

**DISEÑO PRELIMINAR DEL FUSELAJE Y TREN DE ATERRIZAJE DE UNA
AERONAVE COMMUTER TIPO STOL**

**PROYECTO DE GRADO PARA OBTENER EL TÍTULO DE INGENIERO
AERONÁUTICO**

Julián Camilo Pérez.

Código: 201420060604

Juan David Velandia Castillo.

Código: 201420032604

Director: Pedro David Bravo Mosquera

Subdirector: Jhon Jairo Vaca Rios

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

INGENIERÍA AERONÁUTICA

2019

Nota de Aceptación:

Presidente Del Jurado

- Jurado 1

- Jurado 2

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

AGRADECIMIENTOS

*Dedicamos este proyecto a nuestras familias y amigos
los cuales nos ayudaron y guiaron en el largo camino
de la realización de nuestros estudios académicos.*

*Con su apoyo incondicional para ampliar nuestros
conocimientos y estar más cerca de nuestras metas,
sueños y ambiciones a lo largo de nuestro
desarrollo profesional.*

*Esto fue posible gracias a la ayuda de Dios,
gracias por otorgarnos la sabiduría, salud,
voluntad y la capacidad de siempre mirar hacia
adelante sin importar las adversidades y lo difícil que fuera
este camino hacia nuestro sueño de ser ingeniero Aeronáutico.*

*También le dedicamos este trabajo a nuestros padres,
porque ellos siempre están aquí en las buenas y en las
malas; nos educan, nos aconsejan, nos imparten valores
para conducirnos correctamente y nos ofrecen el sabio
consejo en el momento oportuno.*

AGRADECIMIENTOS

Los autores expresan sus agradecimientos a:

- Los docentes que nos acompañaron a lo largo de la realización de nuestro proyecto de vida de ser ingeniero aeronáutico.
- A la universidad por brindarnos las bases necesarias para lograr nuestros objetivos.
- Al doctor Pedro David Bravo Mosquera, nuestro director que a pesar de estar en otro país nos brindó su ayuda y colaboración en el desarrollo de este proyecto de grado.
- Al ingeniero Jhon Jairo Vaca Rios que nos guió en la elaboración de este proyecto.
- Al MEng. Juan Carlos Gamba por brindarnos su colaboración y conocimiento durante el desarrollo de este proyecto.
- A nuestros docentes de la facultad de ingeniería aeronáutica: Diego Reyes, Aixa Ardila, Jaime Orduy, Iván F. Rodríguez.
- Agradecemos de manera al Ingeniero Joshua Gomez que nos facilitó las imágenes del despiece e ingeniería inversa del tren de aterrizaje del tren de aterrizaje del casa 212 el cual fue base de nuestra investigación para el desarrollo del tren de aterrizaje del Vultur.

Por su constante motivación y apoyo en este trabajo, mil gracias, Dios los bendiga.

TABLA DE CONTENIDO

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	1
2. JUSTIFICACIÓN	2
3. OBJETIVOS.....	3
Objetivo General	3
Objetivos Específicos	3
4. MARCO TEÓRICO.....	4
4.1 Bases de la ergonomía.	4
4.2 Diseño ergonómico.....	5
4.3 Diseño estructural.....	5
5. DISEÑO CONCEPTUAL DEL FUSELAJE	5
6. LONGITUD ÓPTIMA Y PARÁMETRO DEL FUSELAJE	6
7. DISEÑO CABINA DE PASAJEROS.	8
8. Diseño de la cabina de piloto	13
8.1 Número de pilotos y miembros de la tripulación.	13
8.2 Controles de la cabina pilotos(cockpit)	13
8.4 Otros dispositivos	15
8.5 Vista del Piloto	16
8.6 Longitud de la cabina Lp	16
8.7. Ancho de la cabina.....	18
8.8 Bosquejo de la cabina de piloto.....	19
9. Análisis de peso y balance de la aeronave	21
9.1 Teoría de peso y balance.....	21
9.2 Brazo del avión, peso y balance	22
9.3 Boceto del fuselaje.....	22
9.4 Selección del Datum	24
9.5 Distancia de las cargas.....	24
9.6 Peso de las partes	25
9.6.1 Sillas de pasajeros	25
9.6.2 sillas tripulación de cabina	26
9.6.3 Peso del Cabina pilotos(cockpit)	26
9.6.4 CG Identificación.....	27
9.6.5 Cálculo de peso y balance del fuselaje	29
10. Análisis estructural.....	32

10.1 Tipo de fuselaje	32
10.2 Diagrama V-N	34
10.3 Diseño del Semi-monocasco	34
10.4 Selección de materiales y caracterización de material	35
10.4.1 Selección de materiales	35
10.4.2 caracterización de material	35
10.5 Idealización del fuselaje.....	37
10.5.1 Peso de la sección.....	38
10.6 Esfuerzo cortante y momento de flexión	39
10.7 Cálculos de diseño de las Cuadernas y los Atiesadores.....	40
10.8 Espesor de la piel.....	43
10.9 Sistema de paletizado.....	49
11. DISEÑO SILLA.....	76
12. DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE VULTUR.....	82
13. CONFIGURACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	82
14. SISTEMA DE AMORTIGUAMIENTO.....	87
14.1 Sistema de amortiguamiento líquido	87
15. FRENADO DE LA AERONAVE	91
16. DESARROLLO TREN DE ATERRIZAJE VULTUR.....	94
17. CARACTERÍSTICAS DEL TREN	96
18. APORTE EN EL DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	100
19. DISEÑO CAD.....	105
Diseño tren de aterrizaje principal	106
Diseño tren de aterrizaje de nariz.	108
20. CÁLCULOS DISEÑO TREN DE ATERRIZAJE	110
20.1.1 Reglamentación Americana:	111
20.1.2 Reglamentación Británica:	112
Cálculo de peso del tren de aterrizaje y amortiguación:.....	112
Volumen del cilindro.....	116
20.1.3 Presión en el cilindro.	116
20.1.4 Carga en el amortiguador.	116
Cargas del tren de aterrizaje.....	117
20.1.5 Trabajo realizado por el amortiguador.....	117
Potencia de frenado.	119

Potencia Lineal. (LP).....	120
Sistema de energía de frenado.	121
21. RECOMENDACIONES DEL AUTOR.....	123
22. CONCLUSIONES.	124
23. TABLA DE REFERENCIAS	125

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Parámetros del fuselaje (Libertadores, 2019).....	7
Tabla 2. Ancho del pasillo de acuerdo a la cantidad de pasajeros del avión y la medida desde el piso de acuerdo al far 23 sección 23.815.	9
Tabla 3. Datos para calcular CG	28
Tabla 4. Cálculos de peso y balance.....	29
Tabla 5. Propiedades del aluminio 2024-T3.	36
Tabla 6. Propiedades Mecánicas del Aluminio 2014-T3.....	36
Tabla 7. Resultado de la operación con respecto a B	41
Tabla 8. Resultados para cada $q+q1-2$	44
Tabla 9. Resultados del flujo de tensiones en cada atiesadores... ..	46
Tabla 10. Parámetros diseño para el tren.	83
Tabla 11. Comparación de diversas configuraciones de tren de aterrizaje (10 excelente – 1bajo).....	86
Tabla 12. Valores de materiales para frenos	91
Tabla 13. Distancias requeridas componentes con respecto al tren de aterrizaje.	99
Tabla 14. Amortiguador y valores.....	113

