión y su coeficiente de dilatación negativa, causa por la cual es usado en satélites.

En estas fibras, el contenido de carbono es del 95%, el resto es nitrógeno apilado que al tratarse a mayores temperaturas se reduce. Son disponibles comercialmente en valores de módulo de elasticidad que van de 207 GPa a 1035 GPa, la producción actual de estas fibras se clasifican en derivados de rayón, poliacrilonitrilo (PAN) o una resina derivada del petróleo. Las fibras de PAN, las que se utilizan en mayor volumen, se clasifican según su resistencia a la tensión (HT), modulo alto (HM) y modulo ultra alto (UHM), estos tipos de fibras no se ven afectados a la humedad, ácidos débiles ni a temperaturas ambientes; sin embargo, se oxidan cuando están bajo trabajo prolongado y a temperaturas de 350°C a 450°C sus principales propiedades físicas y mecánicas se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 22 Propiedades físicas y mecánicas fibras de carbono

Propiedad	Grafito Modulo Alto	Grafito Alta Resistencia a tensión
Módulo de elasticidad E (GPa)	390	240
Resistencia a tracción $\sigma_u$ (GPa)	2,1	2,5
Densidad $\rho$ ( $\text{g/cm}^3$ )	1,90	1,90
Resistencia especifica ( $\sigma_u/\rho$ )	1.1	1.3
Modulo especifico (E/ $\rho$ )	205	126



Diámetro ( $\mu$ m)	7-9,7	7,6-8,6
Módulo de Young E11 (GPa)	390	240
Módulo de Young E22 (GPa)	12	20
Alargamiento de rotura (%)	0,5	1.0
Coefficiente de dilatación térmica (0 a 100° C) $10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$	-0.5 a -1,2 (paralelo) 7-12 (radial)	-0.1 a -0,5 (paralelo) 7-12 (radial)
Conductividad térmica (paralela al eje fibra) $\text{W/K}^* \text{ m } ^\circ\text{C}^{-1}$	105	24

Fuente: Autores; Información (47)

Los compuestos fabricados de este tipo de fibra son hasta cinco veces más fuertes que diferentes clases de acero (48) logrando ser mucho más ligeros, además de propiedades de resistencia a la fatiga superior a todos los metales y, a diferencia del vidrio y aramida, no sufren de rotura por tensión y se recuperan completamente en un estado elástico al ser descargados. Todos los anteriores y los siguientes son algunas ventajas que hacen de este material primordial en este proyecto:

- ❖ Bajo coeficiente de expansión térmica lineal.
- ❖ Alta resistencia a la fatiga.
- ❖ Peso reducido
- ❖ Proceso de manufactura fácil y al alcance

Estas propiedades se manifiestan en mayor medida cuando se entretejen en dirección con las tensiones, es decir deben idealmente estar en dirección a la fuerza exterior, por esta razón, la importancia en la elección del número y orientación de las fibras que formen el compuesto para lograr una transferencia y resistencia deseada, además de una deformación mínima. (49). En capítulos posteriores con base a las características obtenidas de los materiales escogidos y posteriormente caracterizados se realizará la comparación en el módulo de elasticidad y resistencia de los materiales a diferentes orientaciones.

#### 4.4.1.3 Compuesto Reforzado por Fibras Orgánicas

Este material se caracteriza por su alta tenacidad, capacidad de absorción de energía, alta resistencia a la tracción, rigidez, densidad menor a las fibras de vidrio, débil resistencia a la compresión y propiedades transversales muy inferiores a las longitudinales lo cual lo aleja de las estructuras primarias de las aeronaves, comercialmente se conoce como kevlar® por su fabricante inicial. Hasta la

actualidad se han desarrollado otros tipos de estas fibras como el technora y el twaron; pero en la industria aeronáutica, primordialmente el uso se limita al kevlar® y sus variaciones, (Kevlar® 29, 49, 149). (50)

El kevlar® 49 es un tipo de fibra de alto modulo, mayor al kevlar® 29. Se usa cuando se desea una mayor tolerancia a daños. El kevlar® 149 posee un módulo de entre el 25 y 40 % mayor al kevlar® 49. (51). Estas fibras generalmente son de hilo fino, un peso ligero, costoso que en general se usa cuando se quiere obtener superficies delgadas y de menor peso. En aeronaves se usa como revestimiento de elementos tipo sándwich como el honeycomb. En la actualidad, prevalece el uso del kevlar® 49 sobre el 29 por su módulo alto, (ver especificaciones en tablas acordes a materiales kevlar® 29 y 49 anexo C) las principales propiedades de estos materiales se representan en la siguiente tabla:

Tabla 23 Propiedades de materiales compuestos

Material	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	Diámetro del filamento (µm)	Módulo de tensión (GPa)	Resistencia a la tensión (GPa)	Elongación (%)
kevlar® 29	1440	12	83	3.6	4
kevlar® 49	1440	12	131	3.6-4.1	2.8
kevlar® 149	1447	12	179	3.4	2

Fuente: (25)

Estas fibras en forma de materiales compuestos terminan proporcionando mayores ventajas en sus propiedades, por ejemplo, para el kevlar® 29 el módulo de tracción de 62 GPa aumenta a 83 GPa, para los demás kevlar® 49 de 131 GPa y kevlar® 149, 179 GPa (52), las propiedades de tracción de estos materiales se disminuyen cuando están a temperaturas elevadas. La tabla 3 en anexos representa los diferentes tipos de producción kevlar® 29; la tabla 4 y 5 en anexos las especificaciones para kevlar® 49.

#### 4.4.1.4 Compuesto Fabricado de Matriz Epóxica

Componente primordial de un material compuesto es la matriz. Su objetivo es la trasmisión de los esfuerzos a las fibras, es el responsable de brindarle las propiedades químicas y físicas al compuesto, además de dar la cohesión y el respectivo dimensionamiento a la pieza fabricada. Las materias primas más usadas como matrices son las resinas epóxicas, poliéster, fenólicas, termoplásticas, poliméricas y las derivadas del ester cianato. En el campo aeronáutico, debido a las propiedades termoestables, se usan en su mayoría las

epóxicas y la tipo poliéster, donde el límite para la primera es de 300 °C y para la segunda de 110°C (25). La resina epóxica, por su parte, es la más usada entre las dos, debido a las propiedades adhesivas y sus propiedades mecánicas, además de su compatibilidad con los diferentes materiales de refuerzo. Esta se endurece al mezclarse con un agente curador, sus componentes en general se derivan de la epiclorohidina y el bisfenol-a. Es de bajo costo y toxicidad. Su curado es fácil con los respectivos materiales y se hace entre temperaturas desde 5°C a 260°C, se caracteriza por su baja elasticidad. Sus propiedades mecánicas se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 24 Propiedades resina epóxica

Propiedad	Unidades	Resina Epóxica
Densidad ( $\times 10^{-6}$ )	kg/m <sup>3</sup>	1,1-1,4
Módulo de Young	GPa	3-6
Relación de Poisson		0,38-0,4
Resistencia a. tracción	MPa	35-100
Resistencia a compresión	MPa	100-200
Conductividad térmica	W/ K m	0,1
Coefficiente de dilatación	10-6 °C <sup>-1</sup>	60
Temperatura de distorsión	°C	50-300

Fuente: (47)

#### 4.4.1.5 Compuesto Fabricado de Matriz Poliéster

De igual manera del tipo termoestable, este tipo de matriz es usado para aplicaciones en categorías de reforzamiento, en su mayoría junto a la fibra de vidrio, posee una menor resistencia y su adherencia con metales en relación a las demás resinas es baja, se caracteriza por su bajo costo, baja absorción de humedad y su resistencia química. (53). Su proceso de curado puede realizarse en un gran número de formas, donde se usan endurecedores que aportan diferentes propiedades de resistencia mecánica. Esta resina se compone en su mayoría de etilenglicol, entre otros. Su viscosidad es apropiada para los procesos de fabricación y moldeo de piezas a partir de fibras. Sus propiedades se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 25 Propiedades resina poliéster

Propiedad	Unidades	Resina Poliéster
Densidad ( $\times 10^{-6}$ )	kg/m <sup>3</sup>	1,2—1,5
Módulo de young	GPa	2-4,5
Relación de poisson		0,37-0,39
Resistencia a tracción	MPa	40-90
Resistencia compresión	MPa	90-250

Conductividad térmica	W/ K m	0,2
Coefficiente dilatación	10-6 °C <sup>-1</sup>	100-200
Temperatura de distorsión	°C	50-150

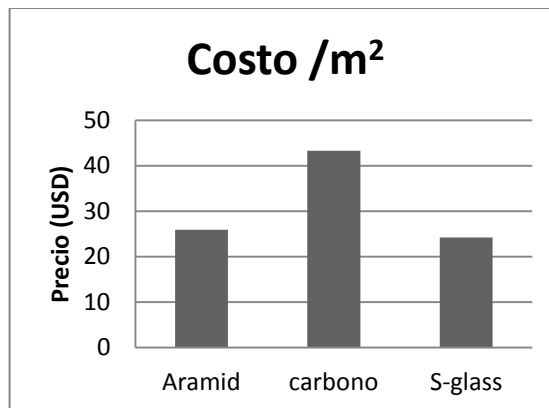
Fuente: (47)

#### 4.4.2 Comparación y Selección Final de los Materiales

A continuación, se llevará a cabo la comparación de los materiales descritos anteriormente, conforme a sus características y propiedades. Para tal caso, se tendrán en cuenta las más relevantes para el proceso de diseño las cuales son: su densidad, costo, módulo de elasticidad, elongación hasta la rotura y resistencia a la tensión.

El costo es un factor importante que se debe tener en cuenta, este determinará el valor del producto final, se mostrará el valor promedio para diferentes clases de fibras de carbono, vidrio y kevlar. Se observa el costo elevado del carbono con respecto a los otros dos materiales.

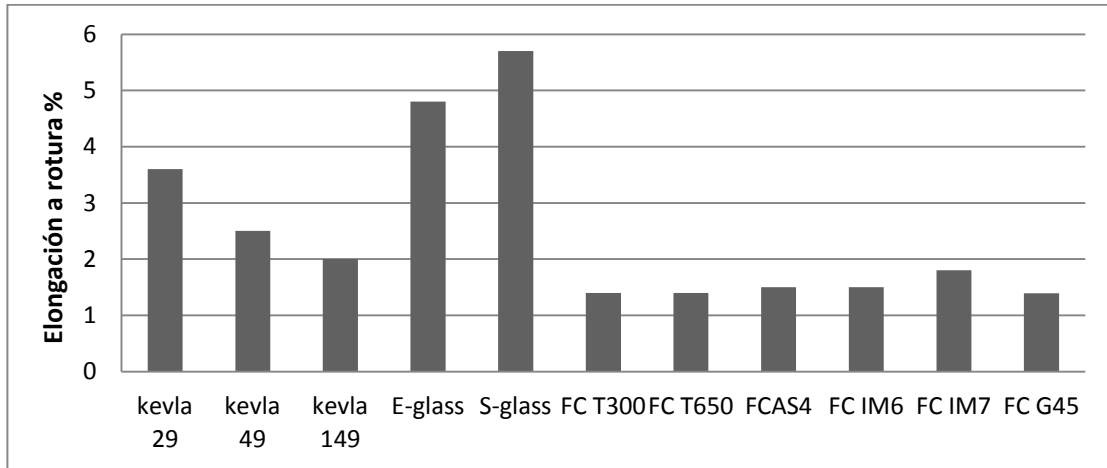
Figura: 45 Comparación de costos



Fuente: (54)

Las siguientes gráficas muestran una comparación en los valores máximos promedio de comportamiento para diferentes propiedades de los materiales compuestos

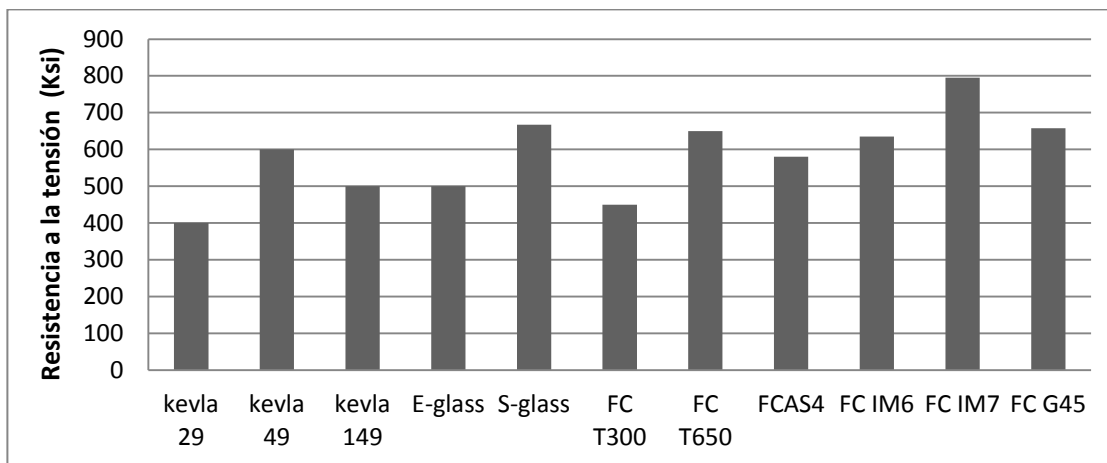
Figura: 46 Comparación de la elongación a rotura



Fuente. (53)

Un factor importante es la resistencia de un material a la tensión, la cual representa la carga soportada más crítica de un material, resultante de las elevadas concentraciones de esfuerzo y deformación. Sus valores son obtenidos a partir de la experimentación (55). Los valores promedios para las diferentes fibras se muestran en la siguiente gráfica:

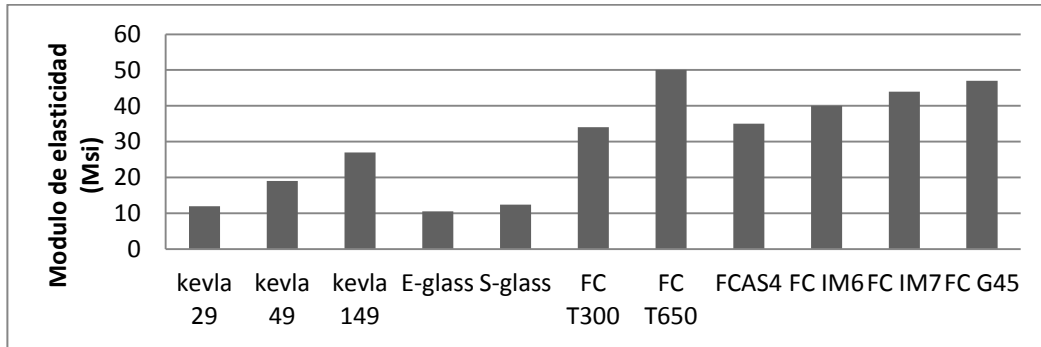
Figura: 47 Comparación de elongación rotura



Fuente: Los autores Información: (53)

El módulo de elasticidad representará la medida de la rigidez del material, rigidez basada en los enlaces atómicos. La siguiente gráfica muestra esta capacidad para los diferentes materiales:

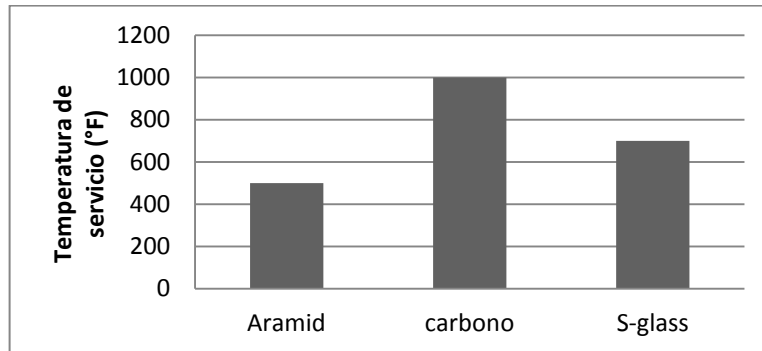
Figura: 48 Comparación de módulo de elasticidad



Fuente: Los autores Información: (53)

La propiedad de soportar trabajo a temperaturas elevadas no es una característica importante para este proyecto, ya que su trabajo estará bajo temperaturas ambiente en su mayoría; no obstante, se muestra como guía y aditamiento a la hora de escoger el material a usar, estas se muestran en la siguiente gráfica:

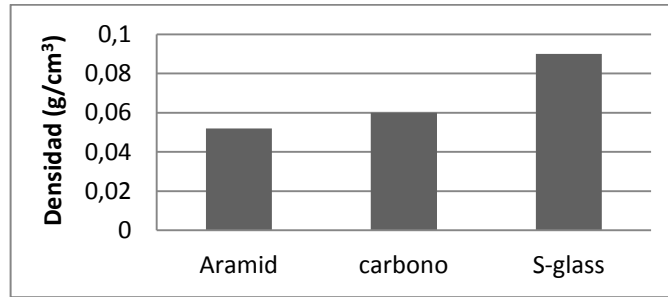
Figura: 49 Comparación de temperaturas de servicio.



Fuente: Los autores Información: (53)

La densidad de estos materiales son bajas en comparación a los usados en estructuras antiguas, directamente se relaciona con el peso final del componente fabricado, un mismo componente fabricado de kevlar, pesará menos que uno fabricado de fibras de vidrio o carbono

Figura: 50 Comparación densidad de materiales



Fuente: Los autores Información: (53)

A partir de las anteriores gráficas, se deduce que el grafito posee un mayor equilibrio en sus propiedades, sus características generarán piezas mucho más ligeras con una alta resistencia y flexibilidad, ideal para su aplicación en estructuras primarias, a diferencia de la fibra de vidrio, los compuestos de carbono son inertes al ataque alcalino y corrosión y satisfacen el requisito del aumento de vida útil impuesto por este proyecto; el uso de las fibras de aramida puede limitarse por su baja fuerza de compresión y su mala unión con las resinas. Aunque es de menor peso y costo que el grafito, sus propiedades se limitan a la buena resistencia al impacto, en las demás propiedades se nota una alta diferencia del fabricado con carbono. La fibra de vidrio puede llegar a ser, entre estos materiales, el más pesado y más barato, sus demás características se encuentran en un rango menor que los demás materiales, lo que lo limita a su uso en estructuras secundarias. Finalmente, el costo es una de las desventajas de las fibras de carbono en relación a las demás, pero sus demás características resultan en el material de refuerzo escogido primordialmente para este proyecto, como se dijo anteriormente, estas características, al ser mezcladas con las de un material de núcleo, se someterá a cambios, los cuales se verán representados en el proceso de caracterización. Un tabla resumen comparativa de las propiedades de los materiales compuestos se muestra a continuación.

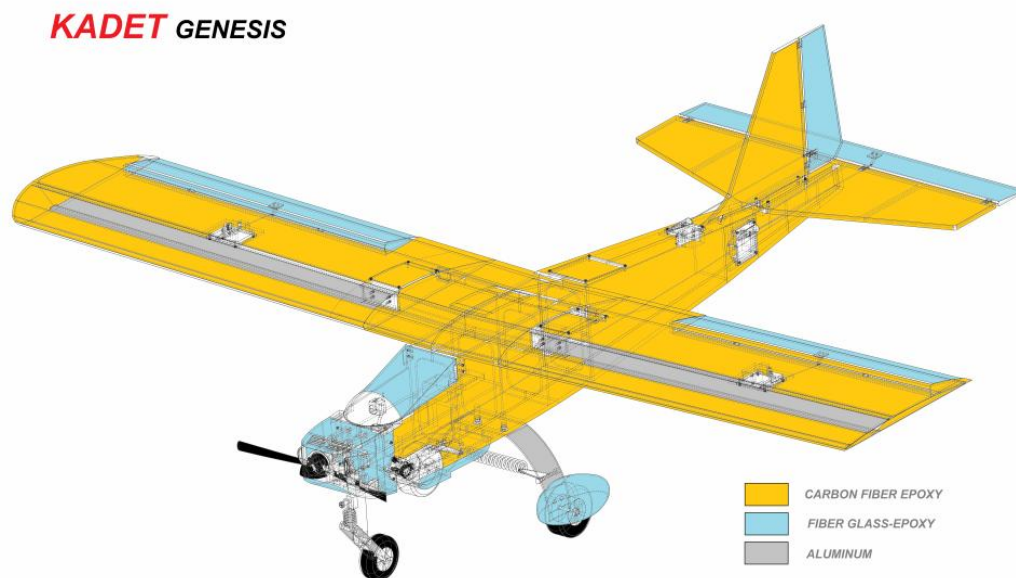
Figura: 51 Comparación de materiales.

<b>Vidrio</b>	○	○	●	○	●	●	○	○
<b>Carbono</b>	●	●	●	●	○	●	○	●
<b>Aramida</b>	●	●	○	●	●	●	●	●
<b>Balso</b>	○	○	○	○	●	●	●	○
<b>Monokote</b>	○	○	○	●	○	○	●	○
Mejor ●	Resistencia a Tensión	Modulo de tensión	Resistencia a compresión	Modulo de	Resistencia al	Esfuerzo cortante interlaminar	Densidad	Fatiga por tensión
Promedio ●								
Peor ○								

Fuente: Los autores, Información: (53)

Con base a las características promedio descritas anteriormente, se mostrará un diagrama preliminar con las aéreas de uso de los materiales escogidos en la aeronave:

Figura: 52 Configuración de los materiales en la aeronave.



Fuente: Los Autores



### **4.4.3 Comparación y Selección de los Procesos de Fabricación**

Son muchos los procesos de fabricación de piezas en materiales compuestos, a continuación se nombran los más usados en proyectos similares. Se tendrán en cuenta los procesos escogidos en proyectos de la Universidad de San Buenaventura sede Bogotá, para estos proyectos se tuvo en cuenta las capacidades, herramientas y espacios de los laboratorios disponibles.

#### **4.4.3.1 Comparación de los Procesos de Fabricación**

##### **4.4.3.1.1 Hand Lay-Up**

Es un proceso simple dentro de los más usados, donde se colocan las fibras sobre un molde y se adiciona el material de matriz; el proceso termina adicionando presión sobre el compuesto, el cual cura en su mayoría a temperaturas ambiente. Este método se divide en dos formas, el proceso lay up prepreg y el proceso lay up húmedo. (53)

##### **4.4.3.1.2 Prepreg Lay-Up**

El proceso Prepreg Lay-Up es uno de los más comunes en la industria aeronáutica, en la elaboración de estructuras del ala, radome, carenados; su materia prima son las láminas de grafito, vidrio y kevlar impregnadas con resina epóxica en su mayoría, este proceso se hace en ambientes controlados con el uso de embolsados de vacío o autoclaves. (56)

##### Descripción del proceso

El prepreg, o láminas de fibras preimpregnadas, son llevadas a temperatura ambiente luego de estar en temperaturas bajas (congeladores), estas son cortadas en dimensiones deseadas de forma manual o automática para posteriormente colocarse sobre un molde abierto impregnado de aditivos desmoldantes. Luego se dispone sobre el material en orden una serie de telas las cuales tienen como objetivo absorber la humedad y el exceso de resina y distribuir la presión en la pieza. Finalmente, una bolsa de vacío unida por una cinta selladora permite la liberación del aire atrapado entre las capas. Este método permite elaborar piezas complejas fácilmente, como prototipos, obteniendo piezas fuertes y rígidas. Por no usar muchas herramientas es de bajo costo. Su materia prima, es decir las láminas de prepreg, es costosa, lo que eleva el precio final de la pieza, además de que demanda una mano de obra adecuada y no es

recomendada para fabricación en alto volumen (53). (Ver *Grafica Proceso hand lay-up prepreg anexo C*).