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

Imagen 1 Geometrías estándar para aeronaves a) larga de transporte b) militares de combate c) aviación general ligera d) helicópteros.	6
Imagen 2 Definición geométrica de los parámetros del fuselaje.	7
Imagen 3 Medidas Aeronave Vultur	8
Imagen 4 Medidas básicas de las sillas de la cabina de pasajeros.	10
Imagen 5 Plano básico de la cabina de pasajeros unidades en milímetros.....	12
Imagen 6 T básica del Avión Vultur	15
Imagen 7 Medidas básicas de la cabina del piloto de aviones de transporte.....	17
Imagen 8 Medidas antropométricas de la población colombiana entre 20 a 39 años.....	18
Imagen 9 Ancho de la cabina.....	19
Imagen 10 Dimensiones del Cabina pilotos (cockpit) con cotas en mm vista lateral y superior.....	20
Imagen 11 Dimensiones de la aeronave Vultur cotas en mm	23
Imagen 12 Vista superior al interior de las secciones 2 y 3 de la aeronave con cotas en mm.	23
Imagen 13. DATUM	24
Imagen 14 Distancia entre DATUM y centro de gravedad aproximado de los objetos cotas en mm.....	25
Imagen 15 Posición del tren de aterrizaje con respecto al Datum cotas en mm.	28
Imagen 16 Posición del CG con respecto al Datum cotas en mm	29
Imagen 17 Gráfico de Momento /1000 vs peso de carga de la Aeronave Vultur.....	31
Imagen 18 Posición del CG teniendo en cuenta la carga interior del fuselaje	32

Imagen 19 Nombres de los componentes de una estructura monocasco	33
Imagen 20 Diagrama V-N para la aeronave vultur	34
Imagen 21 Sección cabina de pasajeros cotas en m.....	37
Imagen 22 Sección transversal de los atiesadores..s cotas en mm.....	42
Imagen 23. Sección de viga para las cuadernas o frames cotas en mm.	43
Imagen 24 Sección transversal del fuselaje cotas en mm.	47
Imagen 25 Distribución transversal del peso en el fuselaje Cotas en mm.	47
Imagen 26 Sistema de Paletizado cotas en mm.	49
Imagen 27 Análisis gráfico de los esfuerzos en la viga longitudinal de la sección del pallet.	51
Imagen 28 Viga opcional.....	53
Imagen 29 Tamaño aproximado de la viga del CASA 212 cotas en mm	55
Imagen 30 Viga lateral seleccionada tomando valores aproximados de un casa 212.....	56
Imagen 31 Diagrama de esfuerzos y momentos viga lateral.	57
Imagen 32 Dimensiones viga de soporte.....	58
Imagen 33 Vista lateral del piso compuesto por aluminio y resina epoxica.	58
Imagen 34 Ensamblajes de la sección de prueba, a) Piso , b) vigas transversales sujetas a las cuadernas,c) vigas longitudinales sujetas a las vigas transversales y d)vigas de soporte.	60
Imagen 35 Asignación de valores para aluminio 2024-t3.....	60
Imagen 36 Puntos fijos asignados en la simulación de la estructura.	61
Imagen 37 Enmallado seleccionado para la simulación del paletizado.	62
Imagen 38 Hacia abajo 6g	63
Imagen 39 Esfuerzo equivalente a 6 g hacia abajo	64
Imagen 40 Deformaciones a 6g hacia abajo	65

Imagen 41 Hacia adelante.	66
Imagen 42 Resultados esfuerzos hacia adelante.	67
Imagen 43 Análisis deformación.	69
Imagen 44 Hacia los lados 3g.	70
Imagen 45 Resultados esfuerzos hacia los lados.	70
Imagen 46 Resultados deformaciones.	71
Imagen 47 hacia arriba 3g.	72
Imagen 48 Resultados esfuerzos hacia arriba.	73
Imagen 49 Resultados deformaciones hacia arriba.	74
Imagen 50 Hacia atras 1,5g.	74
Imagen 51 Resultados esfuerzos hacia atras	75
Imagen 52 Resultados deformaciones hacia atras.	76
Imagen 53 Medición del sujeto de muestra.	77
Imagen 54 Radiografía de la columna vertebral estándar	78
Imagen 55 Planos del espaldar de la silla cotas en mm	79
Imagen 56 Sillas para dos personas bajo estándares militares MIL-S-26688	81
Imagen 57. Sistema de amortiguación tren de aterrizaje.	89
Imagen 58. Análisis estadístico materiales para frenos.	93
Imagen 59. Tabla de las propiedades del Cromo-Molibdeno.	98
Imagen 60. Vista frontal y estructura del tren de nariz.	101
Imagen 61. Estructuración tren de aterrizaje principal.	102
Imagen 62. Vista lateral del tren de aterrizaje.	103
Imagen 63. Ingeniería Inversa Tren de Aterrizaje.	104
Imagen 64. Diseño CAD Tren de Aterrizaje Principal.	106

Imagen 65. Plano tren de aterrizaje principal.	107
Imagen 66. Diseño CAD Tren de Nariz.	108
Imagen 67. Plano tren de aterrizaje de la aeronave.....	109

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Teniendo en cuenta los terrenos y las zonas de difícil acceso de la mayor parte del territorio nacional, se tomó la decisión de diseñar una aeronave que tenga resistencia, fuerza y la agilidad de ingresar a cualquiera de estas regiones para suplir las necesidades de las comunidades más alejadas de la zona rural. Junto con el diseño de la aeronave es importante también desarrollar un fuselaje y un tren de aterrizaje que se adapte muy bien a las condiciones de trabajo a las que el avión será expuesto estos datos se obtuvieron a partir de previas investigaciones de la favorabilidad que representa una aeronave de estas proporciones para suplir las necesidades de personas que viven en zonas de difícil acceso esto con base a experiencia suministrada por pilotos de aeronaves como CASA 212, CASA 295, DC3.

El tren de aterrizaje es un componente esencial para cualquier aeronave ya que cumple funciones de soportar la aeronave cuando se encuentra en tierra, taxear y dirigir usando la potencia propia del avión, hacer la carrera de despegue y aterrizaje, y frenar en la pista. Por lo tanto, la metodología de diseño de este proyecto se basó en los estudios realizados por Norman S Currey en su libro *Aircraft Landing Gear Principles and Practices* para el diseño del tren de aterrizaje de una aeronave commuter, cuyas condiciones de operación son bastante rigurosas en comparación con otras aeronaves. Además, fue considerado el diseño preliminar del fuselaje usando la metodología de M. Sadraey en su libro *Aircraft Design* y T. Megson *Aircraft Structures for Engineering students* para lograr un correcto diseño del fuselaje de la aeronave, visando garantizar un diseño ergonómico de la cabina de pasajeros sin que este afecte la capacidad de carga paga.

Vale aclarar que este proyecto contempló el diseño preliminar de una aeronave categoría commuter, la cual hizo parte del concurso de la Fuerza Aérea Colombiana.

2. JUSTIFICACIÓN

Con el propósito de suplir las necesidades a las cuales se tienen que someter las líneas aéreas y las Fuerzas Militares de Colombia y con el fin de contribuir a la industria aeronáutica de Colombia, se incursiono en el diseño de un fuselaje con amplios conceptos de confort y que permita a la tripulación y a los pasajeros una experiencia de comodidad durante su viaje, de igual manera se diseñó una estructura de la cabina de pasajeros que permitirá cumplir con los requerimientos y normas de diseño de acuerdo a la normativa vigente para que se pueda someter a condiciones adversas de la geografía colombiana. Así mismo se diseñó un tren de aterrizaje robusto que pueda soportar las diversas fuerzas y cargas a las que se enfrentará en pistas no preparadas y zonas de difícil acceso.

Para eso, en este proyecto se optó por el diseño de un tren de aterrizaje retráctil que resista el aterrizaje en pistas no preparadas. En este caso, se tuvo en cuenta las condiciones geográficas a las cuales será sometida esta parte de la aeronave, debido a que los terrenos en los que aterrizará presentan imperfecciones que afectan la estructura y la vida útil de los componentes del tren de aterrizaje. Para ello, se llevó a cabo el cálculo de cargas para el tren de aterrizaje como la potencia de freno y las cargas inerciales que soportará el amortiguador.

3. OBJETIVOS

Objetivo General

Realizar el diseño preliminar del fuselaje y del tren de aterrizaje de una aeronave commuter tipo STOL que será operada en regiones de difícil acceso y en pistas no preparadas de las diversas regiones del país.

Objetivos Específicos

- Realizar el diseño preliminar de un tren de aterrizaje retráctil.
- Calcular la carga del tren de aterrizaje, potencia de freno y amortiguador.
- Calcular la carga y estabilidad del fuselaje.
- Realizar diseño estructural y ergonómico del fuselaje y la cabina de pasajeros.

4. MARCO TEÓRICO

4.1 Bases de la ergonomía.

En el diseño de un vehículo de transporte para pasajeros, en este caso el de una aeronave, la ergonomía juega un papel muy importante ya que permite no solo dar un valor agregado al servicio que presta la empresa, sino que además conecta al usuario con el avión. (Raymer, 2002). Usualmente, los ingenieros especializados en el área de diseño de aeronaves deben buscar la forma de brindar funcionalidad y comodidad de tal manera, que la cabina de pasajeros brinde comportamientos menos estresantes y permitan que el hombre refuerce su relación con el ambiente del interior y los elementos tangibles. Con esto en mente, se han generado leyes desde 1995 que integran esta ciencia con el estudio de la salud y prevención de riesgos laborales que se han extendido a diferentes áreas de la vida cotidiana como en el caso de la aviación civil y militar.

A través del tiempo, esta ciencia ha tenido varios significados que han ido cambiando gracias a la asociación internacional de ergonomía que la define actualmente como, “la disciplina científica relacionada con la comprensión de las interacciones entre los seres humanos y los otros elementos de un sistema”. “La profesión que aplica teoría, principios, datos y métodos para diseñar un sistema a fin de optimizar el bienestar humano y el rendimiento global del sistema”. Estas definiciones son consideradas la más acertadas por los profesionales en campo de la ergonomía, pero aplicadas en todos los campos del conocimiento.

4.2 Diseño ergonómico

El objetivo del diseño ergonómico se basa en la reducción de índices económicos en el diseño sin dejar de lado la calidad del producto, también se tiene en cuenta parámetros como la seguridad a la cual se somete el producto en sus funciones básicas, la utilidad y la eficiencia que esta representa para el usuario. En el caso de la aviación, estos parámetros juegan un papel importante debido a que este campo está en constante cambio en temas como diseño, materias primas, eficiencia y resistencia a la cual la aeronave será sometida.

4.3 Diseño estructural

El diseño estructural se realiza teniendo en cuenta el performance del avión, las características aerodinámicas en términos de maniobrabilidad de la aeronave y transferencia de calor aerodinámicas. A estas características se las conoce como de las condiciones de diseño.

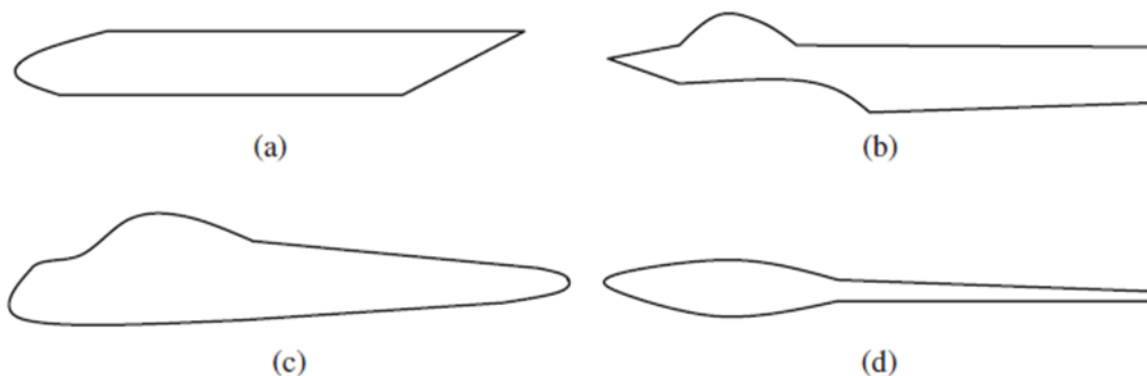
5. DISEÑO CONCEPTUAL DEL FUSELAJE

Para el diseño de conceptual del fuselaje y lograr realizar un análisis funcional, fue preparado un sistema de aproximación funcional que depende de las siguientes características: El tipo de misión, la configuración de la aeronave y la carga paga (Payload). Algunas funciones que cumple el fuselaje son las de acomodar la carga paga, reducir el drag (arrastre) de la aeronave y unir los diferentes componentes de los aviones como lo son los planos, los estabilizadores y los motores. (M.Sadraey, 2013)

Existen varios parámetros que deben ser determinados para el diseño del fuselaje los cuáles son los requerimientos de acomodación, las misiones de operación, las operaciones de navegabilidad, requerimientos de aterrizaje, requerimientos aerodinámicos, requerimientos de estabilidad, peso bajo, baja área húmeda y baja área lateral, debe ser simétrico, integridad estructural y dureza, mantenimiento, manufactura, costo, larga vida y su capacidad de ser detectado por radares. (M.Sadraey, 2013)

Para el desarrollo geométrico de los fuselajes se han estandarizado cuatro tipos de acuerdo a su misión, entre estos podemos encontrar los siguientes: fuselaje largo para transporte, fuselaje para aviones de combate, fuselaje para aviones ligeros y fuselajes para helicópteros (M.Sadraey, 2013). Para el diseño de la aeronave commuter tipo stol que se está desarrollando se usó un fuselaje estándar para aeronaves largas de transporte tal como se observa en la figura 1(a)

Imagen 1 Geometrías estándar para aeronaves a) larga de transporte b) militares de combate c) aviación general ligera d) helicópteros.



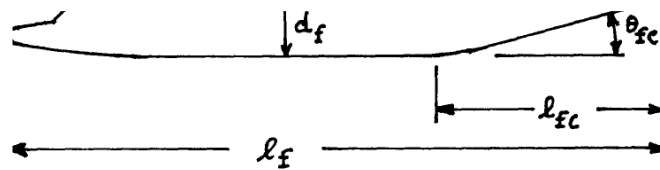
Fuente: Mohammad Sadraey Aircraft design, 1st ed. A John Wiley & Sons, Ltd.

6. LONGITUD ÓPTIMA Y PARÁMETRO DEL FUSELAJE

Para determinar los parámetros que debe tener el fuselaje podemos extraer los datos del capítulo 14 del proyecto de diseño conceptual de la aeronave Vultur (Eric Rodriguez, 2019).