#### **4.4.3.1.3 Wet Process Lay-Up**

Fue la forma en que se comenzaron a fabricar piezas en compuestos, es de poca inversión y experiencia, y es aplicable a cualquier tipo matriz y material de refuerzo. (Ver *Grafica Proceso han lay-up wet anexo C*)

##### Descripción del proceso

Se usa un molde impregnado, posteriormente, un gel con el fin de proporcionar un mejor acabado exterior, al secar el gel, las capas deseadas de material de refuerzo, o material de núcleo, son colocadas sobre el molde impregnadas en resina. Sobre el molde es distribuida uniformemente la resina por medio de un rodillo, luego son adicionados los mismos elementos o telas de vacío que en el método prepreg para generar vacío. El material finalmente es curado a temperatura ambiente o temperatura elevada conforme las especificaciones del material matriz lo establezca.

Este proceso de fabricación no requiere gran inversión, debido a que no necesita de herramientas o equipo costoso, el método es simple y se adecua a cualquier tipo de tejido y resina, facilita la creación de cualquier tipo de prototipo pues el molde puede hacerse en un gran número de materiales. El costo final de la pieza disminuye pues los materiales son más baratos que los prepreg. No obstante, requiere trabajo y elevada mano de obra, lo que no es útil para fabricación de piezas de gran tamaño ni en serie, el método no es limpio y la calidad de la pieza es relacionada al lugar y herramientas. (47)

#### **4.4.3.1.4 Proceso Spray-Up**

En este proceso, se esparce la resina y la matriz sobre un molde al igual que en el Lay- Up, aunque a diferencia este usa una pistola de pulverización. Se caracteriza por ser un proceso rápido y limpio, en la actualidad es usado para fabricar piezas de mayor tamaño, las fibras usadas son introducidas en longitudes entre 10 y 40 mm y una fracción de contenido del 40%; este proceso en su mayoría es automatizado.

##### Descripción del proceso

Se usa un molde previamente encerado y pulido, al cual se le aplica una capa de gel para obtener un mejor acabado superficial y evitar que la primera capa se

adhiera. Una vez seco, la resina y el material de refuerzo se mezcla y es guardado en un tanque para posteriormente ser pulverizado sobre el molde con el uso de una pistola pulverizadora adecuada. Luego es compactada la mezcla sobre el molde con el uso de un rodillo y es llevado a un horno para su curado.

Es un proceso económico que usa herramientas y materia prima de costo medio, es adecuado para su uso en piezas estructurales de alta calidad, sus limitaciones están en el proceso de control de mezcla fibra-resina, por lo que en su mayoría es automatizado. No es aconsejable su uso para piezas que requieran de espesores precisos. (53)

#### 4.4.3.2 Selección del Proceso de Fabricación

Basados en las características de cada uno de los procesos mencionados anteriormente y con base a la tabla 29, se pueden evidenciar las diferencias en cada proceso, resumidas en factores como: calidad, facilidad de trabajo, costo de implementación, grado de sofisticación, y aplicabilidad al proyecto. Dentro de la Universidad, diferentes proyectos de investigación han relacionado estos aspectos en procesos de fabricación de partes aeronáuticas de tamaño promedio a las de este proyecto, un ejemplo claro y que se tomara en cuenta será el estudio elaborado para la fabricación de la aeronave NAVIGATOR X2.1 (57). En el cual se tomaron en cuenta las instalaciones y herramientas de la universidad. Su proceso de comparación basados en la bibliografía (57) se resume en la siguiente tabla, siendo 5 el mejor parámetro y 1 el peor:

Tabla 26 Comparativa de diferentes procesos

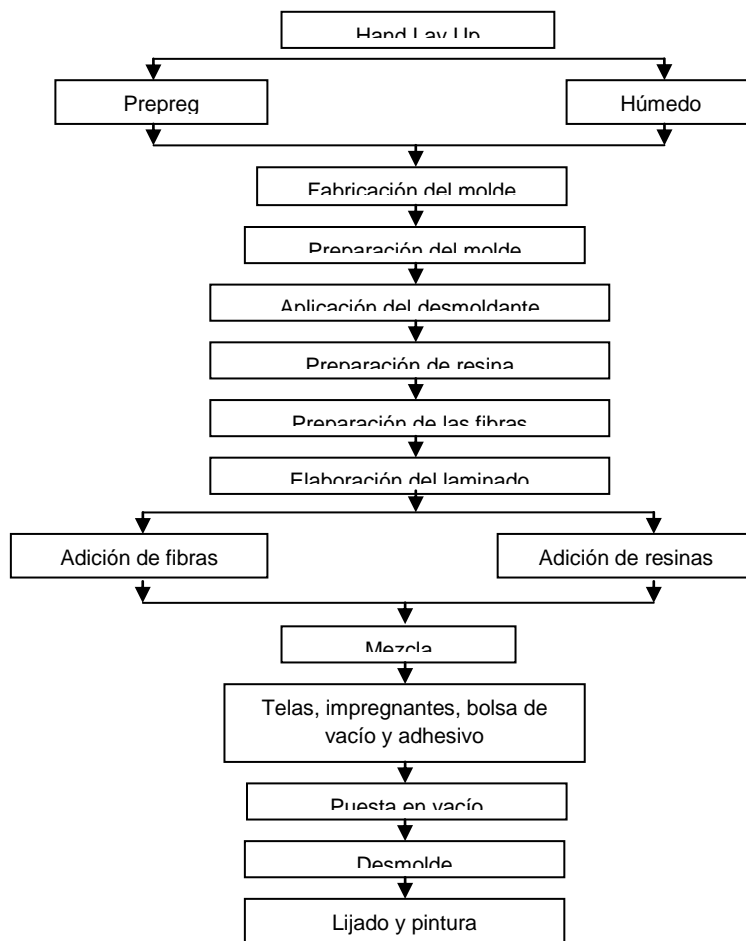
Técnica	Costo de implementación	Sofisticación	Calidad	Facilidad de trabajo	Aplicabilidad al proyecto
Hand lay up	5	1	2	5	5
Autoclave	3	3	3	4	5
Vacuum bags	4	2	3	5	5
Blow molding	1	3	3	2	3
Tape winding	1	4	4	2	3
Resin transfer molding	1	3	3	2	2
Pultrusión	1	5	5	1	2
Filament winding	1	5	4,5	2	2
Spray up	3,5	2	2	4	3

Bulk molding compounds	2	2	2	3	2
Structural reaction injection molding	1	4	4	2	2
Sheet molding compound	3	2	2	3	3

Fuente: Los autores Información: (57)

Finalmente, se concluye que para este proyecto el proceso ideal de fabricación es el hand lay-up, húmedo en un estado de prototipo, por su disponibilidad en la universidad, herramientas de costo bajo, pieza final de calidad media-alta, éste proceso se detalla en la figura 53.

Figura: 53 Proceso de hand lay-up



Fuente: Los Autores

#### 4.4.4 Selección de la Orientación.

Establecidas algunas características primordiales de los materiales compuestos encontradas a partir del proceso de caracterización de los materiales isotrópicos, se requiere examinar el comportamiento del módulo de elasticidad cuando la fuerza de tensión aplicada no está ubicada a  $0^\circ$  ó  $90^\circ$ , sino en algún ángulo entre ellas. Para esta evaluación es necesario usar la ecuación 52 que se enuncia a continuación, este describe la forma como se comporta el módulo de elasticidad en materiales de naturaleza bidireccional:

$$E = \frac{E_1 + E_0}{2} + \frac{E_1 - E_0}{2} * \cos 4\theta \quad \text{Ecuación 52}$$

Dónde:

$E_1$ = modulo en la direccion longitudinal a  $90^\circ$

$E_0$ =modulo a  $45^\circ$

$\theta$ = Angulo de las fibras desde la carga aplicada

Usando lo estipulado por la bibliografía (35), donde muestra que el módulo de elasticidad a una dirección de  $45^\circ$  es igual al 74% del módulo en la dirección longitudinal de  $90^\circ$

$$E_{45^\circ} = 0,74 * E_{90^\circ} \quad \text{Ecuación 53}$$

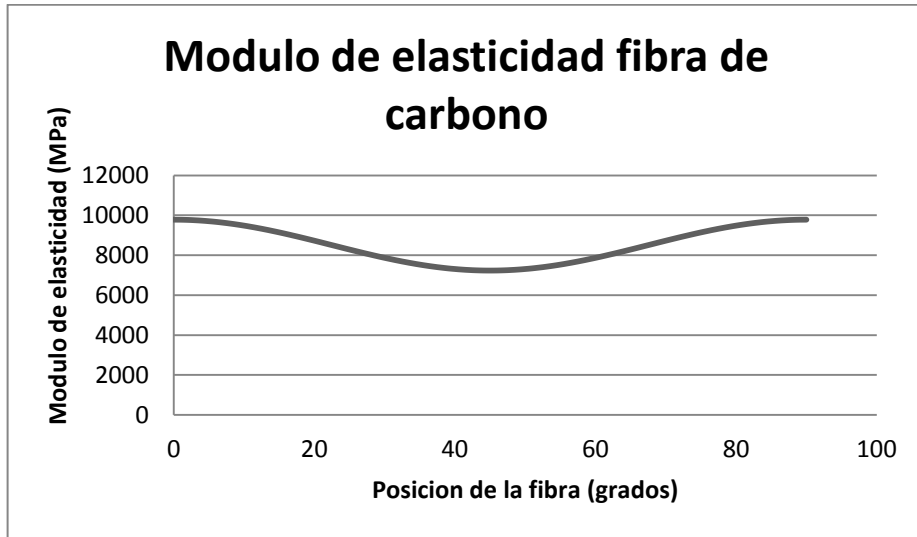
Se demuestra el comportamiento para los materiales, observando como el módulo de elasticidad se hace máximo para cargas aplicadas a  $0^\circ$  o a  $90^\circ$  (dirección de las fibras) y un decrecimiento hasta un valor mínimo en  $45^\circ$

Para el caso de la fibra de carbono (datos obtenidos del proceso de caracterización) ver tabla referente a este material disponible en el capítulo caracterización de materiales, se obtiene:

$$E = \frac{9785,532 + 7241,293}{2} + \frac{9785,532 - 7241,293}{2} * \cos 4\theta$$

Logrando evaluar esta ecuación a diferentes ángulos, representados en la siguiente gráfica:

Figura: 54 Módulo de elasticidad de la fibra de carbono a diferentes ángulos



Fuente: Los Autores

Para el caso de las demás fibras, el comparativo o comportamiento de cada material y su módulo de elasticidad resultante de la ecuación descrita, la cual se evalúa a diferentes ángulos, se muestra en las gráficas correspondientes en el anexo C (selección de la configuración del material compuesto).

El próximo paso es calcular la resistencia máxima de los materiales en diferentes direcciones, de acuerdo a la bibliografía (35), esto se logra intercambiando el módulo de elasticidad (E) por el esfuerzo (F) en la ecuación 52 dada anteriormente, esto se demuestra en la siguiente ecuación:

$$F = \frac{F_1 + F_0}{2} + \frac{F_1 - F_0}{2} * \cos 4\theta \quad \text{Ecuación 54}$$

Dónde:

$F_1$  = resistencia en la dirección longitudinal de las fibras a  $90^\circ$

$F_0$  = resistencia a los  $45^\circ$

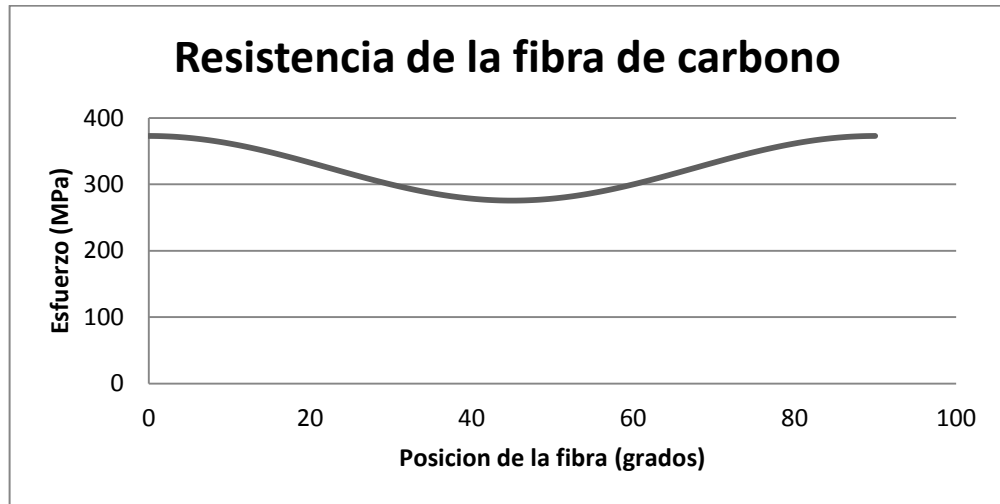
$\theta$  = ángulo de la carga aplicada

De igual forma, se considera que la resistencia a los esfuerzos a un ángulo de  $45^\circ$  es del 74% la resistencia a los  $90^\circ$  y se obtiene de esta forma la resistencia a los esfuerzos de cada uno de los materiales con cargas aplicadas desde los  $0^\circ$  hasta los  $90^\circ$ . (35)

Para el caso de la fibra de carbono se tiene:

$$E = \frac{372,625 + 275,7425}{2} + \frac{372,625 - 275,7425}{2} * \cos 4\theta$$

Figura: 55 Variación de la resistencia de la fibra de carbono con la posición de la carga aplicada



Fuente: Los Autores

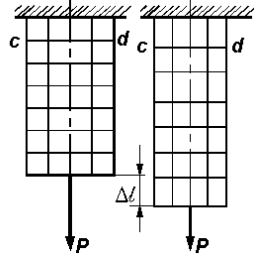
La evaluación de las propiedades de resistencia variando la orientación para los demás materiales puede ser consultada en el anexo C (selección de la configuración del material compuesto)

Es entonces como las anteriores graficas demuestran una resistencia máxima a los esfuerzos cuando las cargas son aplicadas en los ángulos 0° y 90° y una mínima resistencia cuando es aplicada a 45°. Para el caso del módulo de cortante sucede algo contrario, donde el valor mayor se muestra a 45°, la forma de representarlo conlleva a utilizar la relación de poisson, la cual es el valor absoluto de la relación de la deformación unitaria transversal y la correspondiente deformación unitaria longitudinal resultado de un esfuerzo, representado en la siguiente ecuación (58)

$$\nu = \frac{\varepsilon_{transversal}}{\varepsilon_{longitudinal}} \quad \text{Ecuación 55}$$

Para demostrarlo experimentalmente, se usó una de las probetas fabricadas a partir de fibra de carbono. Sus dimensiones iniciales fueron una longitud de 250 mm y 25.52 mm transversalmente, a partir del esfuerzo aplicado, una longitud de 280mm y 15 mm transversalmente, la relación de poisson resultante es de 0.52, de acuerdo al proceso anteriormente usado:

Figura: 56 Relación de Poisson



Fuente (58)

$$G = \frac{G_1 + G_0}{2} - \frac{G_1 - G_0}{2} * \cos 4\theta$$

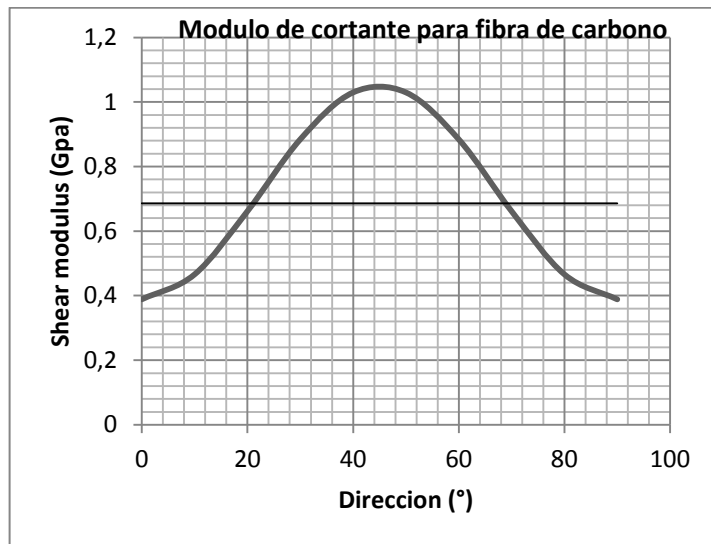
Ecuación 56

$$G_1 = 0,52$$

$$G_0 = 0,52 * 0,74 = 0,38$$

Para los ángulos comprendidos de 0 a 90 la gráfica obtenida es:

Figura: 57 Variación del módulo cortante para la fibra de carbono con la posición de la carga aplicada



Fuente: Los Autores

Lo anterior indica que para aquellas estructuras de la aeronave sometidas a esfuerzos cortantes es importante disponer fibras en la dirección de 45°, de no



hacerlo este seguramente fallará, por tal motivo se escoge esta orientación en toda la aeronave.

#### **4.4.5 Caracterización de los materiales compuestos**

Este capítulo se refiere al proceso de caracterización de los diferentes materiales establecidos y seleccionados para este proyecto, su razón es conocer las diferentes propiedades específicas de resistencia, deformación y elasticidad. Estas pruebas realizadas por el grupo AEROTECH para este proyecto lograron someter los materiales que se describen en la siguiente tabla bajo ensayos estipulados en la lista de normas ASTM para materiales compuestos, (ver tabla ASTM volumen 15.03 anexos D caracterización de materiales: y tablas suministradas por el proveedor de las fibras Data Sheet Quad Carbon Colombia).




El diseño experimental del proceso de caracterización basa su desarrollo en 9 pasos, estos son:

- 1) Definir los objetivos del experimento: Para el caso del proyecto; diseño estructural de la aeronave Kadet en materiales compuestos, la caracterización se hará para evaluar las propiedades y comportamientos de algunos materiales utilizados en la construcción de UAV con el fin de seleccionar el mejor con base en la operación de la aeronave.
- 2) Identificar las posibles fuentes de variación: En este proyecto las fuentes de variación que pueden llegar a afectar directamente los resultados del proceso son: la humedad relativa, la temperatura ambiente y de curado, la maquina universal de ensayos, de marca *Tinius Olsen H300KU*
- 3) Elegir una regla de asignación de las unidades experimentales: Las unidades de los resultados obtenidos durante el proceso de caracterización se presentarán en el Sistema Internacional de Unidades
- 4) Especificar las medidas que se realizarán: Durante el proceso de caracterización de los materiales compuestos se harán 5 probetas tal como lo estipula la norma ASTM (D3039, D3410/D3410M), las dimensiones dependen directamente de la orientación de la fibra tal como se ilustra en la tabla 29.
- 5) Ejecutar un experimento piloto: Previo al procedimiento de caracterización, con base en la norma ASTM se realizará una prueba experimental con el fin de saber qué porcentaje de resina absorbe la fibra, en qué posición y qué sujeción tienen las mordazas.
- 6) Especificar el modelo: El modelo seguido será de elementos fijos; puesto que ya se han establecido los materiales que se probarán (fibra de vidrio,

Kevlar, fibra de carbono), de igual manera se realizará el experimento piloto para poder ajustar el modelo matemático.

- 7) Esquematizar los pasos del análisis: Primero se seleccionó el proceso de fabricación adecuado teniendo en cuenta los recursos que existen actualmente en la Universidad, a continuación se seleccionó la orientación de las fibras de acuerdo a los esfuerzos a los que serán sometidos. Se realizarán la cantidad de probetas establecidas por la norma, en ella también se estipula la metodología para el análisis.
- 8) Determinar el tamaño muestral: Este paso se limita a lo estipulado en las normas ASTM anteriormente mostradas, se fabricarán 5 probetas.
- 9) Revisar las decisiones anteriores y modificarlas si es necesario.

Tabla 27 Materiales usados en proceso de caracterización

Materiales de refuerzo						
Referencia	Clase	Tejido	Terminado	Espesor	Peso	Compatibilidad
 QCC3P	Fibra de carbono	Plano	12.5 x 12.5 hilos / pulgada	0,3;mm	300g/m <sup>2</sup>	Resina epóxica
 QCK2P	Fibra de aramida (kevlar® 29)	Plano	32 x 32 hilos / pulgada	0.2 mm	209 g/ m <sup>2</sup>	Resina epóxica
 QCK25 P	Fibra de aramida (kevlar® 29)	Plano	12 x 12 hilos / pulgada	0.25 mm	185 g/ m <sup>2</sup>	Resina epóxica/ poliéster
 QCGV2 4P-C	Fibra de vidrio	Plano	12 x 12 hilos / pulgada	0.24 mm	260 g/ m <sup>2</sup>	Resina epóxica/ poliéster
Materiales de matriz						
Referencia	Proporción de mezcla		Endurecedor	Densidad 20°	Viscosidad	
QCEPO XI	100/20		1956B	1,1 gr/cm <sup>3</sup>	1250-1260 MPa	

. Fuente: autores; información: Data Sheet Quad Carbon Colombia

Donde para este proyecto se llevará a cabo ensayos de tensión y compresión; ensayos que brindarán los datos necesarios del comportamiento de los materiales escogidos.

#### 4.4.5.1 Proceso de construcción de las probetas

Este proceso como se dijo anteriormente emplea como guía las normas ASTM, específicamente la norma ASTM D3039 (standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials) la cual somete los materiales a tensión y la norma ASTM D3410/D3410m (standard test method for compressive properties of polymer matrix composite materials with unsupported gage section by shear loading).

##### 4.4.5.1.1 ASTM D3039

Para efectos de cálculo, esta prueba determina las propiedades de los materiales contruidos de matriz polimérica con refuerzos de fibras sometidos a tensión, la prueba se hace bajo las consideraciones de la tabla 31

Tabla 28 Requerimientos de geometría del espécimen; fuente norma ASTM D3039

Parámetro	Requerimiento
Forma	Constante rectangular con sección cruzada
Longitud máxima	2 veces el ancho + longitud calibrada
Ancho de la pieza	Según sea necesario
Ancho de la pieza con tolerancia	$\pm 1\%$ del ancho
Espesor	Según sea necesario
Espesor de la pieza con tolerancia	$\pm 4\%$ of espesor
Categoría de la pieza	Plano
Material de la probeta	Según sea necesario
Orientación de la fibra	Según sea necesario
Espesor de la probeta	Según sea necesario
Ángulo de la probeta	5 a 90°

Esta prueba consiste en la elaboración de probetas delgadas de sección rectangular, fabricadas con el material deseado y posteriormente montadas en una maquina universal. Para el caso, se usará la maquina disponible *Tinius Olsen H300KU*. Especificaciones; tabla Tinius - Olsen H300Ku especificaciones disponibles en anexo D caracterización de materiales.