La figura 2 permite señalar algunas medidas básicas que la geometría seleccionada en la sección 5 debe tener, estos valores se encuentran anotados en la tabla 1 y en la imagen 3 se muestra el CAD con las dimensiones de la aeronave desarrollada en el proyecto Diseño Preliminar De Una Aeronave Tipo Stol (VULTUR) realizado por el grupo de diseño de Los Libertadores. (Libertadores, 2019)

Imagen 2 Definición geométrica de los parámetros del fuselaje.



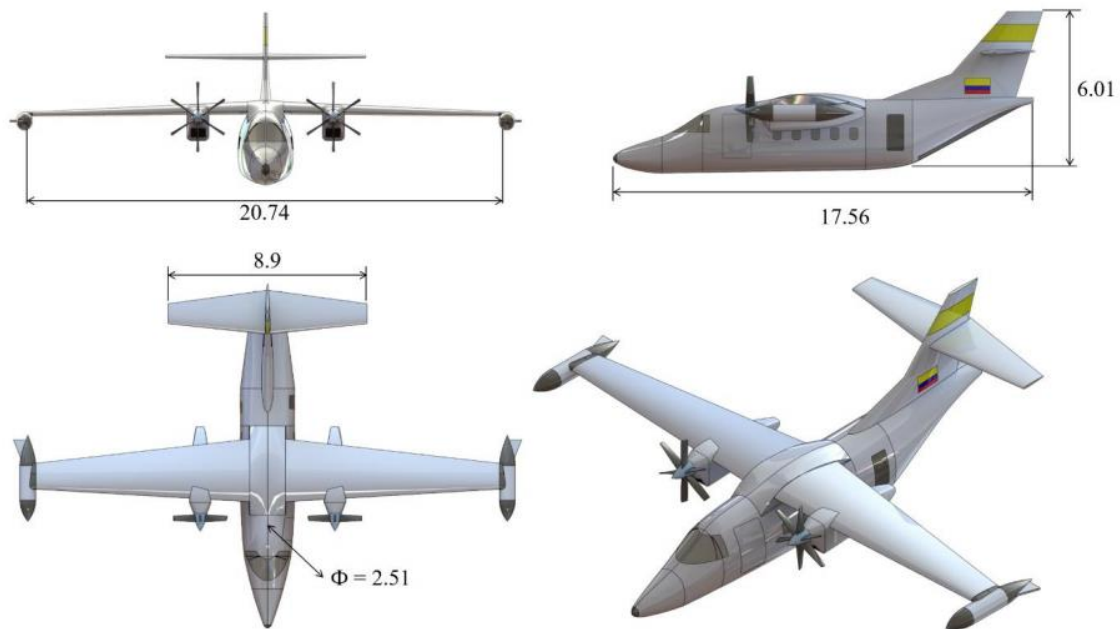
Fuente: Jan Roskam/Airplane Design. (DAR corporation)

Tabla 1. Parámetros del fuselaje (Libertadores, 2019).

Tipo de avión	Lf	Df	θ_{fc}
Commuter	17,56	2,51	17

En la imagen 3 se observa el CAD con las características de la aeronave VULTUR realizada por el grupo de diseño de la universidad Los Libertadores.

Imagen 3 Medidas Aeronave Vultur



Fuente: Grupo de diseño los libertadores/ DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE TIPO STOL (VULTUR)/. (Los Libertadores)

7. DISEÑO CABINA DE PASAJEROS.

La FAR 23 regula las medidas y aspectos que debe tener la cabina de pasajeros para aeronaves tipo Commuter. En la sección 23.817 la FAR regula que en un pasillo de pasajeros solo puede haber tres asientos unidos a cada lado del pasillo. Así mismo teniendo en cuenta la sección 23.815 para nuestra aeronave con 19 pasajeros tenemos los siguientes datos (Tabla 2).

Tabla 2. Ancho del pasillo de acuerdo a la cantidad de pasajeros del avión y la medida desde el piso de acuerdo al far 23 sección 23.815.

Capacidad de Pasajeros Sentados	Ancho mínima del pasillo de pasajeros (pulgadas)	
	Menos de 25 pulgadas desde el piso.	Más de 25 pulgadas desde el piso.
10 – 19	9	15

Fuente: Adaptada de las far 23/(FAA)

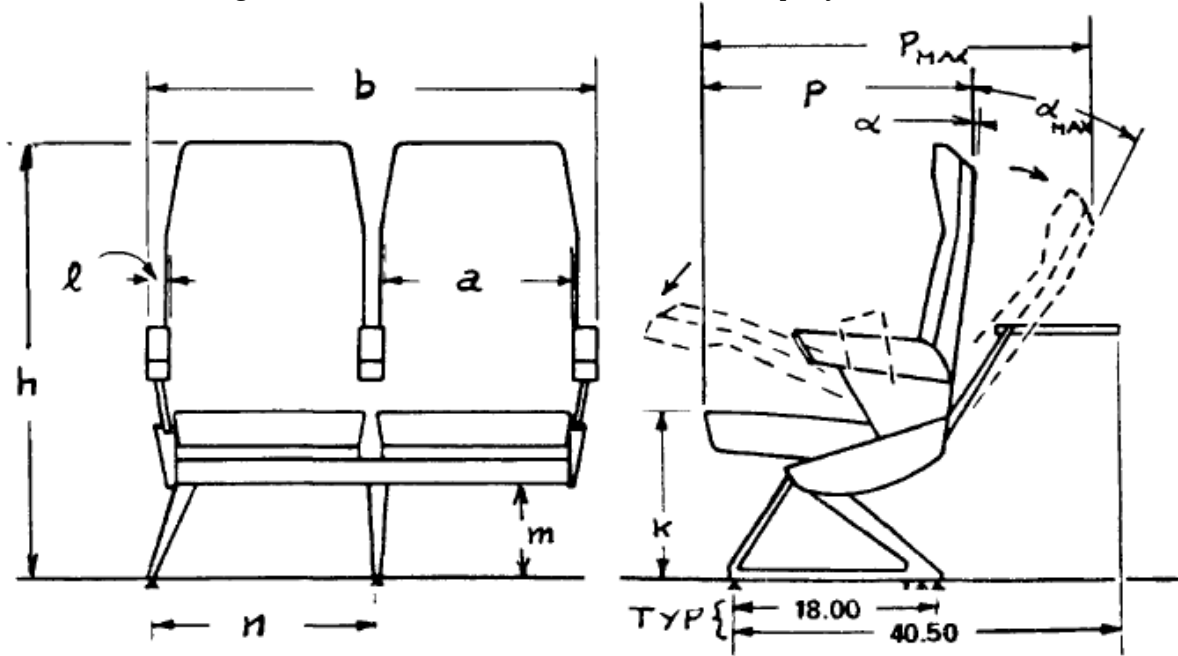
También podemos usar los datos del libro Airplane Design de Jam Roskam para determinar las medidas básicas de los componentes de la cabina de pasajeros de igual manera nos remitir para tener un mejor concepto a la imagen 4. De esta manera obtenemos los siguientes datos para la aeronave a diseñar. (Roskam, 2003)

- Ancho del asiento (b):76.2 cm
- Inclinação. del asiento (P): 71,12 cm
- Espacio para la cabeza:164cm
- Ancho del pasillo: 45 cm(de esta manera se cumple con la regulación de la far 23)
- Ángulo del respaldo del asiento: 15°

Del baseline y las características de diseño de la aeronave tenemos los siguientes datos.

- Números de pasajeros:19
- Número de asientos en pares 2+1
- Inclinação. máximo del asiento (Pmax):101.6 cm

Imagen 4 Medidas básicas de las sillas de la cabina de pasajeros.



Fuente: Jan Roskam/Airplane Design. (DAR corporation)

Para el diseño del fuselaje se tomó en cuenta las configuraciones de asientos más usados a nivel mundial que cumplen con los estándares básicos que se encuentran en la industria de aviones que cumplen con las mismas características de la aeronave Vultur, tales como que en caso de que la carga paga sea para transporte de pasajeros, estos solo pueden llevar un maleta y un ítem personal de mano (M.Sadraey, 2013).

Para el cálculo de longitud de la cabina L_c fueron tenidas en cuenta las siguientes consideraciones: la geometría del fuselaje, el número de asientos, el arreglo de los asientos y el tipo de servicio que prestará el avión (primera clase, clase ejecutivo o clase económica). Con eso en mente podemos usar la ecuación 1. (M.Sadraey, 2013)

$$L_c = \sum_{i=1}^3 \sum n_{ri} \cdot P_{si} \quad (1)$$

Donde n_{ri} es el número de filas en la cabina, P_{si} es el Inclinação. del asiento y el $\sum$ se utiliza para poder incorporar los tres tipos de asientos para cada categoría siendo $i=1$ para

económica, $i=2$ para ejecutivo, $i=3$ para la primera clase. (M.Sadraey, 2013). La aeronave desarrollada, por sus características no fue necesario tener más de una cabina ni categoría. El número de filas en la columna se calculó teniendo en cuenta el número de pasajeros y el número de asientos por fila. Esto permitió que la ecuación pueda simplificarse de la siguiente manera:

$$L_C = n_{ri} P_{si} \quad (2)$$

Sin embargo, este valor puede ser corregido teniendo en cuenta un factor numérico que representa el espacio reservado para galleys, (si bien este avión no lleva galleys se deja como marca una caja que indica la existencia de una sección donde pueden haber equipos sobre el piso o debajo de él), cuartos de aseo o baños, que ronda entre 1.1 y 1.35 de esta manera podemos completar la ecuación 2.

$$L_C = n_{ri} P_{si} [1.1 - 1.35] \quad (3)$$

Tomando un valor tentativo mínimo ya que este tipo de aeronaves no requieren galleys y reemplazando la ecuación 3 tenemos.

$$L_C = 7 * 101,6 * [1.1]$$

$$L_C = 782,32cm \rightarrow 7,82m$$

Ahora se necesita calcular el ancho de la cabina (W_c) para lo cual es necesario tener en cuenta el ancho de los asientos (W_s), número de asientos en línea (n_s), el número de pasillos (n_A) y el ancho de los pasillos (W_A).

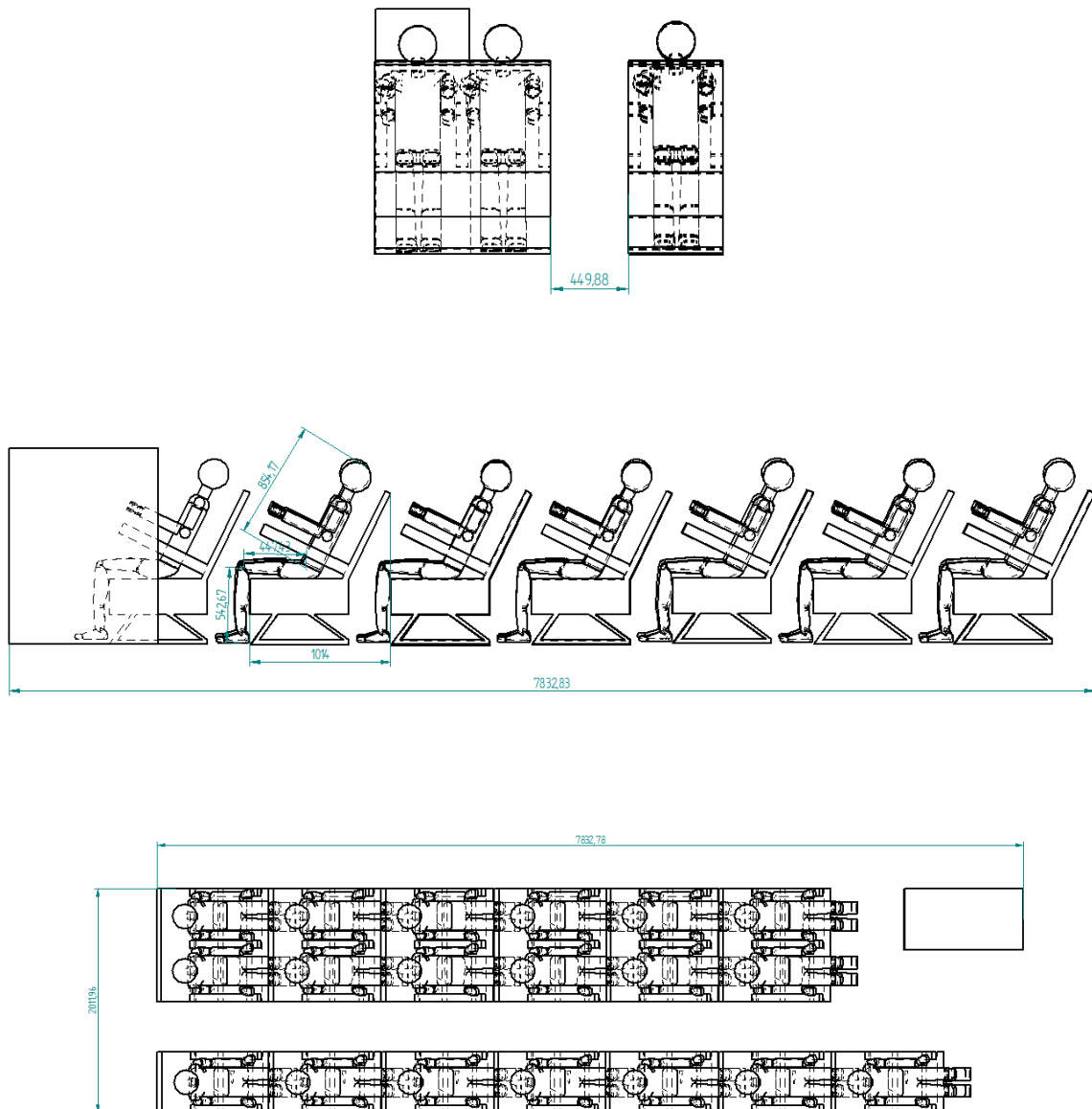
$$W_c = n_{s1} W_{s1} + n_A W_A + n_{s2} W_{s2} \quad (4)$$

$$W_c = 3 * 101,6 + 1 * 45 + 1 * 54.6$$

$$W_c = 201,2cm \rightarrow 2,012m$$

De esta manera ya obtenemos cómo será la distribución y medida de la cabina de pasajeros de nuestra aeronave para ello se realiza el plano en la imagen 5.

Imagen 5 Plano básico de la cabina de pasajeros unidades en milímetros.



8. Diseño de la cabina de piloto

La cabina pilotos(cockpit) o cabina del avión fue diseñada de manera tal que permita a la tripulación tener acceso a los controles del avión a través del panel de control. Para el diseño de la cabina pilotos(cockpit) se determinó los siguientes parámetros. Geometría del asiento, espacio libre del asiento, distancia al stick/yoke/side-stick, distancia del movimiento del stick, distancia al pedal, rango de movimiento del pedal, ángulo de vista inferior al horizonte, ángulo de visión sobre la nariz, ángulo de vista lateral, ángulo del asiento trasero, distancia al panel del control, altura de sobre-cabeza, y la habitación detrás del asiento (M.Sadraey, 2013).