A cada una de las probetas sometidas a una velocidad de 2 mm/s, se les aplica una carga constante, buscando determinar la resistencia ultima del material basados en la carga máxima soportada antes de la rotura y por medio del uso de

galgas de sostenimiento, obtener el esfuerzo de deformación del material, deformación última de tensión, módulo de elasticidad y relación de poisson; como mínimo debe realizarse 5 probetas, teniendo en cuenta las normas ASTM, con las dimensiones de la respectiva norma, dadas en la siguiente tabla:

Tabla 29. Recomendación de geometría prueba D3039; fuente: norma ASTM D3039

Orientación	Ancho (mm)	Longitud total (mm)	Espesor (mm)	Longitud Tab (mm)	Espesor Tab (mm)	Ángulo Tab (°)
0° unidireccional	15	250	1	56	1.5	90
90° unidireccional	25	175	2	25	1.5	90
equilibrado y simétrico	25	250	2.5	Emery cloth	-	-
aleatorio discontinuo	25	250	5.5	Emery cloth	-	-

#### 4.4.5.1.2 ASTM D3410/D3410M

Esta prueba determina las propiedades de resistencia del material a compresión, sometiendo 5 probetas a una fuerza de compresión en dirección longitudinal por medio de una carga cortante, logrando determinar la resistencia última del material conforme a la carga máxima que soporte, esfuerzo-deformación, deformación última a compresión, módulo de elasticidad a compresión y relación de poisson. Las probetas fabricadas deben tener las siguientes dimensiones dependiendo de las propiedades mecánicas esperadas: **(American Section of the International Association for Testing Materials; Space Simulation; Aerospace and Aircraft; Composite Material)**

Tabla 30. Recomendación de geometría prueba D3410; fuente: norma ASTM D3410

Orientación de la fibra	Ancho (mm)	Longitud (mm)	Longitud Tab (mm)	Longitud total (mm)	Espesor Tab (mm)
0° unidireccional	10	10 a 25	65	140 a 155	1.5
90° unidireccional	25	10 a 25	65	141 a 155	1.5
Ortotrópico	25	10 a 25	65	142 a 155	1.5

#### 4.4.5.1.3 Construcción probetas tipo laminado

Se elaboraron cada uno de los laminados conforme al método de fabricación Hand Lay-Up húmedo, método también escogido para la fabricación de la aeronave. En primera instancia, se tuvo en cuenta el uso de una superficie lisa y limpia (vidrio) a

la cual se le aplico alcohol polivinílico debidamente secado con el uso de una pistola de calor, se procedió a pesar las fibras con el fin de mantener la relación 50/50 entre el valor del peso de la resina y el peso de la fibra, para posteriormente realizar el peso del endurecedor logrando usar 100 partes de resina por 20 partes de endurecedor, para el caso de la resina epóxica, y de 100 partes de resina por 2 partes de MEKP en el caso de la resina poliéster. Las características de este proceso se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 31 características de los laminados elaborados; fuente: grupo AEROTECH

<b>Laminados elaborados con resina epóxica</b>						
Referencia	N	Material	# de capas	Peso (g)	Peso resina (g)	Peso catalizador (g)
QCC3P	C-E	Carbono	12	186,3	155,25	31,05
QCK2P	K-E9	Kevlar	9	118,7	98,91	19,78
QCCK3P	CK-E	Kevlar/Carbono	11	162	135	27
QCK25P	K-E11	Kevlar	11	134,4	112	22,4
QCGV24P-C	V-E	Vidrio	11	186,4	155,33	31,06
<b>Laminados elaborados con resina de poliéster</b>						
QCK25P	K-P	Kevlar	9	122,8	120,39	2,41
QCGV24P-C	V-P	Vidrio	11	189,25	185,54	3,71

Una vez lista la resina, se aplica una capa en la superficie y posteriormente la primera capa impregnándola de igual forma con resina, este procedimiento se hace repetitivo hasta completar las capas deseadas. Los diferentes laminados y sus pesos respectivos finales se muestran en la tabla de laminados fabricados disponible en el anexo D (caracterización de los materiales).

El curado de cada una de las láminas se hace en 24 horas, luego del uso del respectivo entelado y vacío, posterior a este tiempo es desmoldado y cortado conforme a las normas anteriormente descritas usándose cuchillas especiales para el corte de este tipo de materiales (ver figura 58). Las probetas obtenidas del corte descrito, se muestran en la tabla cortes de las probetas elaboradas disponible en los anexos D (caracterización de los materiales).

Figura 58 Corte de probetas; fuente: grupo AEROTECH



#### 4.4.5.1.4 Construcción probetas tipo sándwich

Según lo estipulado en capítulos anteriores, uno de los materiales escogidos para la elaboración de este proyecto se basa en compuestos tipo sándwich con núcleo de balsa. Para la construcción de estas probetas, se utilizaron los mismos pasos de fabricación Hand Lay-Up modificando la relación de peso fibra/peso resina, debido a la porosidad de los materiales de núcleo, balsa y plywood lo que se refleja en un porcentaje de absorción de resina mayor, teniendo en cuenta esto bajo el uso de las pruebas ASTM C0272 Y D5229; (ver Tabla ASTM Volume 15.03 anexo D caracterización de materiales): se uso una relación 40/60, fibra/resina respectivamente.

Lista la mezcla de resina, se impregnó el material de núcleo balsa y posteriormente las capas de material de refuerzo, para el caso una capa de refuerzo a cada lado del núcleo. Los materiales usados para esta prueba se muestran en la Tabla: materiales usados en proceso de caracterización del Data Sheet Quad Carbon Colombia. Las características de este proceso, disposición de los materiales, así como los espesores y densidades obtenidas se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 32 Lista probetas tipo sándwich elaboradas; fuente: grupo AEROTECH

Material	Espesor núcleo (mm)	Densidad sándwich (kg/m <sup>3</sup> )
Carbono-balsa-carbono	4	322,649
Balsa-Carbono-vidrio-kevlar	2	570,809
Balsa-Carbono-vidrio-kevlar carbono	2	525,614
Balsa-carbono-vidrio-kevlar	3	467,144
Kevlar carbono-balsa-kevlar carbono	6	293,127

Carbono-balso-vidrio	4	237,270
Carbono-balso-vidrio	6	345,246

Posteriormente al curado de 24 horas, se realizó el corte de las probetas según normas, las probetas obtenidas se muestran en la tabla (probetas tipo sándwich elaboradas) disponible en el anexo D (caracterización de los materiales).

Las características y propiedades obtenidas de cada una de las probetas pueden ser consultadas en las Tablas Propiedades mecánicas de las probetas fabricadas disponibles en anexo D (caracterización de materiales).

#### 4.4.5.2 Características obtenidas de los materiales tipo laminado

Obtenidas cada una de las características de las diferentes probetas, para cada serie de pruebas se calculó la desviación estándar y coeficiente de variación (porcentual) para cada propiedad del material se obtuvo (ver numeral 12.6, estadísticas, ASTM 3039); a continuación se encuentra el resultado de las características mecánicas obtenidas de algunos materiales, los restantes pueden encontrarse en el anexo D (caracterización de materiales):

##### 4.4.5.2.1 Probeta fabricada de fibra de carbono

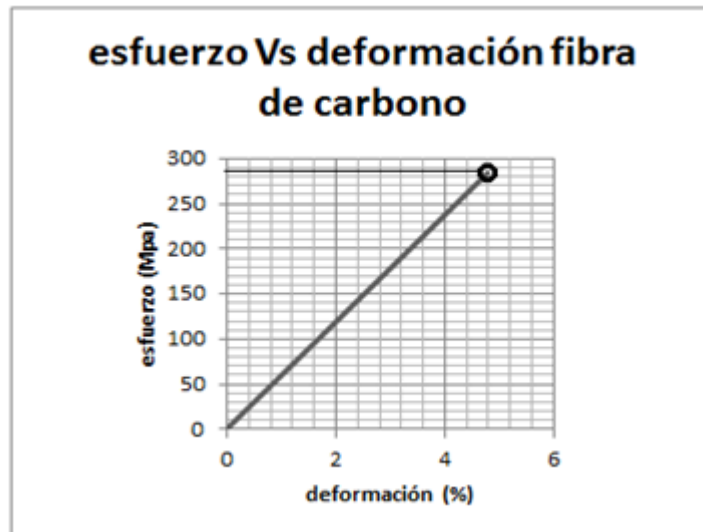
Tabla 33. Propiedades mecánicas de la fibra de carbono

Propiedad	Valor
Densidad promedio del material (kg/m <sup>3</sup> )	1353,569
Módulo de elasticidad del material (GPa)	9,785
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	372,625
Carga máxima del material (N)	31325
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	195,375
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	16414,687
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	284
Carga de falla segura del material (N)	23753,291

La densidad de este material resulta mayor que las demás probetas, su uso representará un aumento importante en el peso de la estructura, pero gracias a las características obtenidas de resistencia a la tensión y alto módulo de elasticidad, es un material indicado para los miembros de la estructura primaria de la aeronave. Otro aspecto importante es su alta resistencia a una carga sin presentarse una ruptura total en el material, el esfuerzo de falla seguro para el caso de este material se muestra en la figura 59. Se aconseja el uso de este

material en vigas, cuadernas, largueros, bancada del motor. Ver graficas de la 1 a la 8 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades mecánicas de las probetas elaboradas con fibra de carbono disponibles en anexo D caracterización de materiales.

Figura 59 Esfuerzo de falla seguro fibra de carbono; fuente: autores



#### 4.4.5.2.2 Probeta fabricada de fibra de aramida (kevlar®)

Tabla 34. Propiedades mecánicas de la fibra de Aramida

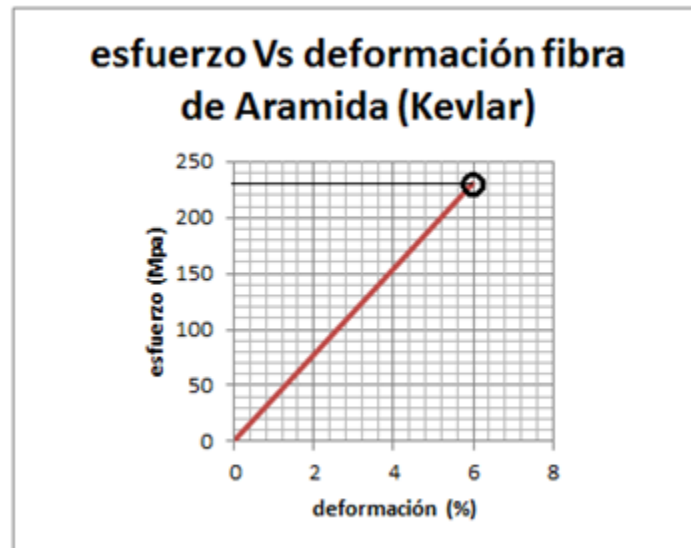
Propiedad	Valor
Densidad promedio del material (kg/m <sup>3</sup> )	1075,363
Módulo de elasticidad del material (GPa)	7,038
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	406,25
Carga máxima del material (N)	25687,5
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	54,375
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	3442,184
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	230,312
Carga de falla segura del material (N)	14573,269

Posee la segunda densidad más baja de las pruebas, presenta un módulo de elasticidad elevado conforme a otros materiales, el esfuerzo último de ruptura equivalente al 13% del valor máximo de falla, su uso se puede limitar a las zonas de alto impacto como el borde de ataque de las alas. Para este tipo de material el esfuerzo de falla seguro figura 60, demuestra cómo es menos elástico que el carbono. Ver graficas de la 9 a la 16 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades



mecánicas de las probetas elaboradas con kevlar® disponible en anexo D caracterización de materiales.

Figura 60. Esfuerzo de falla seguro fibra kevlar; fuente: autores



#### 4.4.5.2.3 Probeta fabricada de fibra de vidrio

Tabla 35. Propiedades mecánicas de la fibra de Vidrio

Propiedad	Valor
Densidad promedio del material ( $\text{kg/m}^3$ )	1575,502
Módulo de elasticidad del material (GPa)	4,908
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	201,625
Carga máxima del material (N)	14516,25
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	100,125
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	7208,562
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	150,875
Carga de falla segura del material (N)	10856,955

Posee la resistencia a los esfuerzos y a las cargas de tensión menor entre los caracterizados, módulo de elasticidad bajo y la densidad más elevada, su esfuerzo de falla seguro se encuentra en un promedio de 150 MPa como se ve en la figura 61, se aconseja su uso en los lugares donde pueda ser se importancia la interferencia electrónica a los equipos de comunicación. Ver graficas de la 31 a la 38 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades mecánicas de las probetas

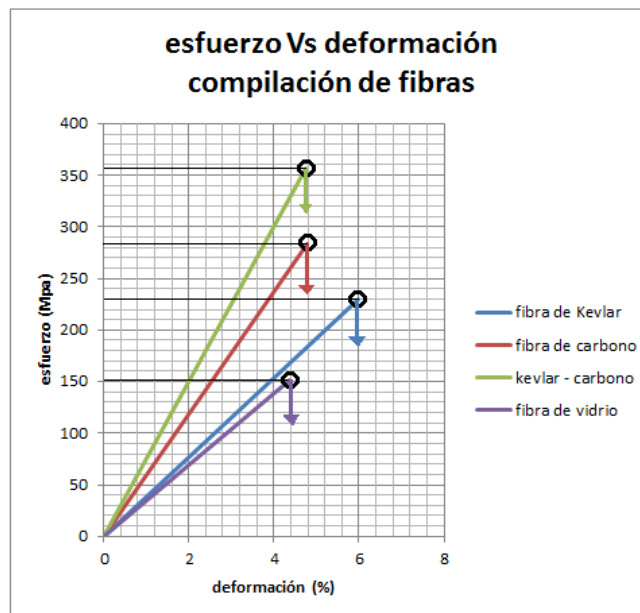
elaboradas con fibra de vidrio, disponible en anexo D caracterización de materiales.

Figura 61 esfuerzo de falla seguro fibra de vidrio; fuente: autores



Para los anteriores materiales fabricados a partir de matriz Epóxica, se obtiene como resultado la gráfica esfuerzo-deformación con los puntos máximos de esfuerzo de falla seguro, puede verse como un material idóneo para el proceso de diseño de la estructura primaria es el fabricado a partir de kevlar®-carbono:

Figura 62 Esfuerzo de falla seguro con fibras de matriz epóxica



#### 4.4.5.2.4 Probeta fabricada de fibra vidrio- resina poliéster

Tabla 36. Propiedades mecánicas de la fibra de Vidrio-Resina poliéster

Propiedad	Valor
Densidad promedio del material ( $\text{kg/m}^3$ )	1651,055
Módulo de elasticidad del material (GPa)	5,305
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	224,625
Carga máxima del material (N)	14782,5
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	105,937
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	6976,896
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	165,281
Carga de falla segura del material (N)	10917,478

El más denso de la prueba, modulo alto, resistencia a esfuerzos mucho menor, es un 11% más resistente y un 4% más denso que el fabricado con resina Epóxica. Ver graficas de la 47 a la 54 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades mecánicas de las probetas elaboradas con fibra de Aramida Vidrio-Resina poliéster, disponible en anexo D caracterización de materiales.

#### 4.4.5.3 Características obtenidas de los materiales tipo sándwich- núcleo de balsa

##### 4.4.5.3.1 Probeta fabricada de carbono-balsa (4mm)-carbono

Tabla 37. Propiedades mecánicas del material carbono-balsa (4mm)-carbono

Propiedad	Valor
Densidad promedio del material ( $\text{kg/m}^3$ )	327,699
Módulo de elasticidad del material (GPa)	0,383
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	23,16
Carga máxima del material (N)	2772
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	5,258
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	632,993
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	14,209
Carga de falla segura del material (N)	1715,147

Posee una densidad media entre los evaluados tipo sándwich, módulo de elasticidad bajo, baja resistencia al esfuerzo ultimo de ruptura, se puede considerar su uso en el castillaje y estabilizadores. Ver graficas de la 55 a la 59 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades mecánicas de las probetas

elaboradas con fibra de Aramida carbono-balso (4mm)-carbono, disponible en anexo D caracterización de materiales.

#### 4.4.5.3.2 Probeta fabricada de balso (3mm)-carbono-vidrio- kevlar®

Tabla 38. Propiedades mecánicas del material balso (3mm)-carbono-vidrio-kevlar®

Propiedad	Valor
Densidad promedio del material (kg/m <sup>3</sup> )	485,948
Módulo de elasticidad del material (GPa)	0,823
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	61,214
Carga máxima del material (N)	5728,571
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	19,785
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	1811,678
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	40,5
Carga de falla segura del material (N)	3769,555

Tercer material más denso, módulo de elasticidad medio, caracterizado respecto a los demás por su resistencia a la tensión, es el material que más tarde entra en falla. Ver graficas de la 70 a la 76 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades mecánicas de las probetas elaboradas con balso (3mm)-carbono-vidrio-kevlar®, disponible en anexo D caracterización de materiales.

#### 4.4.5.3.3 Probeta fabricada de carbono-balso (4mm)-vidrio

Tabla 39. Propiedades mecánicas del material carbono- balso (4mm)-vidrio

Propiedad	Valor
Densidad promedio del material (kg/m <sup>3</sup> )	325,696
Módulo de elasticidad del material (GPa)	0,330
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	19,798
Carga máxima del material (N)	2406
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	8,85
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	1077,024
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	14,324
Carga de falla segura del material (N)	1741,608

Densidad y módulo de elasticidad bajo, su resistencia a las cargas y esfuerzos es bajo, garantiza un peso bajo en la estructura donde sea usado, se aconseja aplicarlo en recubrimientos como la piel de la aeronave. Ver graficas de la 80 a la 84 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades mecánicas de las probetas

elaboradas con carbono- balsa (4mm)-vidrio, disponible en anexo D caracterización de materiales.

#### 4.4.5.3.4 Probeta fabricada de carbono-balsa (6mm)-vidrio

Tabla 40. Propiedades mecánicas del material carbono- balsa (6mm)-vidrio

Propiedad	Valor
Densidad promedio del material (kg/m <sup>3</sup> )	265,403
Módulo de elasticidad del material (GPa)	0,229
Esfuerzo ultimo de ruptura del material (MPa)	14,816
Carga máxima del material (N)	2552
Esfuerzo máximo de tensión sin fibras rotas del material (MPa)	6,187
Carga máxima de tensión sin fibras rotas del material (N)	1065,324
Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	9,883
Carga de falla segura del material (N)	1701,321

Se presenta una densidad menor debido al porcentaje de absorción mayor de este tipo de balsa, posee un módulo de elasticidad muy bajo, resistencia a los esfuerzos y a las cargas es mínima, recomendado en recubrimientos. Ver graficas de la 85 a la 89 esfuerzo vs deformación y tabla propiedades mecánicas de las probetas elaboradas con carbono- balsa (6mm)-vidrio, disponible en anexo D caracterización de materiales.

Los datos obtenidos anteriormente son usados para la obtención de los esfuerzos últimos de ruptura y esfuerzos de falla segura, sustrayendo dos desviaciones estándar para cada uno de los respectivos esfuerzos, siendo al final los usados para el diseño.

$$desviación\ estándar = \sqrt{\frac{\sum x^2 - n \cdot \bar{x}^2}{n-1}} \quad Ecuación\ 57$$

$x$  = Valor de la prueba

$n$  = Número de ejemplares

De donde se obtienen los siguientes resultados:

Tabla 41 Esfuerzo máximo de tensión del material utilizado para el diseño

Esfuerzo máximo de tensión del material (MPa)							
Característica	Resina Epóxica				Resina Poliéster		
	Carbono QCC3P	Kevlar QCK2P	Kevlar/Carbono	Kevlar QCGV2	Vidrio QCG2	Kevlar QCK25P	Vidrio QCGV24

			QCCK3P	5P	4P		P
Desviación estándar	9,164	19,278	62,388	9,437	6,127	11,807	12,546
Esfuerzo -2 desviaciones estándar	354,296	367,693	402,795	373,458	189,369	345,760	199,532

Tabla 42. Esfuerzo de falla segura del material utilizado para el diseño

Esfuerzo de falla segura del material (MPa)							
Característica	Resina Epóxica					Resina Poliéster	
	Carbono QCC3P	Kevlar QCK2 P	Kevlar/Carbono QCCK3P	Kevlar QCGV2 5P	Vidrio QCG24 P	Kevlar QCK25 P	Vidrio QCGV2 4P
Desviación estándar	45,531	10,592	94,528	32,696	12,042	22,968	19,496
Esfuerzo -2 desviaciones estándar	192,936	209,126	168,142	181,606	126,790	217,219	126,289

Tabla 43. Esfuerzo máximo de tensión del material utilizado para el diseño

Sándwich	Esfuerzo último de ruptura del material (MPa)	
	Desviación estándar	Esfuerzo -2 desviaciones estándar
Carbono-Balso (4 mm)-Carbono	3,262	16,635
Balso (2 mm)-Carbono-Vidrio-Kevlar	4,683	64,033
Balso (2 mm)-Carbono-Vidrio-Kevlar carbono	4,353	91,173
Balso (3 mm)-Carbono-Vidrio-Kevlar	1,661	57,890
kevlar carbono-Balso (6 mm)-Kevlar carbono	4,357	24,984
Carbono-Balso (4 mm)-Vidrio	1	17,797
Carbono-Balso (6 mm)-Vidrio	0,740	13,334
Vidrio certificado-Balso (4 mm)	10,087	17,72410679
Vidrio certificado-Balso (6 mm)-Vidrio certificado	1,116	6,764

Tabla 44. Esfuerzo de falla segura del material utilizado para el diseño

Sándwich	Esfuerzo de falla segura del material (MPa)	
	Desviación estándar	Esfuerzo -2 desviaciones estándar
Carbono-Balso (4 mm)-Carbono	0,496	13,215
Balso (2 mm)-Carbono-Vidrio-Kevlar	5,710	34,029
Balso (2 mm)-Carbono-Vidrio-Kevlar carbono	0,943	56,378
Balso (3 mm)-Carbono-Vidrio-Kevlar	2,65	35,2
kevlar carbono-Balso (6 mm)-Kevlar carbono	2,220	17,742
Carbono-Balso (4 mm)-Vidrio	1,570	11,182
Carbono-Balso (6 mm)-Vidrio	1,713	6,456
Vidrio certificado-Balso (4 mm)	5,286	10,806
Vidrio certificado-Balso (6 mm)-Vidrio certificado	0,768	4,086

Las anteriores tablas muestran las características necesarias para elaborar el cálculo de momentos de torsión y esfuerzos cortantes soportados por los materiales caracterizados. Con el espesor, grosor y esfuerzos de los materiales se lleva a cabo el cálculo del momento torsor usándose la siguiente ecuación:

$$M = \frac{T * F * H * B}{2} \quad \text{Ecuación 58}$$

Dónde:

T= espesor de las fibras de material compuesto

F= esfuerzo de falla segura del material

H= grosor de la probeta

B= ancho de la probeta

Para el sándwich fabricado de carbono-balso (4mm)-carbono se obtiene:

$$M = \frac{0,000833 * 16635277,8 * 0,004833 * 0,024693}{2} = 0.6843 \text{ N * m}$$

Para los demás materiales, los resultados se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 45. Momento torsor materiales compuestos

Momento Torsor	
Compuesto	Valor
Sándwich Balsa (2 mm)-carbono-vidrio-kevlar	1,274 N*m
Sándwich Balsa (2 mm)-carbono-vidrio-kevlar/carbono	1,86 N*m
Sándwich Balsa (3 mm)-carbono-vidrio-kevlar	1,66 N*m
Sándwich de kevlar/carbono-balsa (6 mm)- kevlar/carbono	0,907 N*m
Sándwich carbono-balsa (4 mm)-vidrio	0,634 N*m
Sándwich carbono-balsa (6 mm)- vidrio	0,480 N*m
Sándwich vidrio certificado-balsa (4 mm)	0,191 N*m
Sándwich vidrio certificado-balsa (5 mm)-vidrio certificado	0,118 N*m

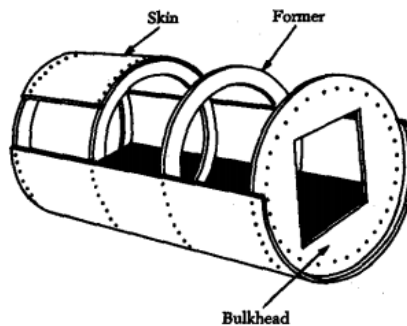
#### 4.4.6 Configuración Estructural.