Para tener un diseño claro de la cabina deseada y que a su vez esta cumpla con los requisitos del FAR 23, se tuvo en cuenta las siguientes características y normas.

8.1 Número de pilotos y miembros de la tripulación.

Como requisito de la fuerza aérea colombiana se deben tener tres tripulantes se asumen que estos son el piloto, el copiloto y un tripulante de cabina de pasajeros.

8.2 Controles de la cabina pilotos(cockpit)

La cabina pilotos(cockpit) debe tener según el far 23.671 dos características generales; los controles deben funcionar de manera fácil, fluida y positivamente para lograr el desempeño óptimo de las funciones; Los controles e indicadores deben ser arreglados e identificados de tal manera que sean fácilmente visibles y no den lugar a confusiones. Además, según far 23.777 al tener piloto y copiloto los controles de los motores deben ser copiados lado a lado.

8.3 Nivel de automatización

El nivel de automatización representa una importante parte del diseño de una aeronave ya que es una de las principales fuentes de competencia entre los fabricantes de aviones (M.Sadraey, 2013) para la aeronave Vultur se desea que los indicadores del avión se sean completamente electrónicos con pantallas de cristal líquido (LCD) ya que muchos sistemas de medición mecánicos y otro tipo de elementos (también mecánicos) resultan más costosos y menos eficientes (M.Sadraey, 2013). Sin embargo, como norma en la FAR 25, se debe tener en las pantallas que se encuentran al frente del piloto los siguientes elementos:

1. Airspeed Indicator (indicador de velocidad del aire).
2. Attitude indicator (indicador de actitud).
3. Altímetro.
4. Horizontal situación indicador (HSI).

Estos deben ir organizados en una combinación conocida como T básica. En la Imagen 6 se ve la T básica y sus componentes sin embargo en esta se encuentran otros dos indicadores los cuales pueden ser cualquiera de los que son regulados por las autoridades aeronáuticas de los países. En cualquier aeronave los indicadores ya sean electrónicos o mecánicos deben contener todos los indicadores anteriores más los siguientes:

1. Reloj
2. Compass.
3. manómetro
4. termómetro para motores refrigerados por aire.
5. medidor de temperatura de aceite para cada motor.
6. Medidor de presión de alimentación de motor

7. Medidor de cantidad de combustible

8. Indicador posición del tren de aterrizaje

Todo esto según RAC4 sin embargo la aeronave Vultur se espera que sea usada con instrumentos para lo cual también es necesario agregar los siguientes indicadores adicionales a los sistemas del Cabina pilotos(cockpit):

1. Un indicador de viraje y desplazamiento lateral.

2. Indicador giroscópico de viraje.

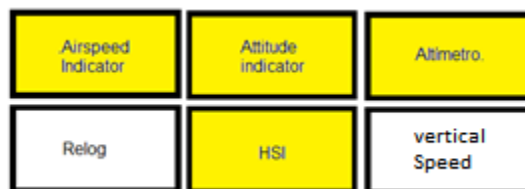
3. Para vuelos a y sobre niveles de 24.000 pies (FL240) o más, un equipo aprobado de medición de distancia (DME).

6. Un medidor de temperatura exterior.

7. Un variómetro.

En este caso por gusto del diseño el reloj y el medidor de velocidad vertical de motor ocuparan estos lugares.

Imagen 6 T básica del Avión Vultur



8.4 Otros dispositivos

Según RAC 4 aparte de los elementos vistos en la sección 12.3 la aeronave debe ser provista con los siguientes equipos de navegación y comunicación.

1. Para vuelos a y sobre niveles de 24.000 pies (FL240) o más, un equipo aprobado de medición de distancia (DME).

2. Un transmisor localizador de emergencia.
3. Un sistema de radiocomunicación de doble vía VHF y que sea apto para comunicarse en la frecuencia de emergencia 121.5 MHz.

8.5 Vista del Piloto

Se establecen como características para un futuro diseño detallado que la cabina de piloto cumpla con los estándares FAR 23.773 la cual ofrece las siguientes características las cuales deben ser cumplidas para la certificación de la aeronave.

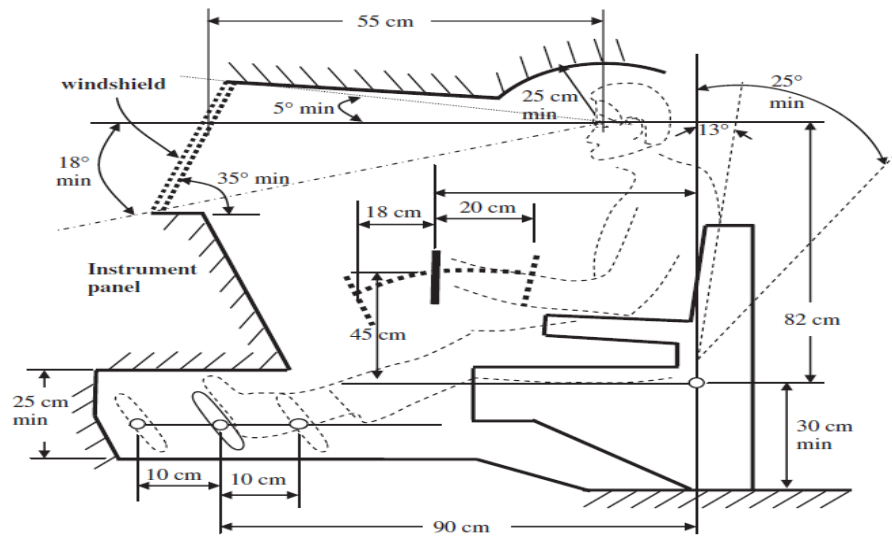
1. El arreglo debe permitir al piloto tener una vista suficientemente extensa y clara que le permita ver sin ningún impedimento ni distorsión en cualquiera de las fases de vuelo o maniobras que realice.
2. Las pantallas deben evitar generar brillo tal que no interfieran con la vista del piloto.
3. deben proteger al piloto y resguardar la información en caso de nevada o neblina.

Para ellos se espera que las pantallas instaladas se encuentren certificadas bajo la TSO C113.

8.6 Longitud de la cabina Lp

Con las características dadas anteriormente se optó por una por una configuración común entre aeronaves de tipo transporte ya que no se tiene como prioridad el realizar maniobras. Se utiliza como referencia la Imagen 7 del libro de Mohammad Sadraey Aircraft design Sumándole 121 cm para el tripulante de cabina extra y el Rack eléctrico.

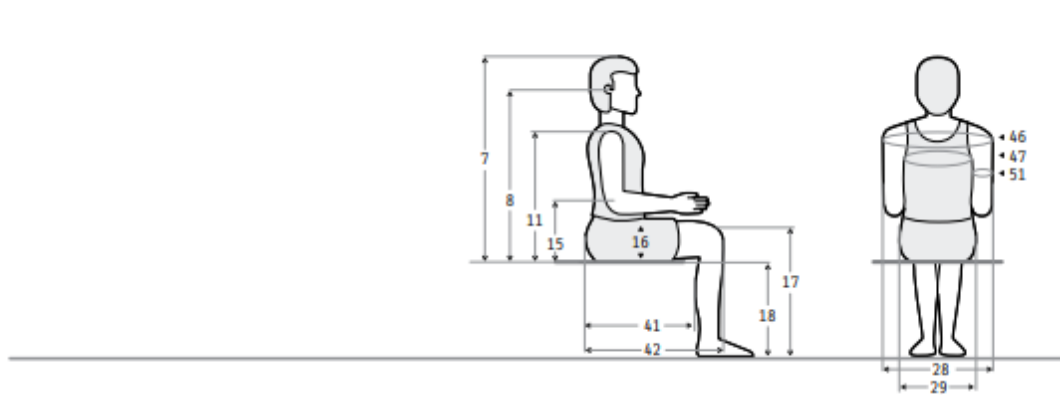
Imagen 7 Medidas básicas de la cabina del piloto de aviones de transporte.



Fuente: Mohammad Sadraey Aircraft design, 1st ed. A John Wiley & Sons, Ltd.

Para el diseño básico de la silla del piloto se utilizó la medida estándar de la población colombiana entre 20 y 39 años que se encuentran en el estudio realizado por la Universidad de Guadalajara en el cual se tomaron las medidas antropométricas de la población perteneciente a algunos países que componen Latinoamérica tal como se observa en la imagen 8.

Imagen 8 Medidas antropométricas de la población colombiana entre 20 a 39 años



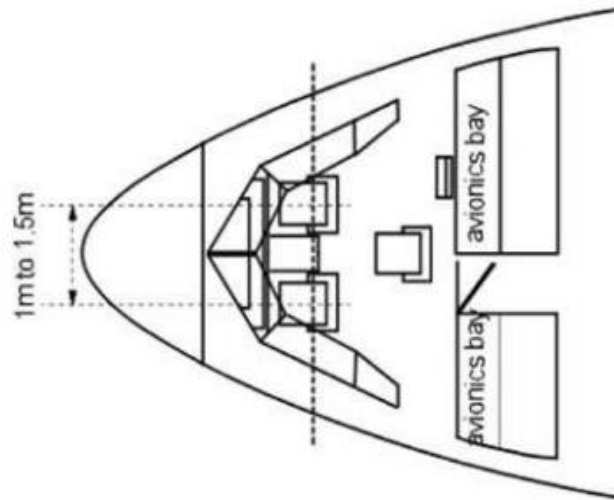
Numero	Nombre	Medida en cm
6	Altura sentado norma	86,5
7	Altura sentado erguido	89
8	Altura de los ojos	78,6
11	Altura acromial	58,8
15	Altura radial	23,6
16	Altura del muslo	14,8
17	Altura de la rodilla	52,9
18	Altura de la fosa poplíteica	43
28	Anchura codo a codo	42,9
29	Anchura de las caderas	34,3
41	Largura nalga - fosa poplíteica	47
42	Largura nalga - rodilla	57
46	Perímetro bidelticoide	111,7
47	Perímetro mesoesterna	94,2
51	Perímetro brazo flexionado	30,5

Fuente: R. Avila Chaurand, L.R. Prado León, E.L. González Muñoz/Dimensiones antropométricas de la población latinoamericana: México, Cuba, Colombia, Chile (Universidad de Guadalajara)

8.7. Ancho de la cabina.

Para el ancho de la cabina se tuvo la configuración base de la imagen 9 usada como referencia y obtenida en el libro Aircraft desig de Ajoy Kumar con un ancho entre la mitad de la silla del piloto de 110 cm con un ancho de silla de 45cm.

Imagen 9 Ancho de la cabina.

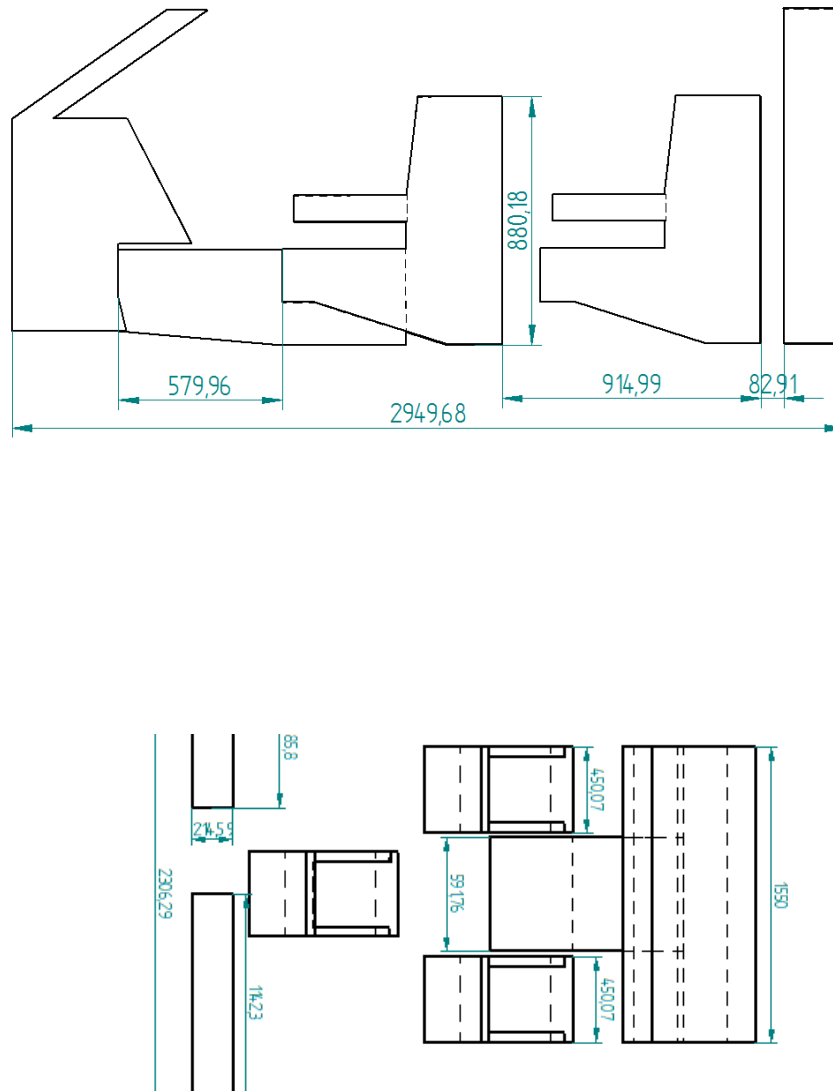


Fuente: Ajoy Kumar Aircraft desig, Cambridge University Press

8.8 Bosquejo de la cabina de piloto

Con los datos anteriores se realizó el bosquejo de la cabina de piloto en el programa solid edge imagen 10 para determinar las dimensiones finales de la cabina.

Imagen 10 Dimensiones del Cabina pilotos (cockpit) con cotas en mm vista lateral y superior..



las dimensiones de la imagen 10 se encuentran en milímetros y son las medidas máximas esperando claro estas sean disminuidas en diseños posteriores.

9. Análisis de peso y balance de la aeronave

El análisis de peso y balance es una parte fundamental del diseño que permite mantener la aeronave con la mejor eficiencia y seguridad posible permitiendo al piloto y al diseñador como debe estar repartida la carga y como calcular la estabilidad de la aeronave. Para lograr un análisis correcto se tienen en cuenta tres factores vitales:

1. El peso de la aeronave.
2. El manteniendo del registro de peso y equilibrio.
3. La carga adecuada de la aeronave.

En el diseño del fuselaje la posición del centro de gravedad debe hacerse con mucho cuidado ya que un cálculo incorrecto del peso y balance puede llegar a disminuir la eficiencia en la velocidad, aumentar el consumo de combustible, disminuir la velocidad de ascenso, altitud y maniobrabilidad. (FAA-H-8083-1^a, 2007).