En este capítulo derivado de las características encontradas y el comportamiento de los materiales, se escogerá el tipo de estructura para las superficies de la aeronave

##### 4.4.6.1 Configuración Monocasco:

Es un enfoque estructural en el cual las cargas se distribuyen a través de la superficie externa; consiste en un hueco delgado sin órganos transversales ni longitudinales, utilizado en la fabricación de carrocerías de automóviles y en la industria aeronáutica, naval entre otras. En su estructura interna solamente se utilizan algunos elementos cuya función principal es dar forma y no distribuir cargas. Entre sus ventajas se encuentra su bajo peso debido a que no tiene estructura interna, su capacidad de distribuir las cargas a las cuales está sometido de manera similar a la cascara de un huevo, su construcción se hace de una sola pieza impidiendo que existan orificios por donde pueda iniciarse la corrosión, de igual manera al ser de una sola pieza su principal desventaja es que en caso de un daño local se tendrá que reparar la pieza en su totalidad. (59)

Figura: 63 Estructura tipo monocasco



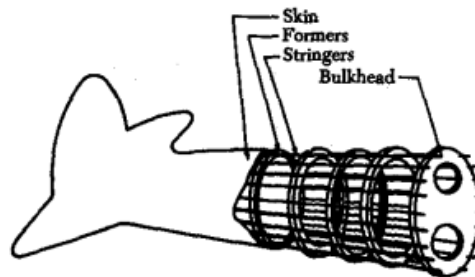


Fuente: (59)

#### 4.4.6.2 Configuración Semimonocasco:

Esta configuración es la más utilizada en la construcción de aeronaves puesto que a diferencia de la anterior su estructura interna refuerza la piel y permite una mejor distribución de las cargas y esfuerzos. El aumento de peso no es significativo (dependiendo de los materiales de construcción) y por el contrario la resistencia y rigidez que la estructura adquiere es mayor. De igual manera la facilidad para su mantenimiento es un factor importante puesto que en caso de presentar un daño local al no ser una pieza completa es fácilmente reemplazable o reparable. Inicialmente se va utilizar una configuración de tipo semimonocasco durante el desarrollo del proyecto se evaluará si cumple con los requerimientos, de no ser así se tendrá que cambiar la configuración estructural.

Figura: 64 Estructura tipo semimonocasco



Fuente: (59)

Teniendo en cuenta que la configuración estructural está sujeta a cambios según las simulaciones arrojadas por Ansys; ya que se puede dar el caso que se deba optimizar la estructura o reforzarla; de manera preliminar se muestran las configuraciones con las dimensiones del Kadet:

Figura 65: Configuración estructural de las alas

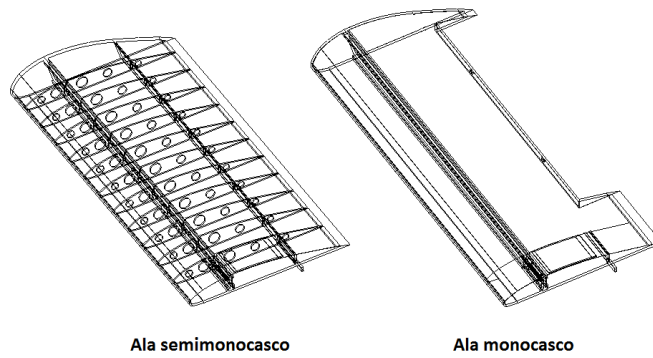


Figura 66: Vista de planta, configuración estructural

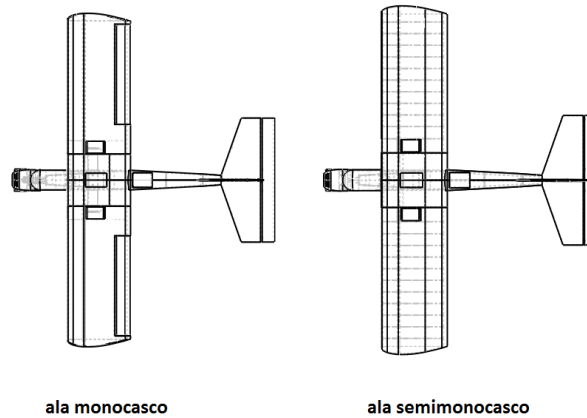
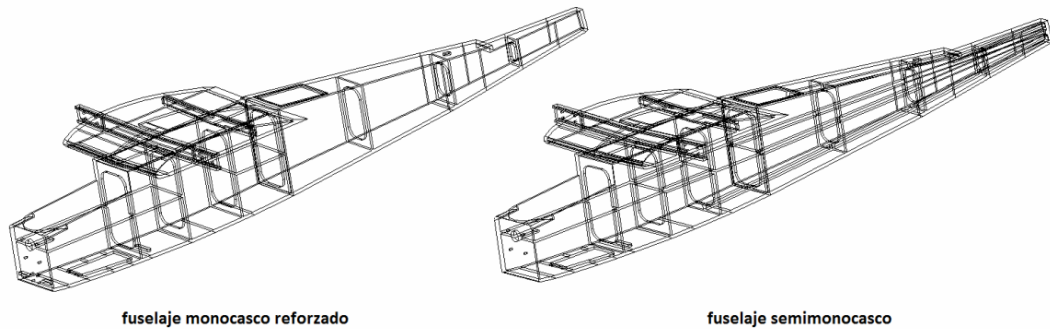


Figura 67: Configuración estructural del fuselaje



Como conclusión del segundo objetivo se tiene que el material sustituto escogido fue la fibra de carbono, por sus propiedades mecánicas y bajo costo (4.4.5.2.1), y la configuración estructural escogida fue semimonocasco dadas las condiciones

de operabilidad de la aeronave, dicha configuración está sujeta a cambios con la simulación de Ansys.

#### **4.5 CALCULO DE ESFUERZOS.**

El análisis estructural de la aeronave Kadet –Genesis se realizó en el programa ANSYS WORKBENCH 14.5, con el fin de encontrar la configuración del material que fuese más eficiente y resistente, a las especificaciones geométricas que se analizaron anteriormente para la aeronave. Se tomó la decisión de realizar la aeronave en fibra de carbono, algunas partes de la aeronave presentan más de una capa de este material y con diferentes espesores, en donde se sometía a un mayor refuerzo a la estructura, la orientación para dichas capas es de 45°. Estos análisis se hicieron teniendo en cuenta el esfuerzo último de la fibra de carbono, ilustrado en la tabla 36, el cual se obtuvo en la caracterización de materiales compuestos (ver capítulo 4.4.5), cuyo valor es de 372,645 MPa dividido por el factor de seguridad según la norma australiana (1.8), según la normativa australiana, por lo tanto no se podía exceder el límite de 207,025 MPa. Teniendo en cuenta este valor, se buscó que la estructura estuviera lo más cercano posible a este valor, sin sobre estructurar el avión, con el fin de hacerlo más resistente y buscando la optimización de la aeronave, reduciendo costos del material y disminuyendo su peso.

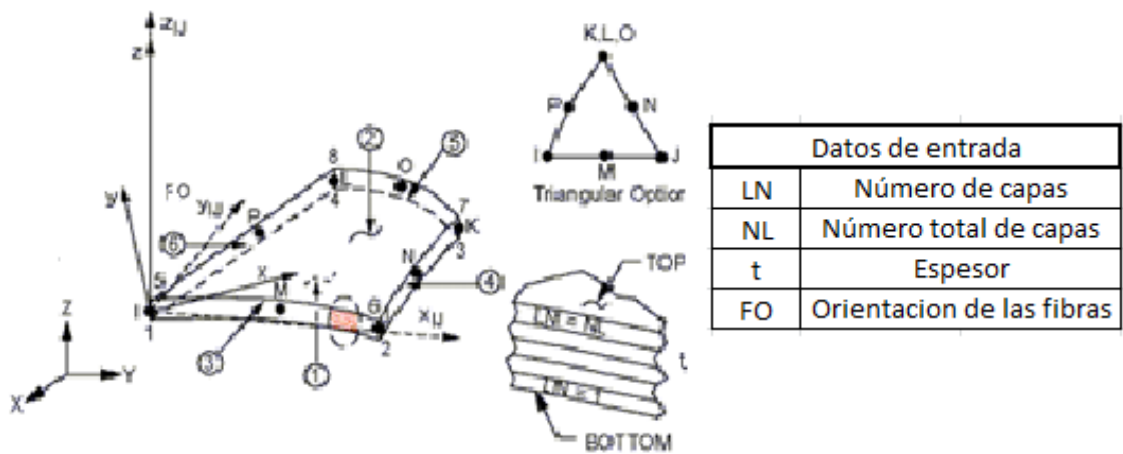
Para este análisis se requería la creación de una librería de materiales que contuviera las características específicas de la fibra de carbono y del aluminio 2024 (Este material se utilizó para la viga que se encuentra en parte del fuselaje y de los planos del avión) con los que se realizaría la fabricación de la aeronave. Esto se puede encontrar en el anexo G:

Para poder llevar a cabo el análisis estructural del fuselaje, plano izquierdo (monocasco y semimonocasco) y empenaje, se siguió básicamente el mismo procedimiento para los tres, en donde se cargaron las librerías mencionadas, a continuación se cargaron los diseños estructurales elaborados previamente en CATIA, posteriormente a estos se les realizó un análisis estructural estático, con el fin de obtener el esfuerzo cortante, esfuerzo normal y deformación total que presentaría la estructura. En el anexo G (Simulación en Ansys, librerías cargadas y criterio de falla) se encuentra una tabla con las propiedades de cada elemento del fuselaje, del ala y del empenaje, las imágenes del análisis de esfuerzos y deformaciones de todos los elementos y adicionalmente el análisis de pandeo hecho en el ala. Para el caso del ala se simulaban los dos tipos de configuración

estructural, monocasco y semimonocasco; con el fin de hacer una comparación entre las dos.

La configuración estructural lineal utilizada para todas las partes simuladas, por ser un material compuesto con diferentes capas y orientaciones, fue Shell 99 (60), configuración utilizada para aplicaciones de modelado estructural por capas, permite su utilización hasta 250 capas. El elemento tiene seis grados de libertad en cada nodo, translaciones en el eje x, y, z, y rotaciones sobre dichos ejes.

Figura 68: Geometría SHELL 99



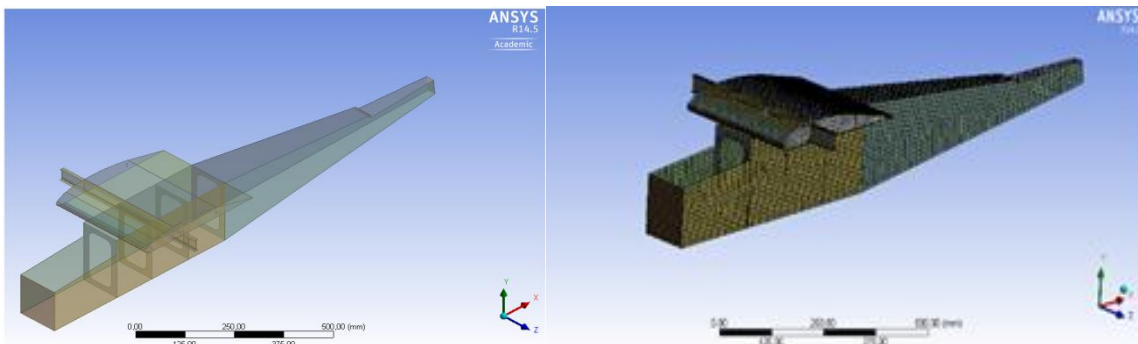
Fuente: (60)

La figura 68 ilustra la geometría, ubicaciones de nodos y sistema de coordenadas. El elemento está definido por 8 nodos, espesores de las láminas, ángulos de orientación del material y propiedades del material ortotrópico.

Los Layered sections para cada parte de la estructura se pueden evidenciar en el anexo G.

#### 4.5.1 Fuselaje

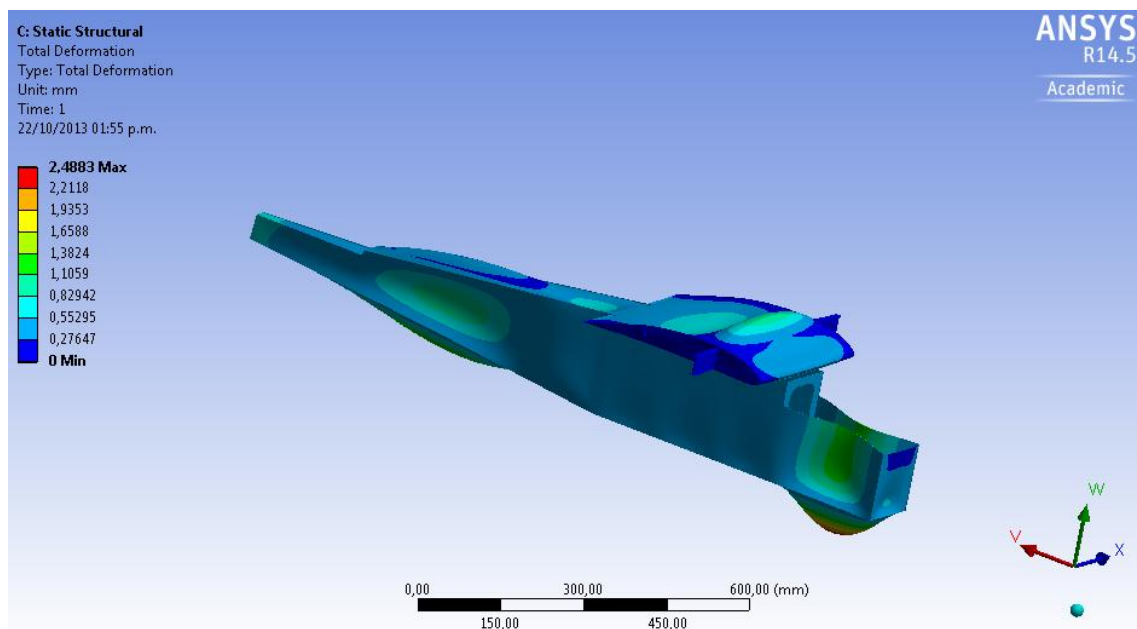
Figura 69: Estructura del fuselaje y enmallado en Ansys



Se realizó un enmallado con un refinamiento en curvaturas, con el fin de obtener mejores resultados a la hora de realizar el análisis. El número de nodos utilizado fue de 13241 y el número de elementos fue de 9622. Los soportes fijos para este análisis se ubicaron en la punta de la Viga en I, ya que en este punto sería la unión del ala con el fuselaje. Las conexiones hechas automáticamente por el programa mediante contactos entre regiones que componen la estructura fueron de 207.

En la siguiente imagen se puede observar las fuerzas que actúan sobre la estructura del fuselaje, se tuvieron en cuenta las diferentes cargas ejercidas en el fuselaje multiplicados por el factor de carga correspondiente a la ráfaga de 15,24 m/s cuyo valor es 7.9 al realizar el análisis con estos valores se encontró que la estructura podría fallar por pandeo, como se muestra en la siguiente figura:

Figura 70: Deformación total del fuselaje con un factor de carga de 7.9



Por consiguiente se tomo el valor del factor de carga correspondiente a la ráfaga de 7.62 m/s cuyo valor es de 4.6, multiplicándolo por cada una de las fuerzas aplicadas a lo largo del fuselaje (La información de los componentes y su ubicación se encuentran en el capítulo 4.1.2).

Figura 71: Disposición de las fuerzas en el fuselaje **vacio**

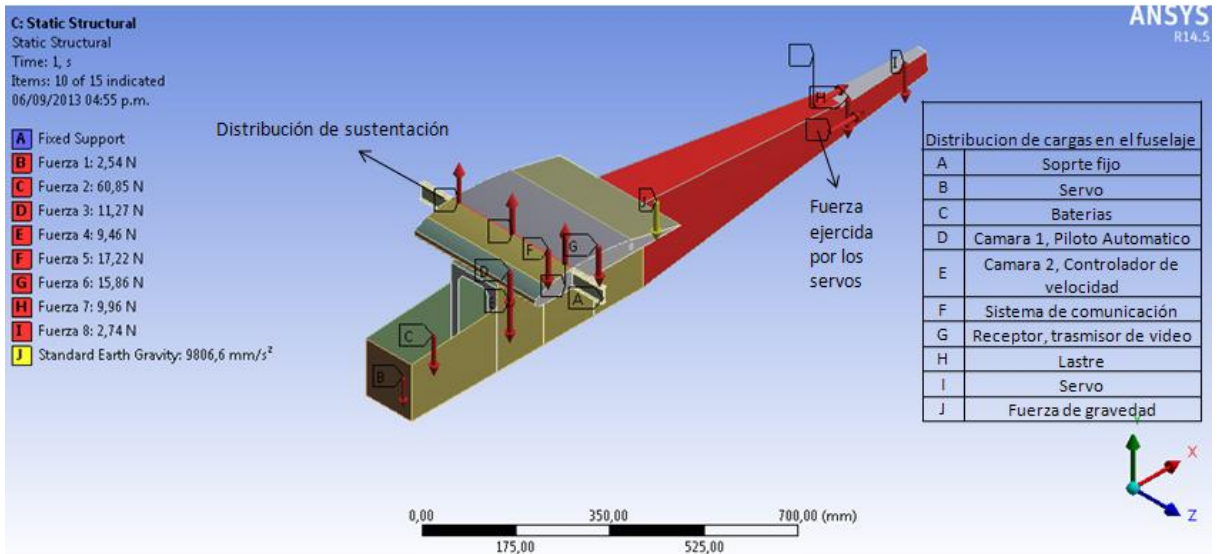
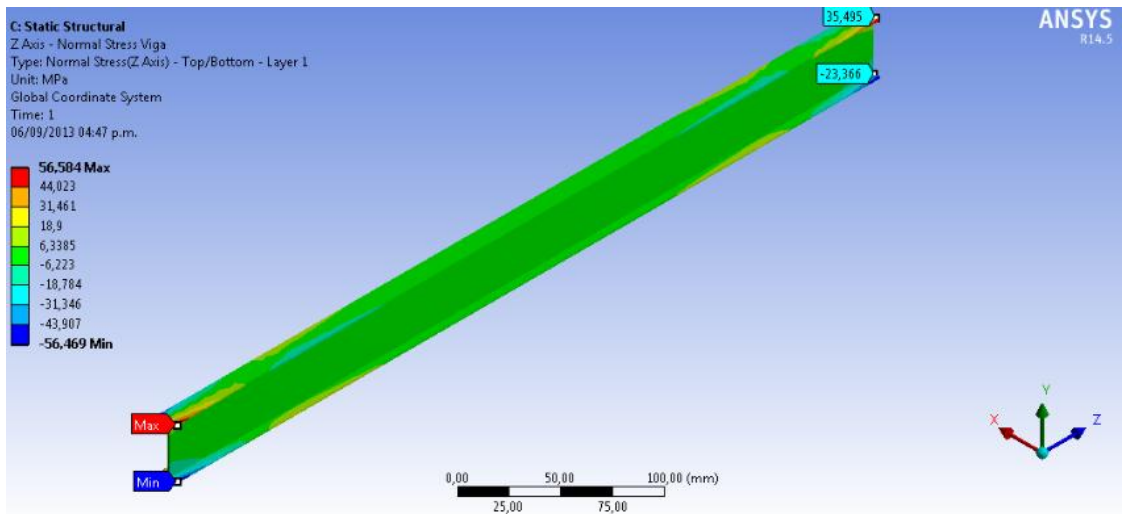
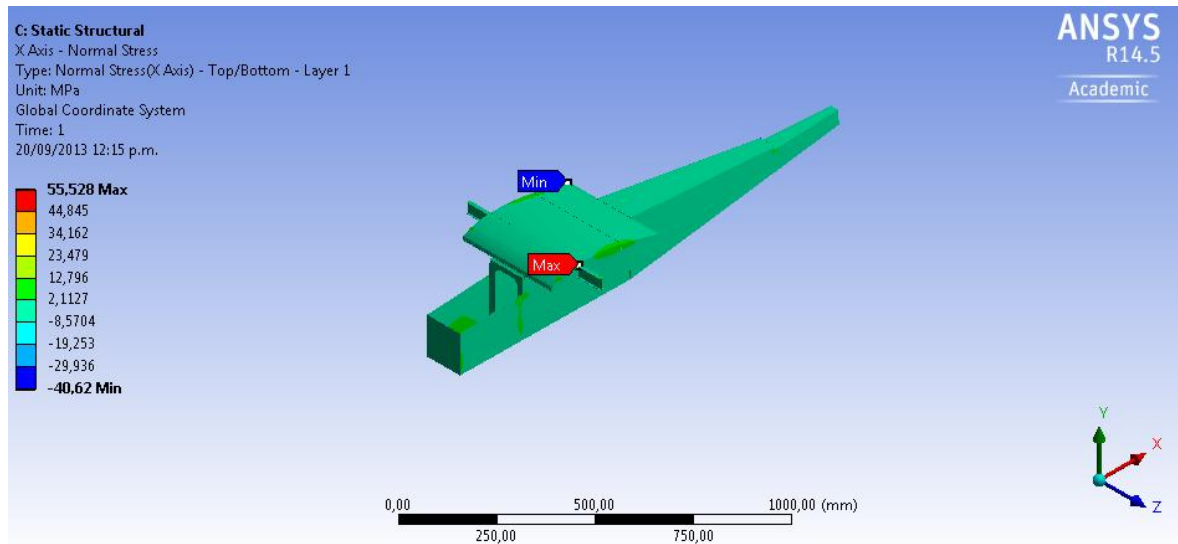


Figura 72: Viga, esfuerzo normal



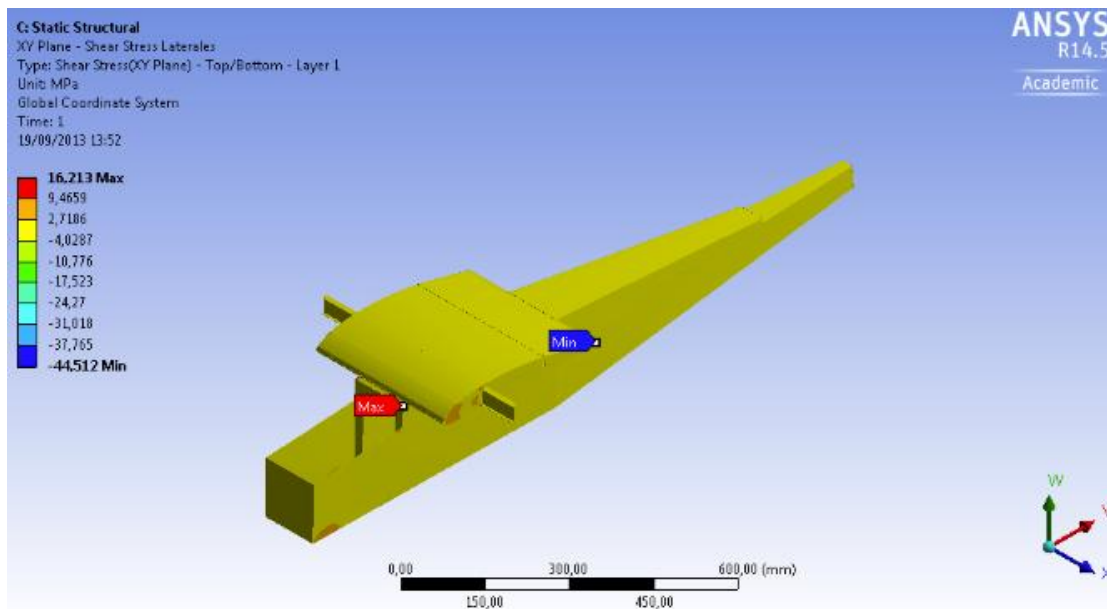
El valor máximo del esfuerzo normal en la viga de aluminio 2024 es de 56,58 MPa, el valor mínimo es de -56,58 MPa. Es positivo en el spar cap superior debido a que está sometido a tensión por el efecto del peso y la sustentación.

Figura 73: Esfuerzo normal fuselaje



El valor máximo del normal es de 55.52 MPa en el spar cap superior y el mínimo es de -40.62 MPa. Observando que con este valor no se excede el esfuerzo último de ruptura (207.025 MPa).

Figura 74: Esfuerzo cortante fuselaje



El valor máximo del esfuerzo cortante en el eje XY es de 16,213 MPa, y el mínimo es de -41,51 MPa

Figura 75: Deformación total del fuselaje

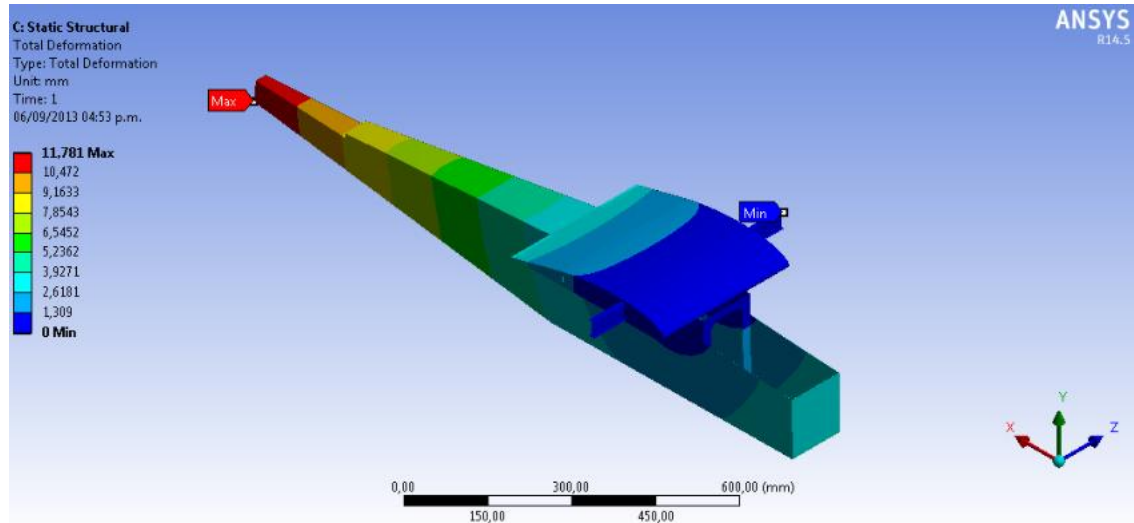
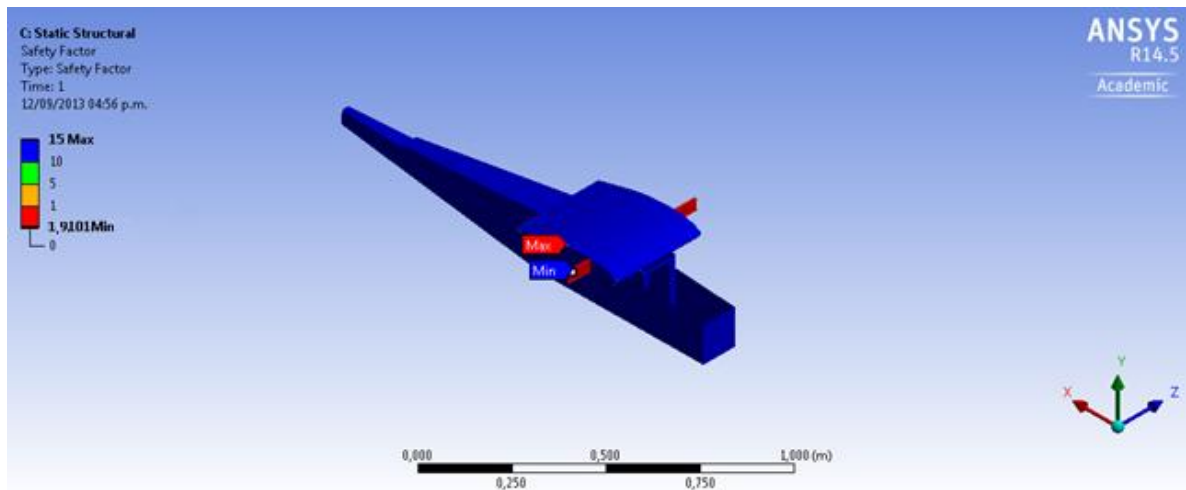


Figura 76: Factor de seguridad fuselaje



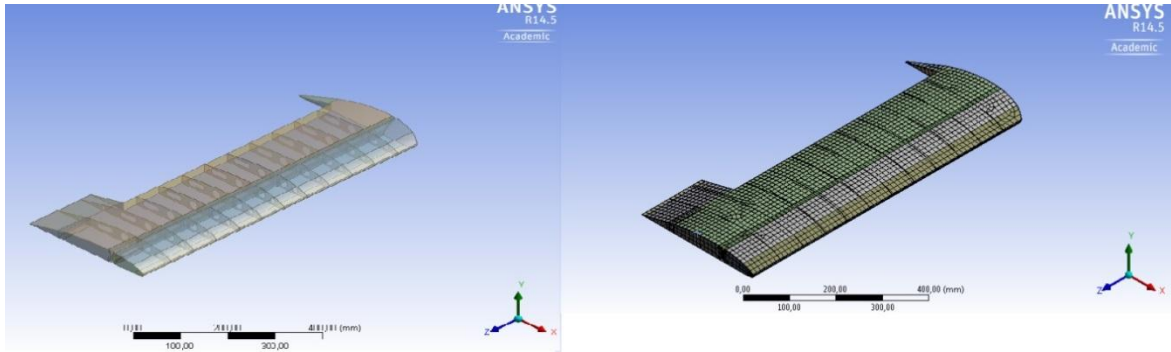
Las figuras 75 y 76 son deformación total y factor de seguridad, según la norma australiana (31), respectivamente, la deformación máxima es de 11.78 mm, para lo cual se obtiene un factor de seguridad mínimo de 1.91 en la parte más crítica de la estructura.

#### 4.5.2 Ala semimonocasco

A continuación se muestra la estructura y la malla

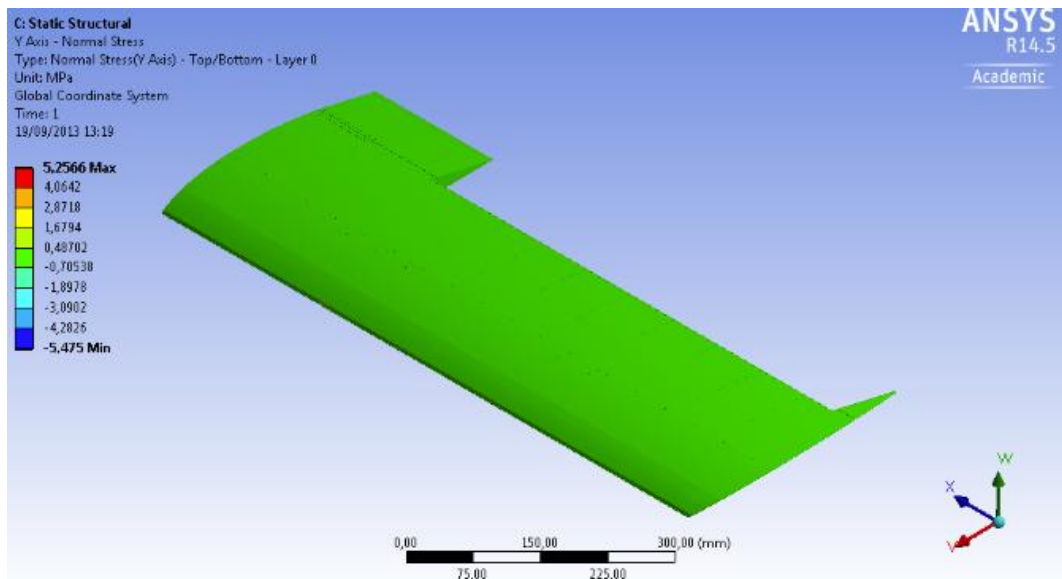


Figura 77: Estructura y enmallado del ala semimonocasco



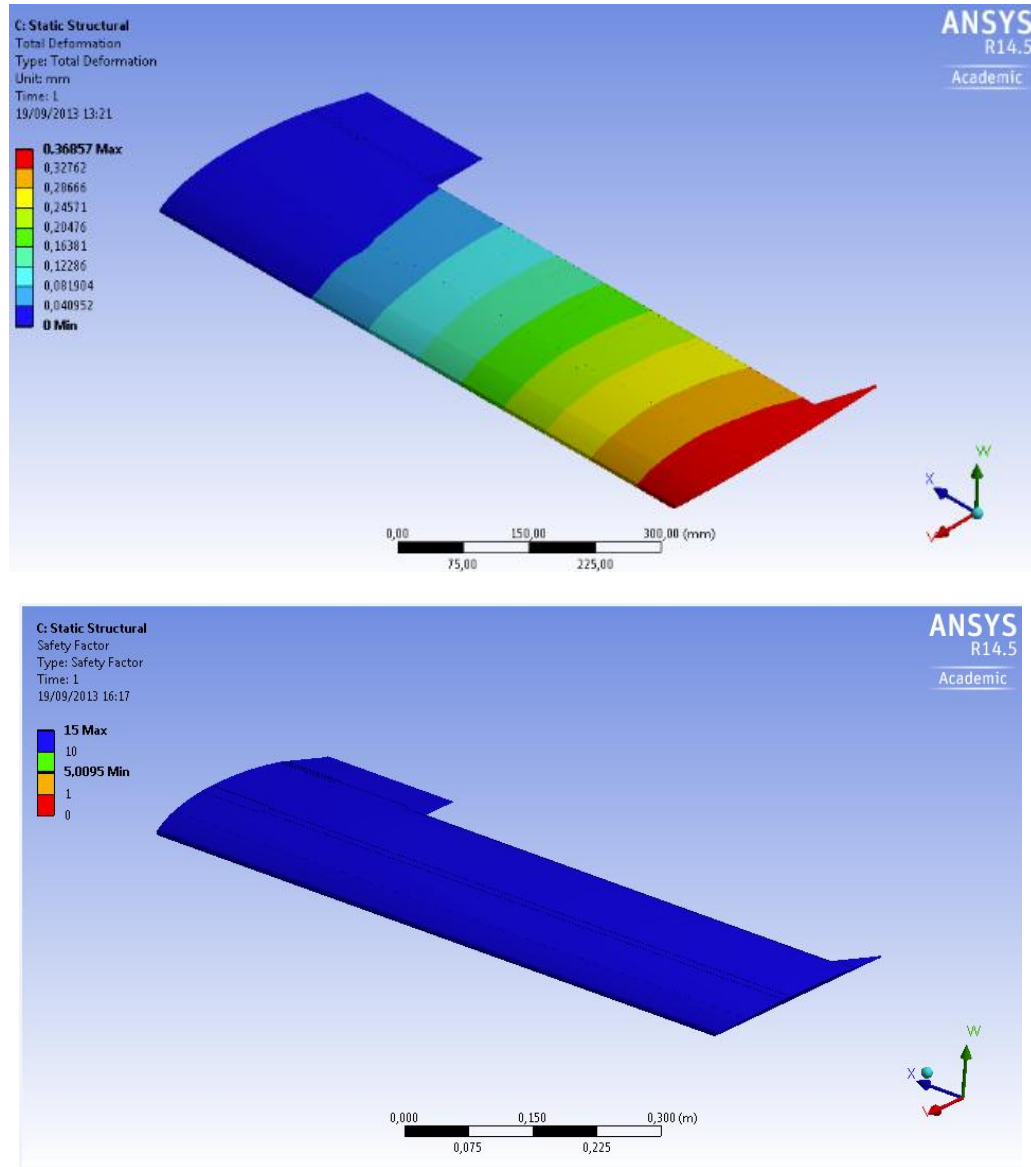
Se realizó un enmallado con un refinamiento en curvaturas. El número de nodos utilizado fue de 12489 y el número de elementos fue de 7302. Los soportes fijos para este análisis se ubicaron en la guía de la Viga en I. Las conexiones hechas automáticamente por el programa mediante contactos entre regiones que componen la estructura fueron de 530.

Figura 78: Esfuerzo normal del ala semimonocasco



El esfuerzo normal máximo es de 5.25 MPa y el mínimo es de -5.475 MPa. Preliminarmente se observa que es aproximadamente menor 30 veces con respecto al esfuerzo último de ruptura.

Figura 79: Deformación total y factor de seguridad del ala semimonocasco



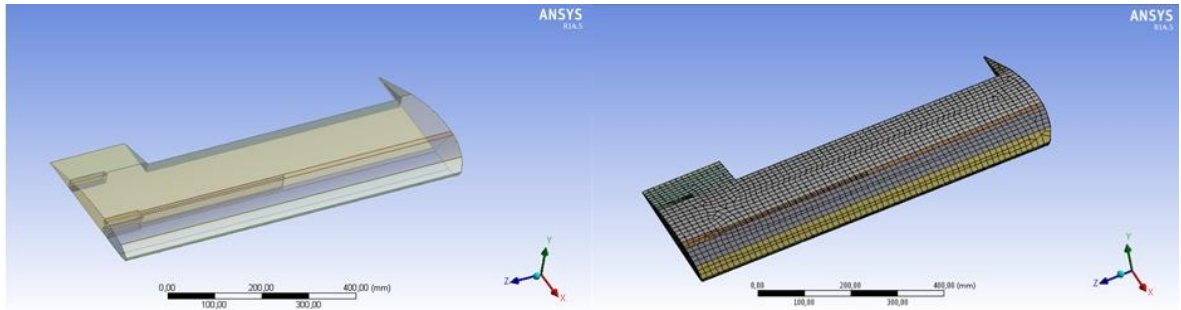
La deformación máxima es de 0.3 mm y el factor de seguridad mínimo es de 5.

Como se observa en la imagen 78 el esfuerzo normal es muy bajo por lo cual se puede concluir de manera preliminar que la estructura se encuentra sobre estructurada.

#### 4.5.3 Ala monocasco

A continuación se presentan los resultados del ala:

Figura 80 Estructura del ala y enmallado



Los elementos utilizados al hacer esta malla fueron de 4191 y los nodos 6759, con refinamiento en curvatura. Los soportes fijos para este análisis se ubicaron en la guía de la Viga en I. Las conexiones hechas automáticamente por el programa mediante contactos entre regiones que componen la estructura fueron de 366.

Igualmente se tuvo en cuenta la distribución de sustentación (4.2.1), fuerza de gravedad momento torsor y fuerza ejercida por el servo para mover el alerón, el soporte fijo fue ubicado en la unión al fuselaje de la Viga en I.

Figura 81: Ilustración de las fuerzas sobre el ala

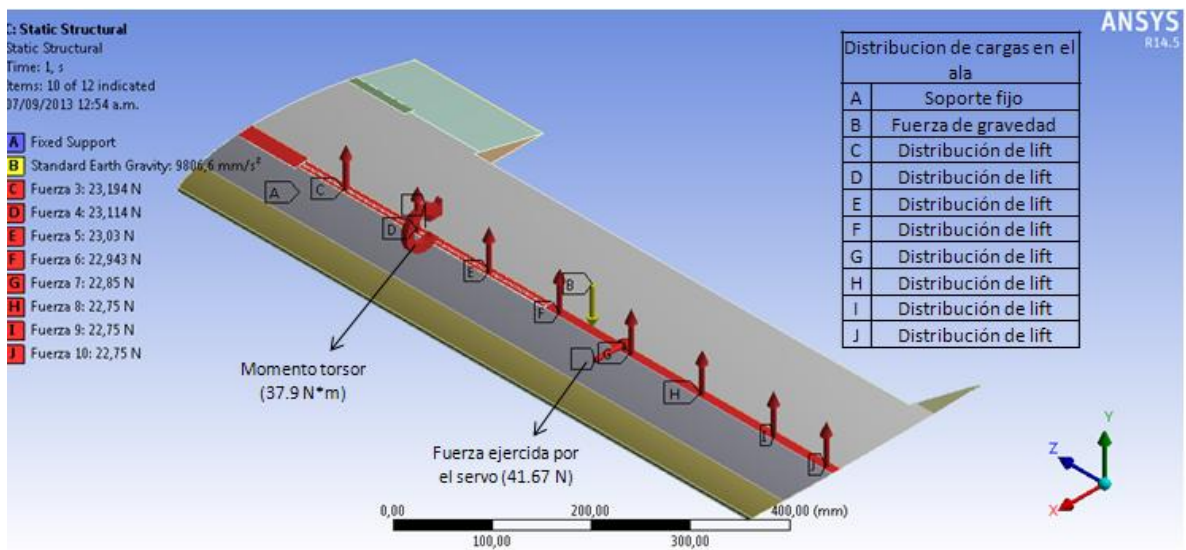
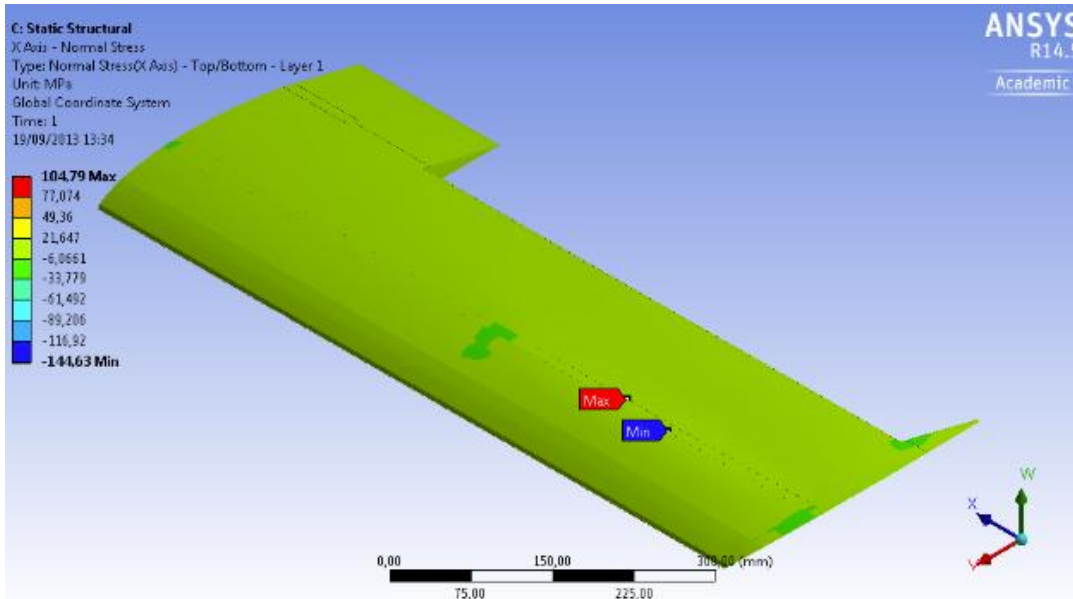
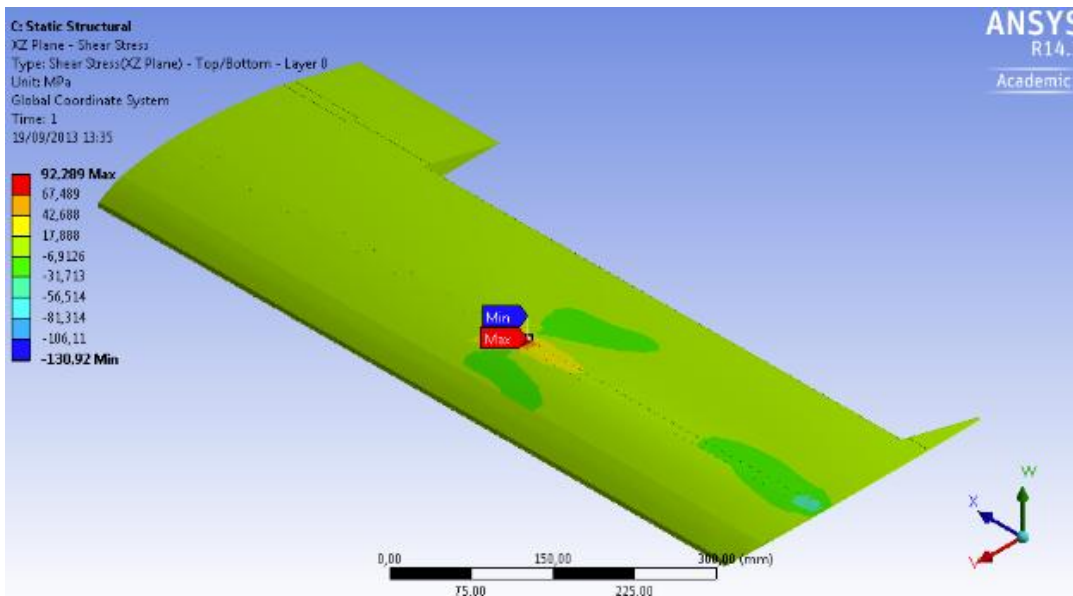


Figura 82: Esfuerzo normal del ala monocasco



Se observa que el esfuerzo cortante máximo es de 104.79 MPa, está ubicado en donde termina la viga, el valor mínimo es de -144.6 MPa. De igual manera se evidencia que no excede el esfuerzo último de ruptura del material.

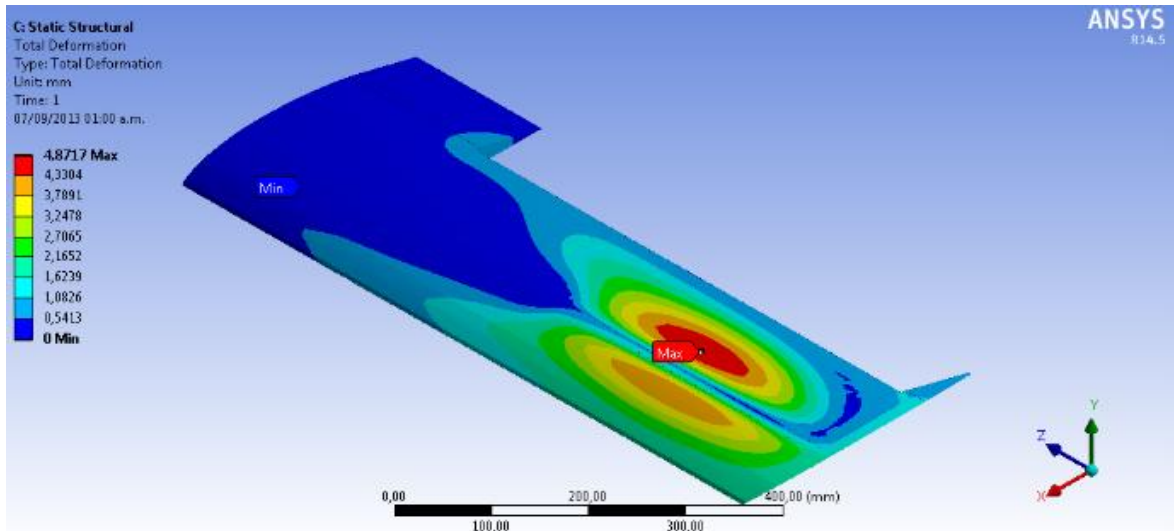
Figura 83: Esfuerzo cortante ala monocasco



El valor máximo del esfuerzo cortante es de 92,2 MPa y el mínimo es de -130.92 MPa

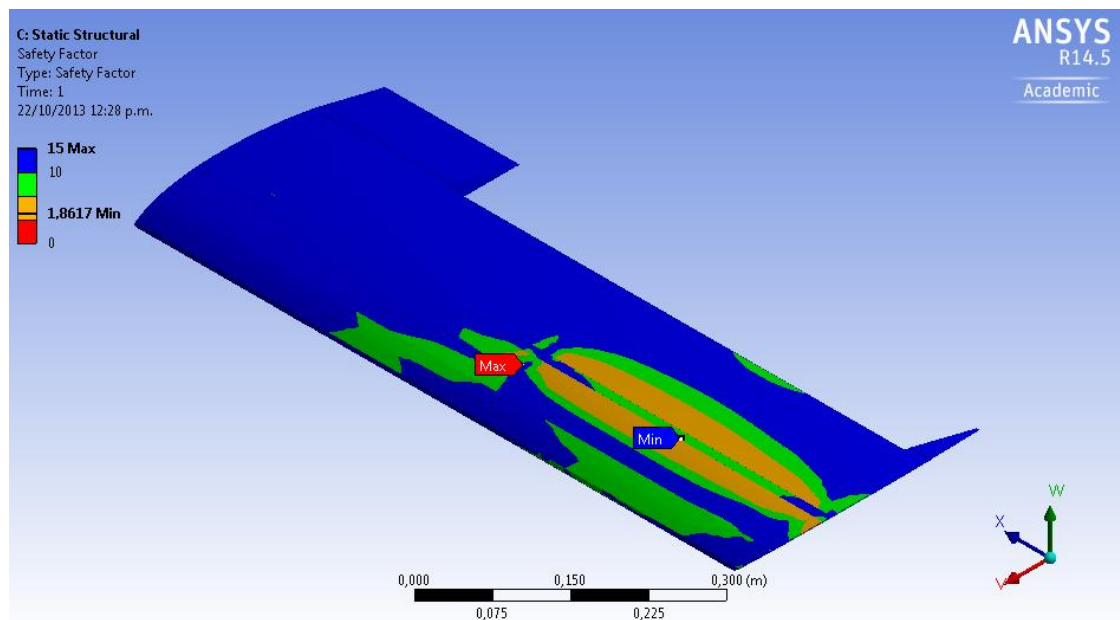
A continuación se muestra la imagen correspondiente a la deformación total

Figura 84: Deformación total



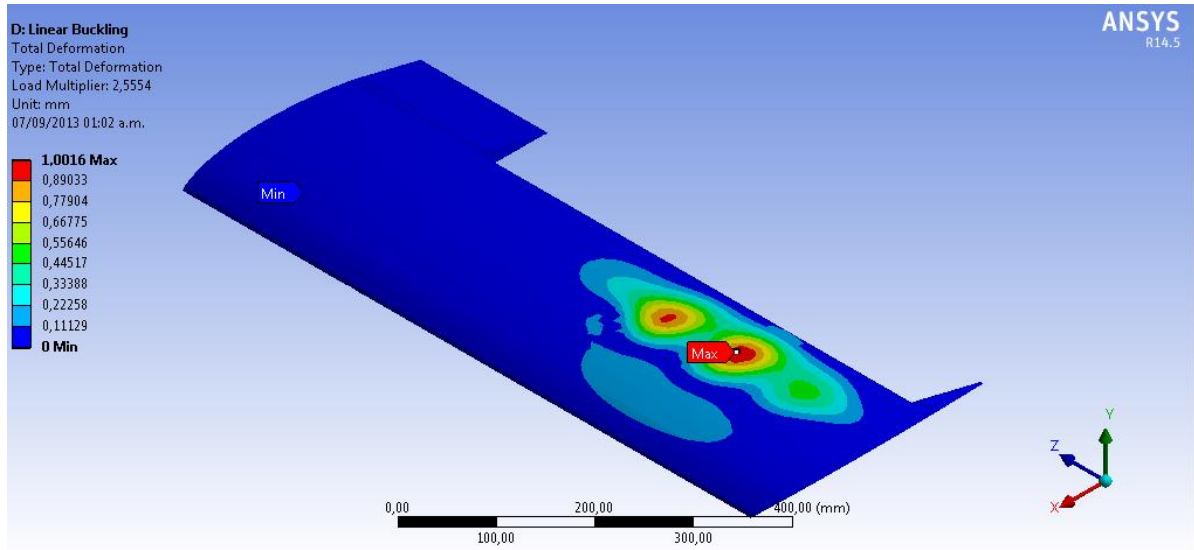
La deformación máxima es de 4.8 mm, esta se presenta dónde termina la viga

Figura 85: Factor de seguridad del ala



El factor de seguridad es de 1.86 lo cual resulta aceptable siendo mayor a 1,8, cumpliendo lo dicho por la norma australiana (31)

Figura 86: Análisis de Buckling



Para el diseño estructural del ala fue necesario hacer el análisis de pandeo lineal (véase anexo G Simulación en Ansys, librerías cargadas y criterio de falla); el cual consiste en hallar la fuerza crítica de pandeo mediante el uso del factor multiplicativo

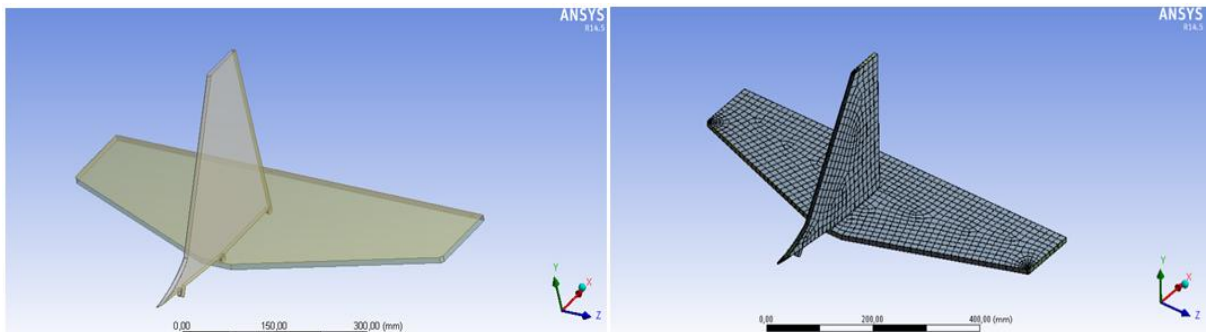
$$F_{CP} = \text{Distribución de carga alrededor del ala} * \text{factor multiplicativo}$$

$F_{CP}$  es la carga crítica en la que la estructura pierde la estabilidad y presentará una deformación.

#### 4.5.4 Empenaje

La geometría del empenaje es la siguiente:

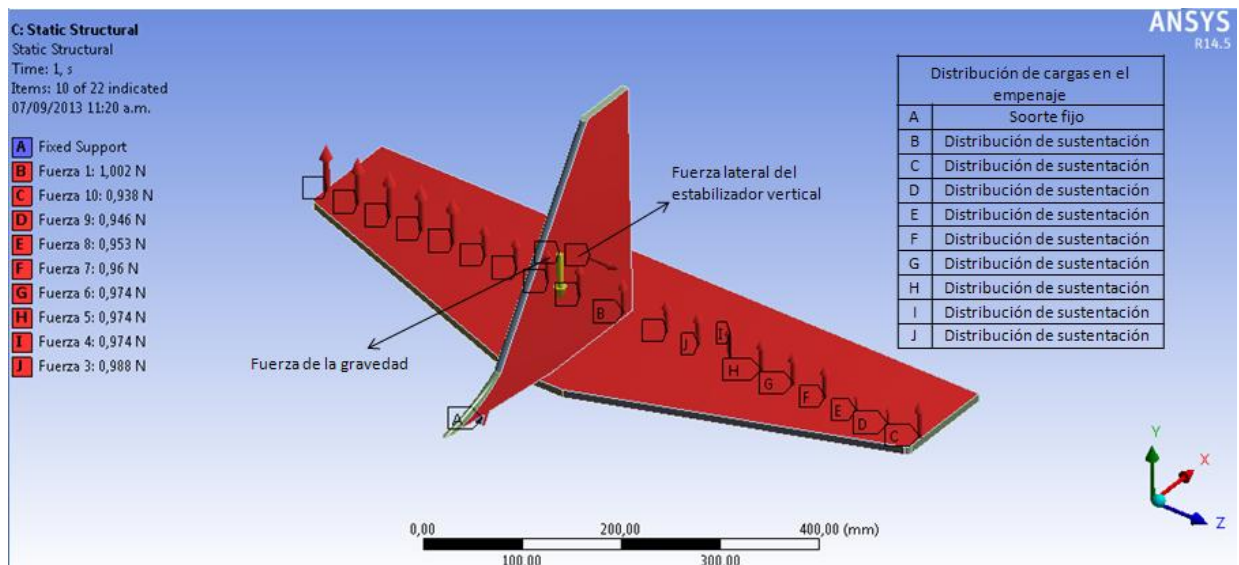
Figura 87: Geometría y enmallado



Se realizó un enmallado con un refinamiento en curvaturas, con el fin de obtener mejores resultados a la hora de realizar el análisis. El número de nodos utilizado fue de 3883 y el número de elementos fue de 3237. Los soportes fijos para este análisis se ubicaron en las uniones del empenaje con el fuselaje. Las conexiones hechas automáticamente por el programa mediante contactos entre regiones que componen la estructura fueron de 445.

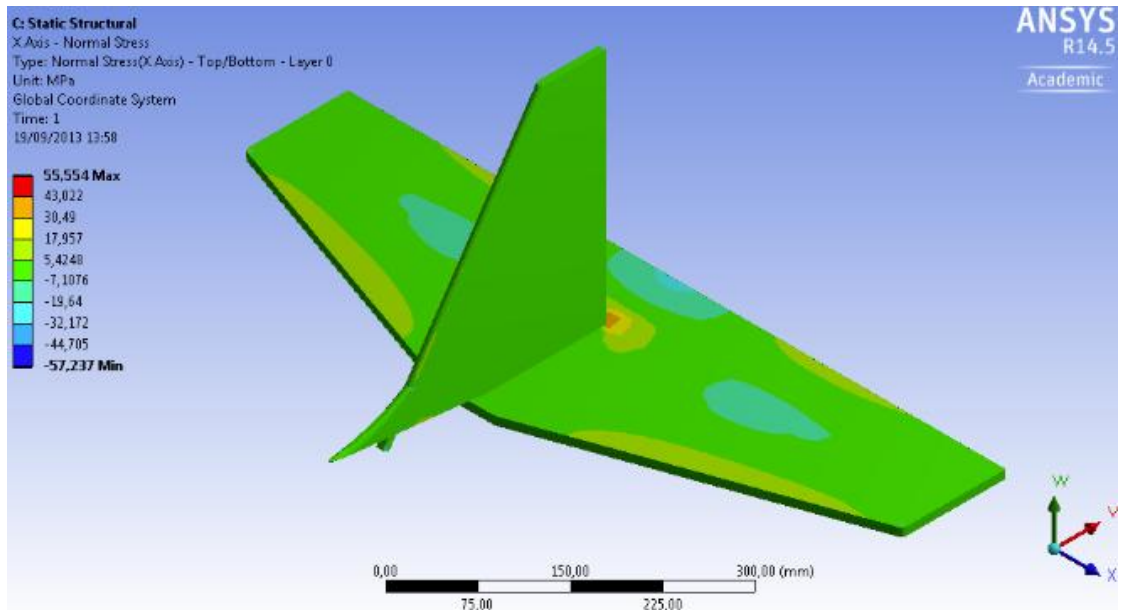
En la siguiente imagen se puede observar las fuerzas que actúan sobre la estructura del empenaje, se tuvo en cuenta la distribución del lift a lo largo del estabilizador horizontal, fuerza lateral del estabilizador vertical y fuerza de gravedad. El soporte fijo para este análisis se ubicó en las uniones del estabilizador vertical y el horizontal, una de estas se une directamente al fuselaje.

Figura 88: Aplicación de fuerzas



La deformación total del empenaje, como se muestra a continuación tiene como valor máximo 2.63 mm que al igual que los componentes anteriores es un valor permisible para la aeronavegabilidad del avión.

Figura 89: Esfuerzo normal empenaje



El esfuerzo normal máximo es de 55.55 MPa en los puntos de unión entre el estabilizador horizontal y el vertical, así mismo el valor mínimo es de -57.23 MPa. Ilustrando que tampoco excede el esfuerzo último de ruptura de la fibra de carbono.

Figura 90: Esfuerzo cortante empenaje

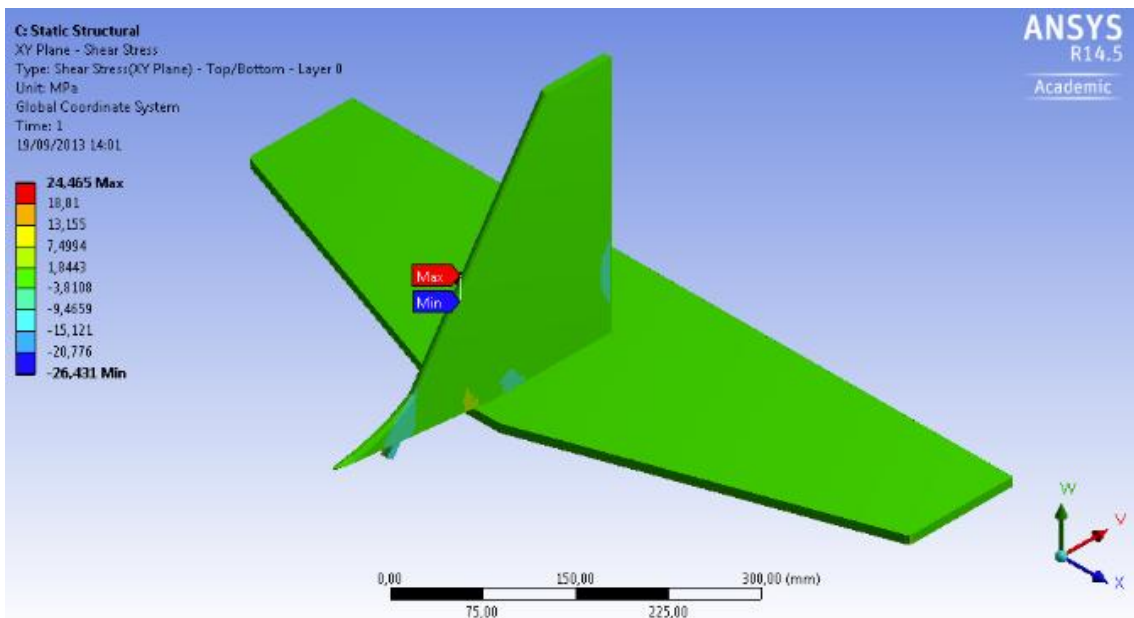
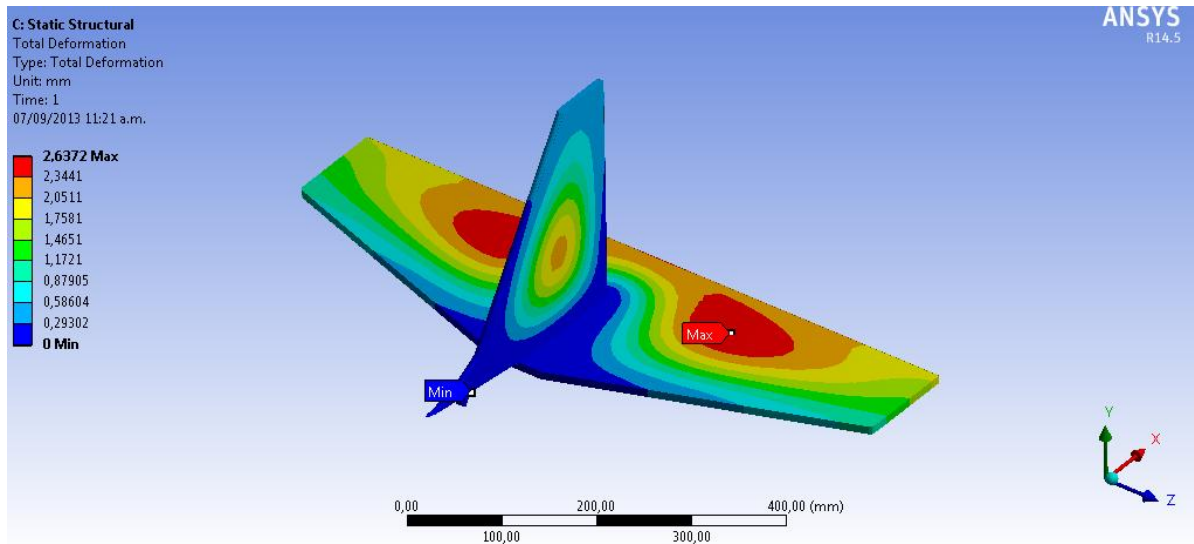


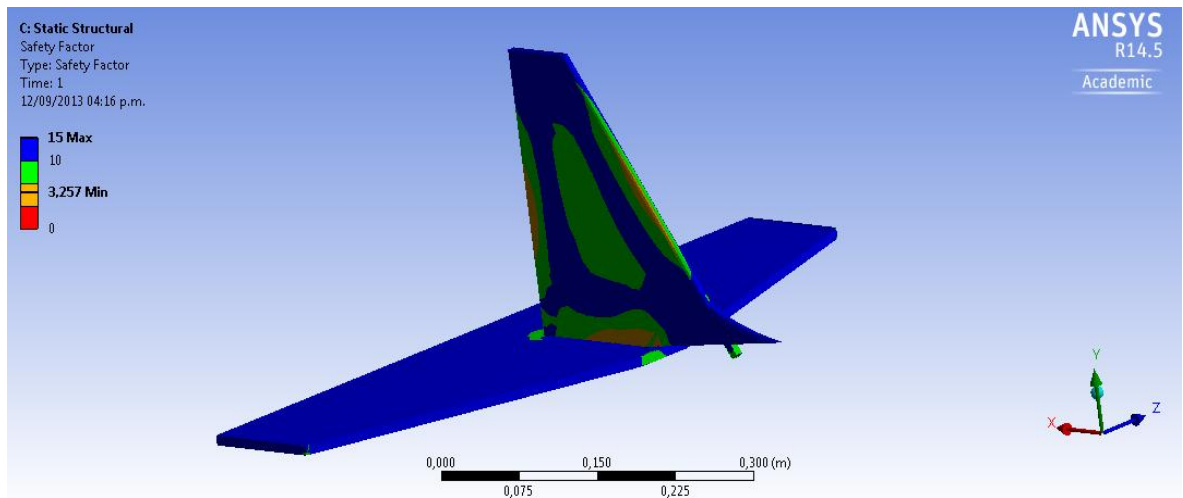


Figura 91: Deformación total del empenaje



El valor máximo de deformación en todas las direcciones es de 2,6 mm

Figura 92: Factor de seguridad del empenaje



El mínimo factor de seguridad es de 3,25 lo cual resulta aceptable siempre que sea mayor a 1,8, según la normativa australiana (31).

#### 4.5.5 Análisis De Criterio de falla.

La falla es la pérdida de función de un elemento tanto por deformación (Fluencia) como por separación de sus partes (fractura), para predecir la falla de dicho elemento y poder hacer diseños confiables se han desarrollado varias teorías

basándose en muchos casos en observaciones experimentales las siguientes son las más utilizadas (61):

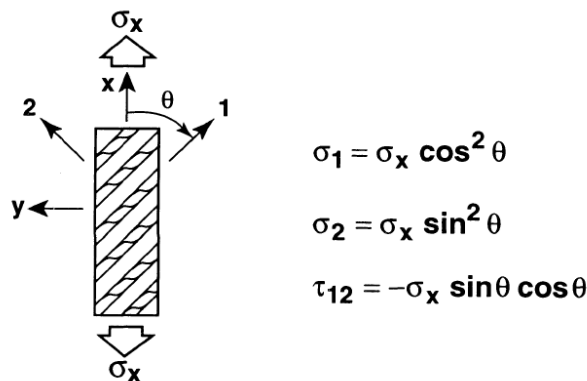
- Criterio de máximo esfuerzo
- Criterio de la deformación máxima
- Tsai Hill

El criterio utilizado para este caso será el criterio de máximo esfuerzo; en donde se evalúan las siguientes igualdades:

$$\sigma_1 < X_t; \sigma_1 < X_c; \sigma_2 < X_c; \sigma_2 < X_t \quad \text{Ecuación 59}$$

Donde  $X_t$  es la esfuerzo en el eje x a tensión,  $X_c$  a compresión, y respectivamente las otras dos en el eje Y. Teniendo en cuenta la orientación de las capas ( $45^\circ$ ) de la siguiente imagen se despejan las igualdades 76, 77

Figura 93: Esfuerzos transversales y en el sentido de las fibras



$$\frac{X_c}{\cos^2 \theta} < \sigma_x < \frac{X_t}{\cos^2 \theta} \quad \text{Ecuación 60}$$

$$\frac{Y_c}{\sin^2 \theta} < \sigma_x < \frac{Y_t}{\sin^2 \theta} \quad \text{Ecuación 61}$$

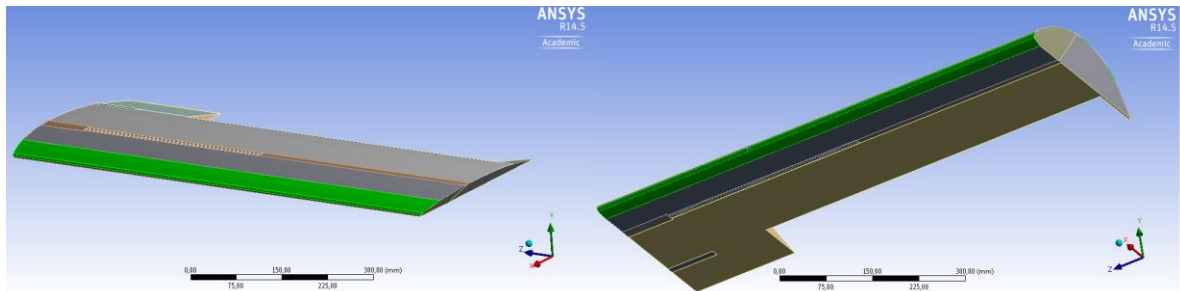
Fuente: (61)

Se debe evaluar cada uno de los términos anteriores con el fin de saber si el elemento falla por el criterio de máximo esfuerzo. El esfuerzo último del material está nombrado anteriormente (Capítulo 4,5)

En el anexo G se encuentra las tablas correspondientes al resumen de cada elemento del ala, fuselaje y empenaje con los respectivos esfuerzos y el criterio de falla evaluado, según la bibliografía (61).

Como se puede observar en la tabla: Esfuerzos y criterio de falla del ala, de dicho anexo, y en la figura 93, en la parte del extrados 1 y 2 e intrados 1 y 2 capa 2 se presentaría una falla según este criterio asociado al esfuerzo a tensión.

Figura 94: Partes críticas



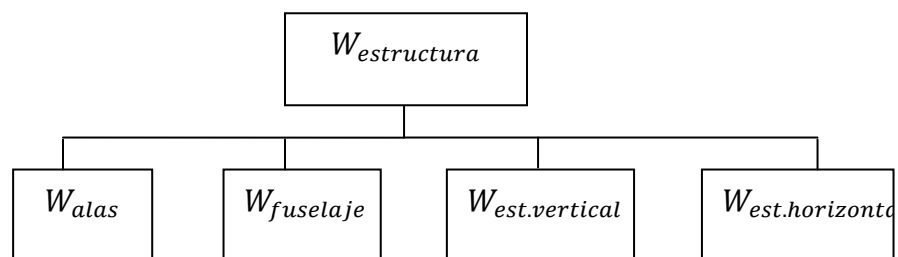
Como conclusión de este objetivo se simuló la estructura de la aeronave en Ansys, encontrándose sobre estructurada en su configuración semimonocasco; puesto que los esfuerzos eran bajos, con el fin de reducir el peso se optimizó la estructura del fuselaje y se simuló el ala monocasco para comprobar que el esfuerzo normal no excediera el esfuerzo permisible del material (207.025 MPa). Con respecto al criterio de falla la segunda capa del extrados 1, 2 e intrados 1,2 falla por criterio asociado a tensión.

#### 4.6 ANÁLISIS DE NUEVOS PESOS DE LA AERONAVE.

##### 4.6.1 Peso teórico estimado en materiales compuestos

A continuación se mostrará el árbol de peso correspondiente a la estructura del avión en materiales compuestos que no debe ser excedido con la configuración estructural:

Figura: 95 Árbol de pesos de la estructura



Fuente: Los Autores

Los pesos anteriormente nombrados son solamente de la estructura, no incluyen ningún sistema.

Para hacer un cálculo aproximado más exacto se hizo una búsqueda de algunos UAV's con dimensiones parecidas y sus respectivos pesos:

Tabla 46 Comparativo de pesos con diferentes UAV's

Nombre	Envergadura (m)	Longitud (m)	Peso (kg)
AeroHawk RQ-84	2.9	1.4	6.2
Ehecatl	2	1.7	12.45
Orbiter	2.2	1	6.5
Micro Falcon	2		10
Azimut 2	2.9	1.82	9
Penguin B	3.3	2.27	21.5
Arcangel 1	3.8	2.5	55
Tlaloc II	2.74		9.5

Kadet Senior	1.408	6.88	Por definir
--------------	-------	------	-------------

Fuente (62)

Con estos datos se pretende obtener una idea aproximada acerca del peso del Kadet en materiales compuestos avanzados. Las siguientes ecuaciones según la bibliografía (41) fueron obtenidas de un análisis de regresión estadístico para las diferentes categorías de aeronaves.

Ecuación para determinar el peso de las alas

$$W_{wing} = 0.036 S_w^{0.758} * W_{fw}^{0.0035} * \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda}\right)^{0.6} * q^{0.006} * \lambda^{0.04} * \left(\frac{100 * t}{\cos \Lambda}\right)^{-0.3} * (N_z * W_{dg})^{0.49}$$

*Ecuación 62*

Donde  $W_{fw}$  es el peso del combustible, para este caso se asume como 1

Para el peso del estabilizador horizontal

$$W_{horiz tail} = 0.016 * (N_z * W_{dg})^{0.414} * q^{0.168} * S_{ht}^{0.896} * \left(\frac{100 * t}{\cos \Lambda}\right)^{-0.12} * \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{ht}}\right)^{0.043} * \lambda_h^{-0.02}$$

*Ecuación 63*

En el cálculo del peso del estabilizador vertical se utilizó:

$$W_{vert tail} = 0.073 * \left(1 + 0.2 * \frac{H_t}{H_v}\right) * (N_z * W_{dg})^{0.376} * q^{0.122} * S_{vt}^{0.873} * \left(\frac{100 * \frac{t}{c}}{\cos \Lambda_{vt}}\right)^{-0.49} * \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{vt}}\right)^{0.357} * \lambda_v^{0.039}$$

*Ecuación 64*

Para el fuselaje

$$W_{fuselaje} = 0.052 S_f^{1.086} * (N_z * W_{dg})^{0.177} * L_t^{-0.051} * \left(\frac{L}{D}\right)^{-0.072} * q^{0.241} + W_{press}$$

*Ecuación 65*

Los términos utilizados en las ecuaciones anteriores se encuentran en el listado de símbolos.

Dichas ecuaciones fueron desarrolladas para aeronaves de categoría normal y en materiales de construcción convencionales; sin embargo, la bibliografía según el material de construcción propone unos factores de corrección; estos deberán multiplicarse por el valor del peso para obtener un valor más real.

Tabla 47: Factores multiplicativos

Categoría	Grupo	Factor de corrección
Materiales compuestos	Alas	0.85 - 0.9
	Empenaje	0.83 - 0.88
	Fuselaje	0.9 - 0.95
	Tren de aterrizaje	0.95
Madera	Alas	0.82

Se realizó la programación en Excel y los resultados obtenidos fueron

Tabla 48: Resumen de pesos

Ala	Peso (kg)	2,140
	Factor de corrección	0.9
	Peso Total (kg)	1,926
Estabilizador horizontal	Peso (kg)	1,215
	Factor de corrección	0.855
	Peso Total (kg)	1,038
Estabilizador Vertical	Peso (kg)	1
	Factor de corrección	0.855
	Peso Total (kg)	0,86
Fuselaje	Peso (kg)	2,27
	Factor de corrección	0.925
	Peso Total (kg)	2,1

El peso de los componentes fue de 2,81kg, por consiguiente:

$$W_{al\grave{a}s} + W_{fuselaje} + W_{est.vertical} + W_{est.horizontal} = 5,924 \text{ kg}$$

$$W_{estructura} + W_{componentes} = 8,734 \text{ kg}$$

El porcentaje de peso de cada componente con respecto a la estructura en materiales compuestos es el siguiente:

Tabla 49: Porcentajes de peso en la estructura

Porcentaje de peso del ala	32% del peso total
Porcentaje de peso del estabilizador horizontal	17,5% del peso total
Porcentaje de peso del estabilizador vertical	14,5% del peso total
Porcentaje de peso del fuselaje	36% del peso total

De igual manera se realizó el mismo comparativo con los materiales con los cuales actualmente está fabricado el Kadet:

Porcentaje de peso del ala	60% del peso total
Porcentaje de peso del estabilizador horizontal	6,5% del peso total
Porcentaje de peso del estabilizador vertical	2,5% del peso total
Porcentaje de peso del fuselaje	30% del peso total

A continuación se realizará la recopilación de pesos de los componentes en materiales compuestos y materiales convencionales y el porcentaje de variación del peso en cada caso

Componente	Peso en materiales convencionales (kg)	Peso en materiales compuestos (kg)	Porcentaje de variación de peso
Alas	1,292	1,873	44%
Estabilizador horizontal	0,14	1,038	69%
Estabilizador vertical	0,054	0,86	62%
Fuselaje	0,636	2,1	113%

Se observa que el aumento de peso más significativo fue el del fuselaje, aumentó su peso aproximadamente 3 veces, estos resultados de los pesos calculados en

materiales compuestos son de gran importancia puesto que al evaluar la configuración estructural no deben ser excedidos.

#### 4.6.2 Peso real en materiales compuestos

Del capítulo 4.5 se deriva el cálculo de los pesos reales según la configuración estructural escogida, puesto que con las propiedades proporcionadas por las librerías y las dimensiones de cada parte de la estructura Ansys calcula el peso y el área. Los pesos proporcionados por Ansys fueron los siguientes

Tabla 50: Características de los elementos

Estructura	Elemento	Peso (kg)	Área (mm <sup>2</sup> )
Fuselaje	Superficie lateral izquierda	0,116	193180
	Superficie lateral derecha	0,116	193180
	Raíz izquierda del ala	0,005	11878
	Raíz derecha del ala	0,005	11878
	Superficie inferior	0,151	188550
	Superficie superior 1	0,028	58191,6
	Superficie posterior	0,000575	1183
	Pared de fuego	0,01	15419
	Cuadernas	1.08	84712
	Ala extradados	0,332	253965,2
	Ala intrados	0,214	163635,8
	Viga	0,121	
Ala	Extradados	0,907	546044,4
	Intrados	0,424	429360
	Parte izquierda	0,024	24951
	Parte derecha	0,016	16577
	Viga	0,085	
	Espacio de Alerón	0,008	16986,6
	Guía de la viga	0,005	10933,13
Empenaje	Parte Izquierda horizontal	0,002	4612,9
	Parte derecha horizontal	0,002	4612,9
	Parte posterior	0,0038	7155,2
	Parte frontal	0,00031	595,09
	Parte inferior	0,07	138820
	Parte superior	0,07	138820
	Vertical tip	0,0003	579,24
	Vertical borde de ataque	0,0012	4692,2
	Vertical borde inferior	0,001	2263,02
	Vertical uniones	0,50	94581,69

El peso de cada componente de la estructura es de:

Tabla 51: Pesos reales

Fuselaje	1,622 kg
Alas	2,07 kg
Empenaje	0,31 kg

$$W_{al\grave{a}s} + W_{fuselaje} + W_{empenaje} = 3,939 \text{ kg}$$

El resumen de los pesos es:

Peso convencional (kg)	Peso teórico (kg)	Peso real (kg)
2.122	5,924	3,939

La variación en kilogramos del peso real con respecto al peso convencional (balso y monocote) por estructura es:

Tabla 52: Comparativos

Comparación con estructura convencional		
Estructura	Aumento (kg)	Porcentaje
Alas	0.778	60 % más
Fuselaje	0.986	155% más
Empenaje	0.116	59% más

Como se puede observar, el peso real de la estructura es mucho mayor que el peso actual. El componente que más aumentó su peso fue el fuselaje casi 2.5 veces. A continuación se hará el mismo cuadro comparativo con respecto al peso teórico para saber el porcentaje de optimización de cada componente:

Tabla 53: Comparativos

Comparación con materiales compuestos (teórico)		
Estructura	Diferencia (kg)	Porcentaje
Alas	-0,144	9% más
Fuselaje	0.478	22% menos
Empenaje	1.58	82% menos

La optimización es significativa, el componente que mas redujo su peso fue el empenaje en general, el ala aumento 144 gramos lo cual no representa desventaja



frente a los beneficios de la estructura en materiales compuestos. En total el peso real se redujo en 1.985 Kg con respecto al peso teórico.

#### 4.7 EVALUACIÓN DE COSTOS VS PESOS.

##### 4.7.1 Análisis de costos y punto de equilibrio

El análisis del punto de equilibrio indica el nivel de ventas en el cual las utilidades serán cero.

La información correspondiente a los costos fijos totales, variables y el procedimiento necesario para hallar el punto de equilibrio se puede encontrar en el anexo J (Evaluación de costos). Los precios de los materiales, resinas y fibras fue hallado en la bibliografía (54).

Tabla 54: Precio de venta de la aeronave

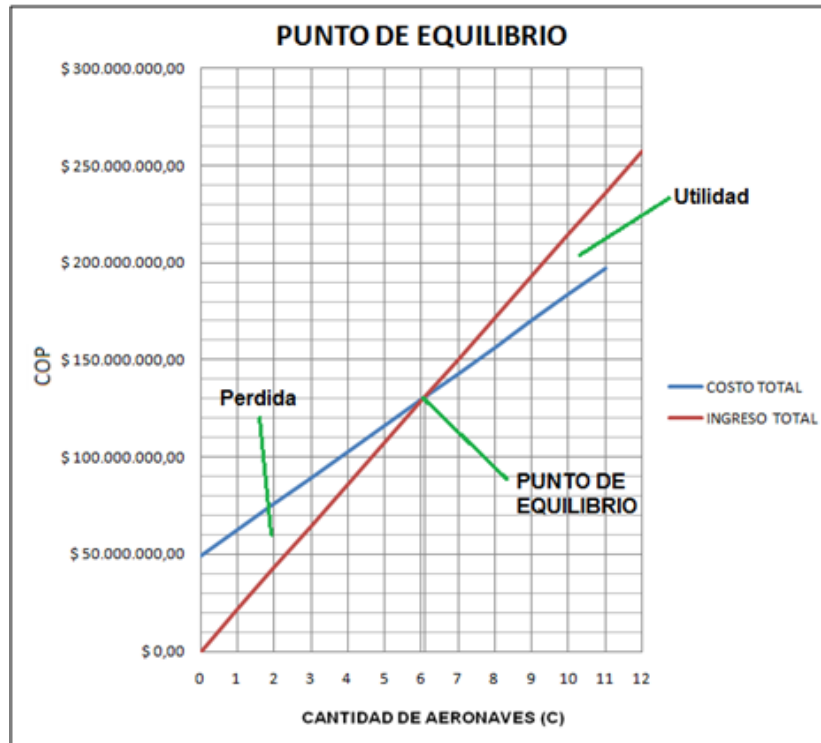
<b>PRECIO DE VENTA DE LA AERONAVE</b>	
<b>Descripción</b>	<b>Valor Unitario</b>
Kadet Genesis	\$ 21.465.390,98
Precio de venta (P)	<b>\$ 21.465.390,98</b>

La cantidad de unidades vendidas para alcanzar el punto de equilibrio se muestra en siguiente tabla y el procedimiento para hallarlo se encuentra en el anexo J:

Tabla 55: Cantidad de unidades necesarias

<b>CANTIDAD DE UNIDADES NECESARIAS PARA EL PUNTO DE EQUILIBRIO</b>	
<b>Descripción</b>	<b>Unidades</b>
Cantidad de Kadet Genesis ( C)	6,12

Figura 96: Punto de equilibrio



Como conclusión del cuarto objetivo se puede decir que el peso en general fue optimizado con respecto al peso teórico de la bibliografía (41), por componentes el ala fue el único componente que subió su peso (9%) por el contrario el empenaje redujo (82 %). Con respecto al costo la aeronave tendrá un precio de **\$ 21.465.390,98**, el costo variable (costo de los materiales) es de \$ 13.415.869,37 y se deberán vender 6 unidades para encontrar el punto de equilibrio.

## 4.8 EVALUACION DE RESULTADOS

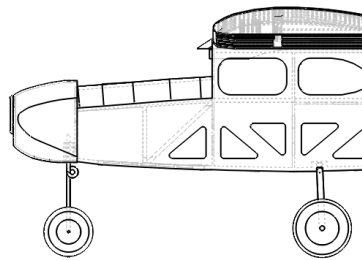
### 4.8.1 Parámetros geométricos finales

La configuración geométrica de la aeronave, restringida según el capítulo 4.1, no fue objeto de algún tipo de cambio.

### 4.8.2 Aditamentos para sistemas de carga paga

La aeronave inicial en su parte frontal muestra la configuración de la imagen

Figura 97: Estructura convencional de la parte delantera del Kadet Senior



Conforme a los requerimientos de carga paga y con el fin de incrementar la capacidad de transporte se adicionó la carcasa mostrada en la siguiente imagen, sus características geométricas pueden ser encontradas en anexo F (planos Kadet Genesis)

Figura 98: Presentación de la estructura para el compartimento de fotografía y video

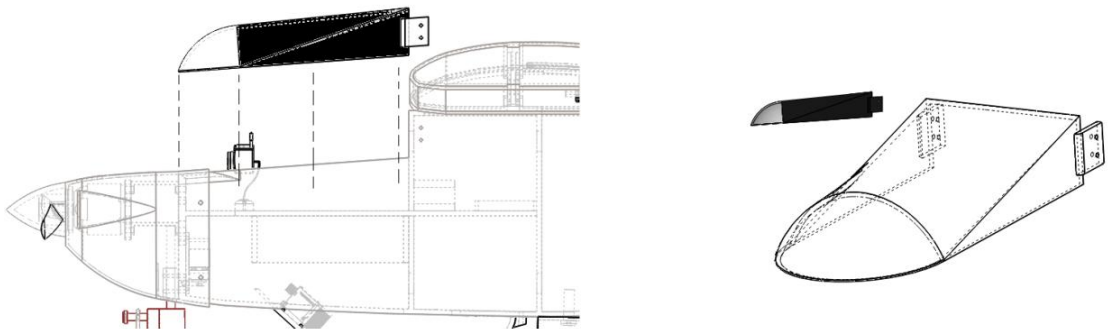
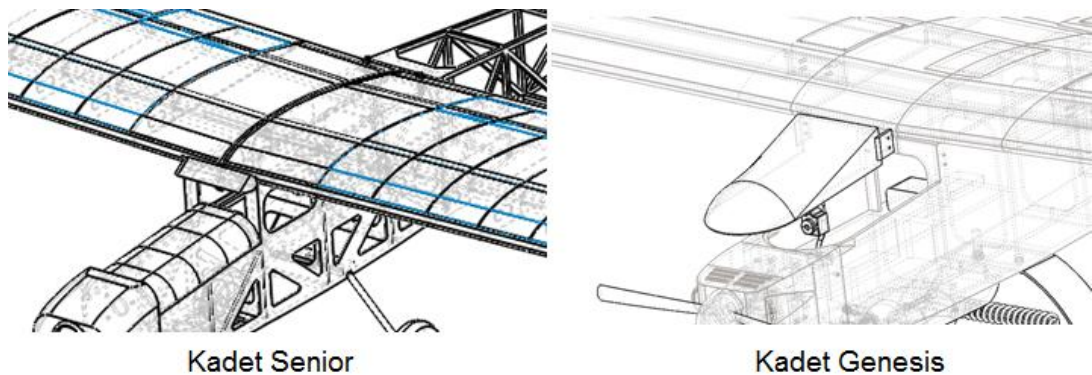
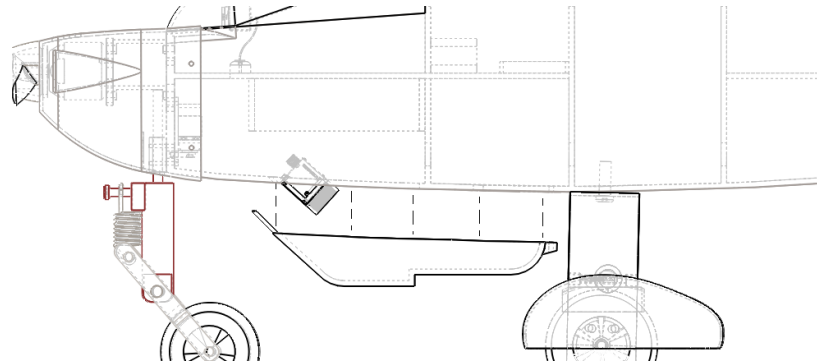


Figura 99: Comparación de la optimización del espacio para la carga paga



De igual forma una carcasa con el fin de transportar dispositivos de video con vista al suelo y sistemas de comunicación a tierra fue adicionado en la parte inferior del fuselaje, esto se muestra en la siguiente figura

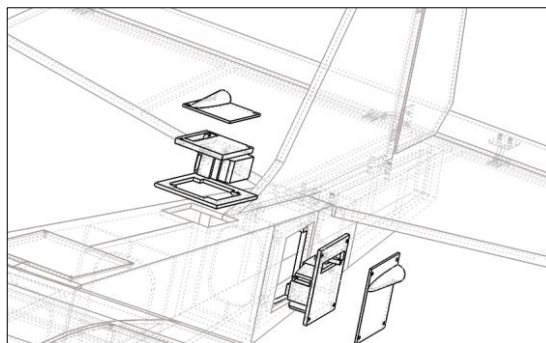
Figura 100: Compartimento para carga paga inferior y bahía de acceso



#### 4.8.3 Servos:

Debido al cambio del peso y materiales de la aeronave fue necesario seleccionar los servos, las fuerzas generadas a partir del movimiento de los servos fueron adicionadas a las simulaciones por elementos finitos del ala y fuselaje, los soportes finales se muestran en la siguiente figura, los servomecanismos y la potencia requerida que debe ser generada por los mismos se definen en el capítulo 4.2.4.

Figura 101: Ubicación y soporte de los servomecanismos

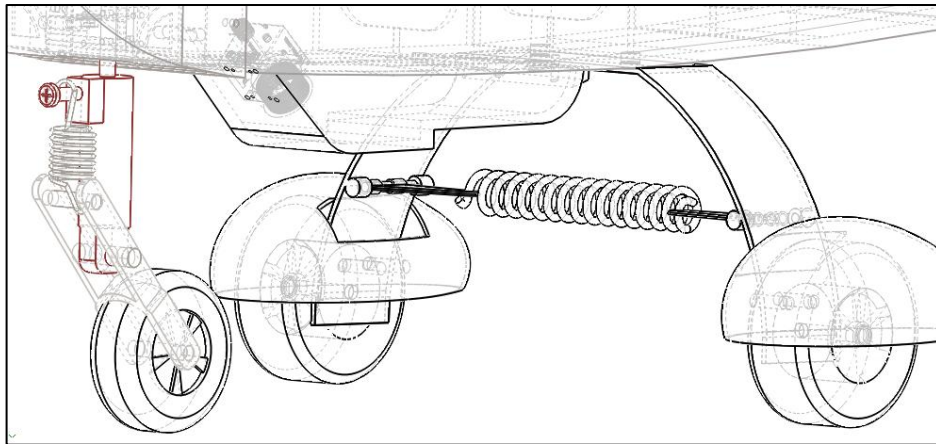


#### 4.8.4 Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje principal inicial de la aeronave debido al peso de la aeronave y la carga paga presenta una deformación considerable, debido a esto y a los nuevos pesos de la estructura fue diseñado una nueva estructura para el mismo y se concluyó por medio de un análisis por elementos finitos, según las cargas inerciales, estáticas y dinámicas calculadas, la necesidad de un sistema de

amortiguación que redujera la deformación generada, esto está ilustrado en la figura 41, a continuación se muestra el rediseño del tren de aterrizaje :

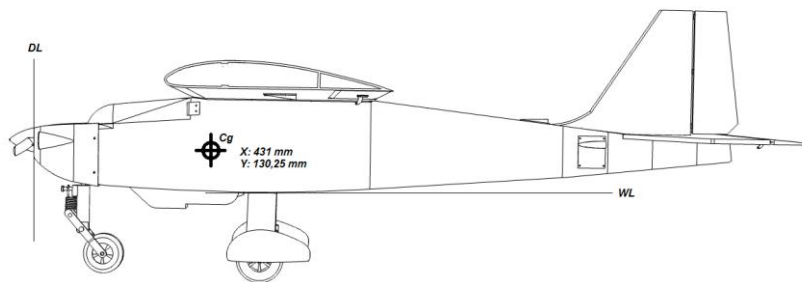
Figura 102: Rediseño del tren de aterrizaje



#### 4.8.5 Peso y balance

En este proceso se tuvo en cuenta el peso de los sistemas de comunicación, video, fotografía y demás elementos de carga paga usados con la aeronave *Kadet Senior* usados por el grupo AEROTECH durante diferentes vuelos de prueba (estos se especifican en el capítulo 4.1.2), la posición de cada uno de estos se identificó conforme a la posición de un centro de gravedad dado por el fabricante de la aeronave, a partir de una línea de referencia en el eje longitudinal. La aeronave tiene su centro de gravedad a una distancia de 431 mm, y conforme a una línea referencia en el eje vertical tomado desde la parte baja e inicio del fuselaje el centro de gravedad está ubicado a una distancia de 130,25 mm.

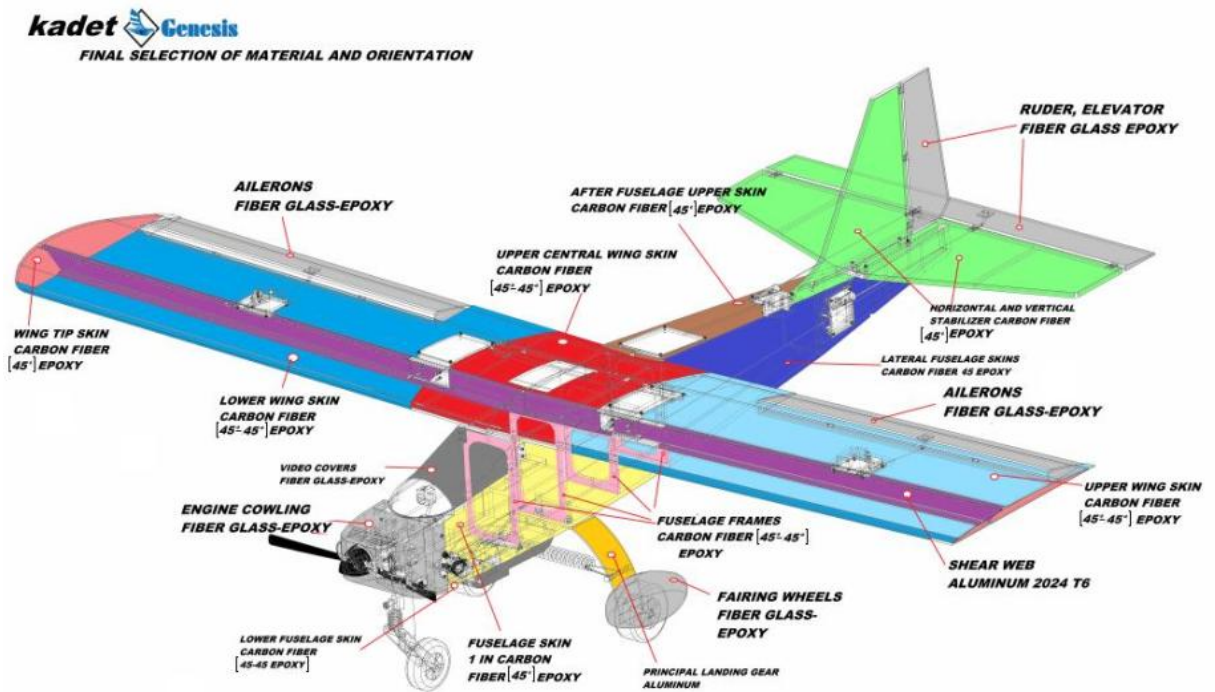
Figura 103: Figura de la ubicación del centro de gravedad



#### 4.8.6 Configuración estructural escogida

La configuración escogida del material fue con ala monocasco y fuselaje semimonocasco optimizado, como se observa en la siguiente figura:

Figura 104: Configuración estructural final



#### 4.8.7 Diseño CAD

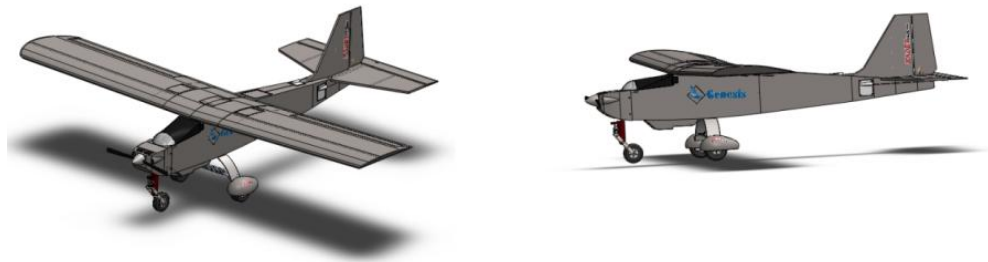
Este capítulo se refiere a los resultados en forma gráfica de la aeronave según las especificaciones escogidas, derivadas de los cálculos, características de los materiales compuestos escogidos, a partir de los procesos de caracterización, tipo de estructura escogida y su configuración según resultados de los estudios por elementos finitos, la aeronave resultado es bautizada como *Kadet genesis* y su marca se muestra en la siguiente imagen

Figura 105: Imagen del nuevo nombre



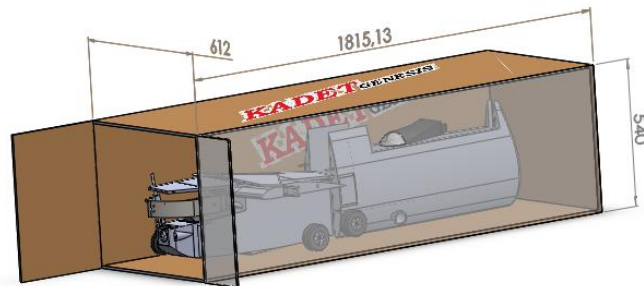
Como resultado se genera una geometría apropiada para la carga de sistemas de video y sistemas de comunicación, el proceso de modelado concluye con las siguientes imágenes:

Figura 106: Modelado de la aeronave



Cada una de las características dimensionales de esta aeronave pueden ser encontradas en los anexos F planos Kadet genesis. Imágenes de como resultaría la aeronave luego de un proceso de fabricación se pueden visualizar en los anexos E renderizados. Kadet Genesis es una aeronave tipo UAV la cual puede ser trasportada en una caja de dimensiones 1815,13 x 520 x 612 como se muestra en la siguiente imagen.

Figura 107: Embalaje del Kadet Genesis



## 5 CONCLUSIONES

### 5.1 Aerodinámica:

- Es indispensable hacer una buena interpretación de los planos de la aeronave actual para obtener un análisis de restricciones geométricas efectivo; puesto que en el desarrollo del proyecto será necesario que las medidas sean exactas.
- Se identificó que la distribución de sustentación de Shrenk's es la más apropiada puesto que es un promedio de la configuración taperada y

elíptica. La distribución de lift se evaluó por medio de la integral de la función obtenida en la gráfica y se obtuvo una diferencia de 1.46 N, indicando un valor de 0.6%, un valor cercano al valor de la mitad del peso multiplicado por el factor de carga

- Para determinar las cargas de inercia, es necesario determinar el momento de inercia de la masa alrededor de un eje perpendicular al plano (1.25 N\*m), el torque alrededor del eje de rotación producida por la fuerza de inercia (14.4 N\*m), son debidas a la fuerza de impacto y rozamiento que se presentan en el momento de aterrizar y despegar. Con base en estas fuerzas se encontró que la aeronave en el aterrizaje puede caer sin sustentacion a una altura de 0.38 m, sin presentar daños estructurales.
- De acuerdo al analisis de momentos de bisagra, los servos necesarios deben desarrollar un momento de 19.20 kg\*cm para los alerones, 12.65 kg\*cm para el rudder y 7.63 kg\*cm para el elevador. Estos momentos son los que deberán soportar los soportes de los servos.
- En la realizacion de la envolvente de vuelo se concluyó que el factor de carga obtenido con la rafaga de 15.25m/s esta fuera de parametros de diseño puesto que es de 7.9.

## **5.2 Tren de aterizaje**

- Al realizar el estudio de las cargas soportadas por el tren de aterrizaje, se encontró que el tren principal debe soportar el 20% de las cargas, por tal motivo se diseñó un tren principal apropiado, y un subsistema de amortiguamiento capaz de disipar las cargas recibidas, logrando disminuir en un 95% la deformacion total generada por las cargas.

## **5.3 Configuración estructural**

- Por medio del analisis de elementos finitos se puede concluir que con base en el factor de seguridad se debe escoger la mejor configuracion estructural. Se tiene que evitar una falla estructural, las cargas que la estructura es capaz de soportar deben ser mayores a las cargas a las que se somete la aeronave en operación; es por esto que el factor de seguridad debe ser mayor a 1. Según la normativa australiana el factor de seguridad mínimo, según las condiciones de operación de este tipo de aeronaves, es de 1.8. Para el fuselaje se utilizó una estructura semimonocasco optimizada; dado que se eliminaron algunas cuadernas para mejorar el peso y no sobreestructurarlo, el factor de seguridad obtenido es de 1.91, este es permisible. Para el caso del ala se analizaron los dos tipos de configuraciones, obteniendo que el semimonocasco el esfuerzo normal y



cortante (5.25 MPa) eran mucho menores que el esfuerzo permisible del material, así mismo el factor de seguridad encontrado fue de 5. Debido a este análisis, se optó por tomar como la configuración más adecuada la monocapa con una viga reducida a la mitad, ya que los esfuerzos normales (104.79 MPa) y cortantes (92.2 MPa) daban más cercanos al esfuerzo permisible del material, para esta configuración se obtuvo un factor de seguridad de 1.86, con lo cual se puede evidenciar que se redujo en un 62% este factor, pero sigue siendo aceptable al ser mayor a 1 y cumple con lo estipulado en la norma australiana. En el empñaje el factor de seguridad es de 3.25, también es aceptable.

- Se hallaron los pesos máximos que no debían ser excedidos con la configuración estructural; encontrando que el único componente que los excedió fue el ala con 9% más de peso.

#### **5.4 Selección de materiales**

- Con base en el estudio de las normas ASTM D3039 y D3410 se logró identificar las características geométricas para procesos de caracterización de materiales compuestos.
- Dentro del proceso de caracterización de materiales compuestos se identificó los diferentes procesos de fabricación de materiales compuestos, concluyendo que el método más apropiado para la fabricación de probetas y la misma aeronave es el hand lay up, en la tabla comparativa su calificación es buena (no es la mejor) pero en términos de disponibilidad de herramientas y precios bajos es el que más se destaca.
- Se realizó la selección del material final a usar conforme a los datos obtenidos de los procesos de caracterización de laminados y materiales tipo sándwich fabricados en materiales compuestos.
- Se obtuvo del proceso de caracterización que un material aceptable para el proceso de fabricación de la aeronave conforme su comportamiento a la deformación es la fibra de carbono.
- De acuerdo a un análisis de precio, disponibilidad y comportamiento el material final escogido para la aeronave y siendo usado en análisis posteriores es el fabricado con base a carbono para estructuras primarias y fibras de vidrio para estructuras secundarias.
- Se analizaron los diferentes materiales, verificando su comportamiento a diferentes orientaciones según sus módulos de elasticidad y resistencia. concluyendo en que la orientación más apropiada para el proyecto debe ser de 45°.

- Se analizaron las características de los elementos abordo logrando diseñar nuevos aditamentos que sumaron una nueva capacidad de transporte de elementos de video y comunicación todo lo anterior conforme a la geometría de la aeronave base y las restricciones de diseño de este proyecto.
- En el análisis de elementos finitos se concluyó que al utilizar el factor de carga de 7.9 (producido por la rafaga de 15.25 m/s) el material no transmite los esfuerzos a la estructura, esto quiere decir que falla por pandeo, por lo tanto se hizo necesario utilizar el factor de carga de 4.6.
- Al realizar el análisis de costos se encontro que el punto de equilibrio es aproximadamente la venta de 6 aeronaves Kadet Genesis con un 60% del costo variable.

## **6 RECOMENDACIONES**

- Realizar un estudio para el diseño del sistema de control con los nuevos pesos y configuraciones estructurales, para optimizar los actuales.
- Analizar la estructura con la configuración estructural escogida haciendo la malla más densa para obtener mejores resultados, puesto que la licencia de la Universidad limita esto.
- A partir de este proyecto de investigación, se recomienda la construcción de la aeronave Kadet Genesis.
- Realizar el análisis de estabilidad longitudinal, lateral y direccional de la aeronave en las diferentes fases de vuelo.
- Debe garantizarse la correcta manipulación de las fibras, evitando el cambio en el tejido, esto impedirá defectos en la estructura al ser curada.
- Se debe corroborar las fechas de manufacturación de la resina, manejando los datos de uso y teniendo en cuenta su proceso natural de polarización.
- Evitar la mezcla de catalizadores con número de lote diferente a la resina o de diferentes fabricantes.
- Para mejorar los resultados superficiales y lograr una manipulación más fácil de las piezas fabricadas, se propone el uso de moldes fabricados a partir de yeso.
- Realizar sobre la pieza final un proceso adecuado de aspersion de pintura, logrando evitar en mayor medida desgaste en la estructura.
- Para poder utilizar en proyectos futuros procesos de fabricación con una calidad superior se recomienda tener a disposición en los laboratorios las herramientas y materiales necesarios para este proceso.

- Para un proceso de fabricación en serie se aconseja el uso de autoclave o elaboración por proceso de moldeo por transferencia de resina, en el proceso de fabricación.

## 7 BIBLIOGRAFÍA

1. **Marcelo, Malentacchi.** La industria de la aviación y aeronáutica, motor de crecimiento y tecnología esencial en el siglo XXI. *Conferencia mundial sobre la industria aeroespacial Toulouse*. 2009.
2. *Los materiales compuestos dinamismo e innovación.* **Beguín, Jean Marc.** 158, 2002.
3. *Catalog Update.* **Company, SIG Manufacturing.** Montezuma lawn, USA : s.n., 2011.
4. *Armonización de las actividades en materiales compuestos para la aeronáutica y espacio en españa.* **Plataforma Aeroespacial Española.** MADRID : plataforma aeroespacial española, 2012. doc n: PAE/Doc-vt/1005.
5. **Universidad de San Buenaventura sede Bogotá.** Grupo de investigación AEROTECH. [En línea] junio de 2006. [Citado el: 17 de 04 de 2013.] <http://www.usbbog.edu.co/gi/aerotech/index.php/es/>.
6. **Ron Wilson desing.** *Acrolite.* [acrolite1M] s.l. : Andy Weiher © 1999, 2010.
7. *Development of finite elements, software for strengths analysis of aircraft structures.* **Luna Z, Francisco M y Corpus S, Fidel A.** 21, Bogotá : Revista ingenium, 2010, Vol. 1.
8. **Aguilar Zapata, Lilian Rocio, y otros.** *Diseño conceptual de una aeronave.* bogotá : Universidad de San buenaventura Sede Bogotá, 2004.
9. **Montañes, Carolina A.** *Optimización de la estructura alar de un vehiculo aéreo no tripulado de rango medio Navigator X2.* Bogotá : Universidad de San Buenaventura sede Bogotá, 2010.
10. **Arévalo Gusmán, Pablo Andres y Rodríguez Rojas, Angélica Patricia.** *Diseño preliminar del ala y la unión a fuselaje para el uav de alto alcance Navigator X3.* Bogotá : Universidad de San Buenaventura sede Bogotá, 2011.

11. **Gutierrez Moreno, Jhon Jairo, y otros.** *Construcción y ensayos estructurales del ala y su unión al fuselaje del UAV Navigator X-2.1 utilizando el banco de pruebas X1 de la Universidad de San Buenaventura para obtención de datos estaticos y dinamicos.* Bogotá : Universidad de San Buenaventura sede Bogotá, 2011.
12. *La industria Aeronàutica en colombia a partir del desarrollo e innovacion de vehìculos aèreos no tripulados (VANT).* **Bautista Cañòn, Elmer, Parra Villamarìn, Julio Enoc y Murcia Piñeros, Jhonatan.** ISSN 2248-5724, Bogotá : Perfiles libertadores, 2011, Vol. 1. PP 34-41.
13. **Sàenz, Simòn, y otros.** *Diseño detallado de un vehiculo aereo no tripulado multiproposito de bajo costo para su operacion en colombia.* Medellin : Universidad Pontificia Bolivariana, 2012.
14. **Rivera Ballesteros, Ricardo y Garcia Guzmàn, Jaime Alexis.** *Analisis del comportamiento mecànico de materiales compuestos fibroreforzados.* Medellin : Universidad Pontificia Bolivariana, 2012.
15. **Ellwood, Jeffrey L.** *Desing and construction of a composite airframe for UAV research.* Monterey, CA : Naval Postgraduate School, 1990. 0704-0188.
16. **Chase, Nate.** *Optimization of laminated composite aircraft structures.* s.l. : Red cedar technology, 2011.
17. **Buretta, Atalia, Ryan, Fowler y Matt, Germroth.** *Final desing presentation low-cost espendable UAV proyect.* Virginia : Instituto Politecnico y Universidad estatal de Virginia, 2003.
18. **E. Cestino, G. Frulla.** *Desing, manufacturing and testing of a HALE-UAV structural demonstrator.* Turin, Italia : Departamento de Ingenieria Politecnico de Turin, 2007.
19. **Majid, D, L, y otros.** *Effect of fiber orientation on the structural response of a smart composite structure.* Malasya : Departamento de Ingenieria Aeronautica y Departamento de Ingenieria Mecanica, Universidad de Putra Malasya, 2012.
20. **Boeing.** Boeing 787-8 Dreamliner Fact Sheet. [En línea] 23 de Noviembre de 2007. [Citado el: 18 de abril de 2013.] <http://www.boeing.com/boeing/commercial/787family/787-8prod.page>.
21. *Boing 787 from the group up.* **Boeing.** 6, s.l. : AERO/BOEING, 2010, Vol. 4.

22. **Darrel R, Tenney y Davis Jr, John.** *NASA composite materials development: learned and future challenges.* 2009.
23. **AMA, Academy of Model Aeronautics.** Biography of Claude McCullough. [En línea] 30 de Enero de 2008.
24. **Parikh, Kartik Kiran.** *CAE tools for modelling inertia and aerodynamic properties of an R/C airplane.* Arlington : s.n., 2009.
25. **Miracle, Daniel B y Donaldson, Steven L.** *ASM Handbook, Vol 21, Composite ASM International.* s.l. : Composite ASM International, 2001. 21.
26. **Carbon Concrete.** Componentes de un refuerzo y fabricación. [En línea] 2008. [Citado el: 05 de 04 de 2013.] <http://www.carbonconcrete.es/HTLM/es/Material%20Compuesto.html>.
27. **Mallick, P K.** *Composites Engineering Handbook.* s.l. : University of Michigan-Dearborn, 1997.
28. **UAEAC.** *Definiciones y abreviaturas Reglamento aeronautico de colombia RAC.* Bogotá : UAEAC, 2013.
29. **Arèvalo Lozano, Fèlix.** *Aeroelasticidad de una aeronave en presencia de no linealidades estructurales concentradas.* Madrid : Archivo digital Universidad politècnica de madrid, 2008.
30. **UAEAC.** *Reglamento Aeronautico de Colombia RAC, reglamentacion para aeromodelos, seccion cuarta.* Bogotá : UAEAC, 2013.
31. **Australia, Civil Aviation Safety Authority.** *Design Standards: Unmanned aerial vehicles - aeroplanes.* 2000.
32. **AMA oficial page.** *FAA Modernization and reform act of 2012, conference committee report; sec 336. special rule for model aircraft.* s.l. : AMA, 2012.
33. **Corke, Thomas C.** *Design of aircraft.* 2003. pág. 233.
34. **Anderson, Jhon D.** *Aircraft performance and design.* s.l. : Mc Graw Hill, 1999.
35. **Hollmann, Martin.** *Composite aircraft design.* Monterey, California : s.n., 1983.
36. **Pamadi, Bandu. N.** *Performance, Stability, Dynamics and control of airplanes.* 1998 .

37. **Currey, Norman S.** *Aircraft landing gear design: Principles and practices.* 1988.
38. **Sadraey, Mohammad.** *Design, Landing Gear.*
39. **Shingley, Joseph E.** *Mechanical Engineering Design.* s.l. : Mc Graw Hill, 1977.
40. **Conway, Hugh Graham.** *Landing gear Design.* s.l. : The Royal Aeronautical Society Champan and Hall, 1958.
41. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach.* s.l. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
42. **Roskam, Jan.** *Airplane design Part IV.* s.l. : Roskam Aviation and engineering corporation, 1986.
43. **Megson, T.H.G.** *Aircraft structures for engineering students.* 2007.
44. **Vasiliey, Valery V y Morozov, Evgeny.** *Mechanics and analysis of composite materials.*
45. **Wolf, W W y Mikesell, S L.** *Glass fibers, Enciclopedia of Materials Science and Engineering.* 1986.
46. **Wallenberger, Frederick T y Watson, James C.** *ASM Handbook, Composites, Vol 21.*
47. **Hull, D y Clyne, W.** *An introduction to Composite Materials.* 1996.
48. **Bhagwan D, Agarwal, Lawrence J, Broutman y K, Chandrashekhara.** *Analysis and Performance of Fiber Composites.*
49. **Awerback, J. y Hanh, H.T.** *Fatigue and Proof testing of Unidirectional Graphite/Epoxy composites.* 1977.
50. **Abott, Norman y G, Donovan James.** *Some Mechanical Properties of Kevlar and Other Heat Resistant, Nonflammable Fibers, Yarns and Fabrics.* 1975.
51. **Dupont.** *Technical guide aramid fiber kevlar.* 2012.
52. **Magat, E.E.** *Philosophical Transactions of the Royal Society A.* 1980.
53. **Niu, Michael Chun-Yung.** *Composite Airframe Structure.* 1998.

54. US composites. [En línea] junio de 2013. [Citado el: 13 de junio de 2013.] <http://www.uscomposites.com/>.
55. **Barrera B, Victor Guillermo, Carvajal, Christian Rene y Marquez O, Juan Sebastian.** *Modelo matematico desarrollo y validación de un modelo matematico para el cálculo de propiedades mecánicas de materiales compuestos* .
56. **Mazumdar, Sanjay.** *Composites Manufacturing: Materials, Products and process engineering*. 2001.
57. **Garcia, Felipe y Lachmann, Daniel.** *Proceso de manufactura de un vehiculo aéreo no tripulado navigator X2.1*.
58. **Berrocal, Luis Ortiz.** *Elasticidad*. s.l. : Mc Graw Hill, 1998.
59. **FAA, Federal Aviation Administration.** *AC65-15A Airframe and powerplant mechanics airframe Handbook*. 1976.
60. **ANSYS, Documentation for.** Ansys.net. [En línea] [Citado el: 28 de Agosto de 2013.] [http://ansys.net/old\\_undocumented/Hlp\\_E\\_SHELL99.html](http://ansys.net/old_undocumented/Hlp_E_SHELL99.html).
61. **Jones, Robert M.** *Mechanics of composite materials*. 1999.
62. **Unmanned ground, aerial, sea and space systems.** Unmanned vehicles archive. [En línea] 2012.
63. **Polimeni, Ralph S, Fabozzi, Frank J y Adelberg, Arthur H.** *Contabilidad de costos, conceptos y aplicaciones para la toma de desiciones gerenciales* . s.l. : Mc Graw Hill, 1989.

## 8 ANEXOS

A: Planos Kadet Senior

B: Cálculo del número de Reynolds y simulación del perfil

C: Selección de la configuración

D: Caracterización de los materiales

E: Renderizados

F: Planos Kadet Genesis

G: Simulación en Ansys, librerías cargadas y criterio de falla

H: Aerodinámica

I: Cálculo del momento de bisagra

J: Evaluación del costo

K: Presentación de resultados

### Glosario

- Plywood: Tipo de madera hecha con capas con las fibras transversalmente pegadas unas a otras con fibras sintéticas
- Shear Web: Parte central de la viga principal, sometida a esfuerzos cortantes
- Spar Caps: Parte superior o inferior de la viga principal que va sujeta a la piel
- Sparbox: Parte central del ala, punto de unión entre las estructuras de las alas
- Cianocrilato: Sustancia utilizada como adhesivo de fraguado rápido por agua que puede provenir de la humedad del ambiente
- Carenado: Tipo de cubierta, en ciertos casos hecha de materiales compuestos, para mejorar la aerodinámica o con fines estéticos de algún componente.
- Poliacrilonitrilo: Conocido comúnmente como PAN, es un polímero vinílico utilizado en la fabricación de fibras sintéticas, tales como, la fibra de carbono



- Bisfenol: es un producto químico orgánico que sirve para la producción de plásticos y revestimientos para materiales de alto rendimiento
- Etilenglicol: es un líquido incoloro usado en soluciones anticongelantes con las cuales se deshela los materiales.
- Fibras preimpregnadas: son refuerzos (cintas o tejidos) impregnados en una resina termoestable, la cual es capaz de procesarse en condiciones específicas.
- Technora: es una fibra sintética formada a partir de copolímeros, presenta mejores características que el acero, haciéndola resistente a la fatiga a largo plazo, resistente a la corrosión, calor, productos químicos y de agua salada
- Twaron: es una fibra sintética creada por Teijin Aramid, esta fibra presenta características físicas y químicas que la hace resistente al calor.