En el presente proyecto solo se va a trabajar el análisis de peso y balance de acuerdo a la acomodación de la carga o pasajeros en la cabina de pasajeros de la aeronave Vultur ya que un análisis completo requiere la entrada de factores como el combustible y la posición del mismo y otra serie de variables que no se consideran en este momento ya que estos superan los alcances del mismo.

9.1 Teoría de peso y balance

En la teoría de peso y balance dos elementos son vitales:

1. El peso de la aeronave no puede ser mayor al estipulado para la categoría según la FAA.
2. Y el centro de gravedad es el punto en que todo el peso distribuido de la aeronave se encuentra concentrado. (FAA-H-8083-1^a, 2007)

9.2 Brazo del avión, peso y balance

El término Brazo del avión se refiere a la distancia entre el centro de gravedad de un objeto y el Datum¹, los brazos arriba o a la izquierda del Datum se consideran negativos de manera contraria es decir detrás del Datum o a la derecha se consideran positivos, para minimizar errores computacionales en los cálculos de peso y balance el datum se puede ubicar delante de la aeronave. Además de lo anterior las cargas que se remueven de la aeronave también se consideran negativa y las que se agregan se consideran positivas. (FAA-H-8083-1^a, 2007)

9.3 Boceto del fuselaje

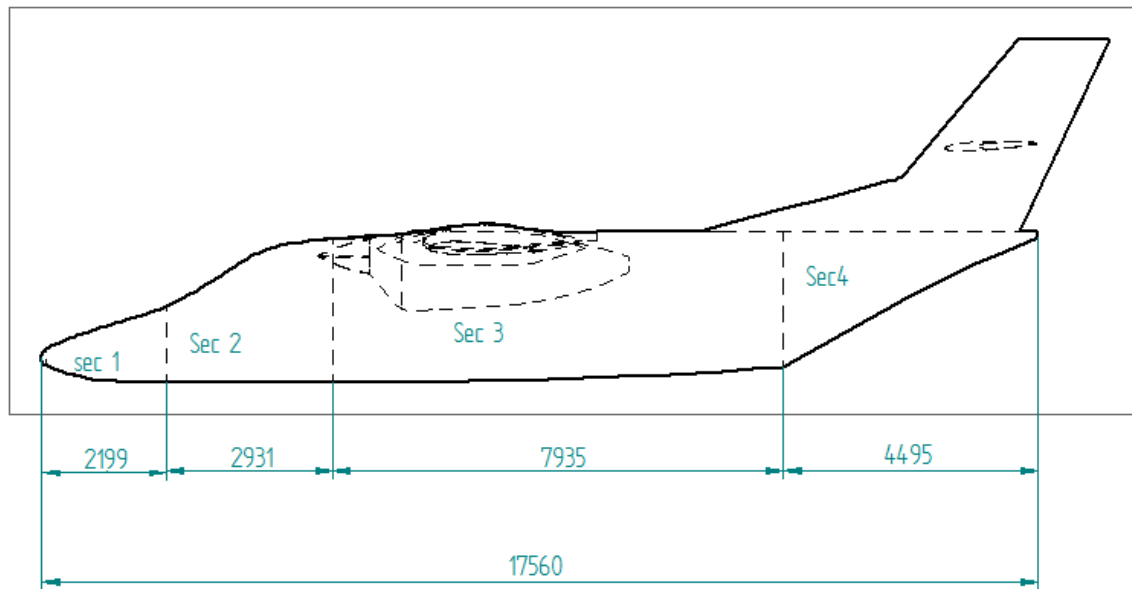
Para el análisis de peso y balance primero se va a tener en cuenta el boceto que se realizó del avión, la cabina del piloto y el fuselaje juntos para determinar las medidas en las que las cargas se acomodan.

En la imagen 11 se observa las secciones en la que el avión Vultur se divide, la sección de importancia en este capítulo es la sección dos y tres ya que en estos puntos se acomodan la cabina de piloto y pasajeros.

En la imagen 12 se puede observar la vista superficial de la sección dos y tres al interior de la aeronave.

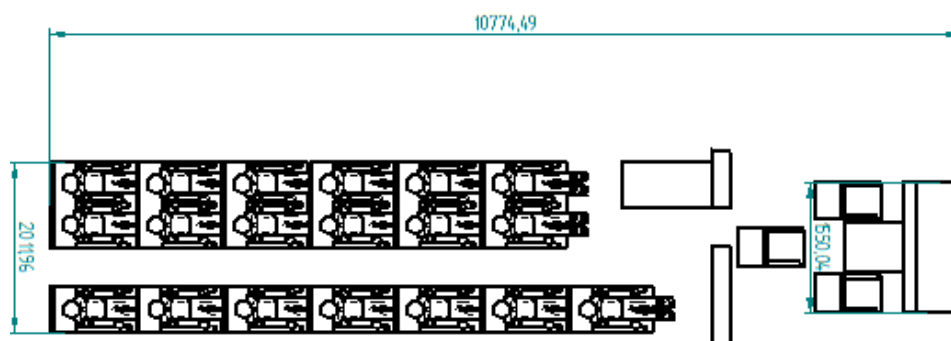
¹ Datum: es el plano vertical imaginario desde el cual el diseñador toma todas las distancias para el análisis de peso y balance.[20]

Imagen 11 Dimensiones de la aeronave Vultur cotas en mm



Fuente: Grupo de diseño los libertadores/ DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE TIPO STOL (VULTUR)/. (Los Libertadores)

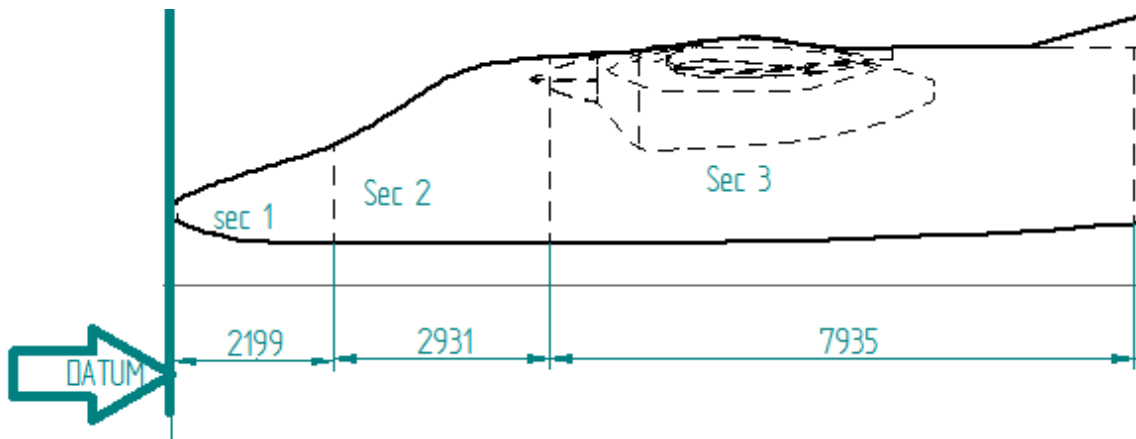
Imagen 12 Vista superior al interior de las secciones 2 y 3 de la aeronave con cotas en mm.



9.4 Selección del Datum

Por comodidad El Datum se seleccionó desde la punta de la aeronave a 2.19 m del Cabina pilotos(cockpit) (imagen 13).

Imagen 13. DATUM

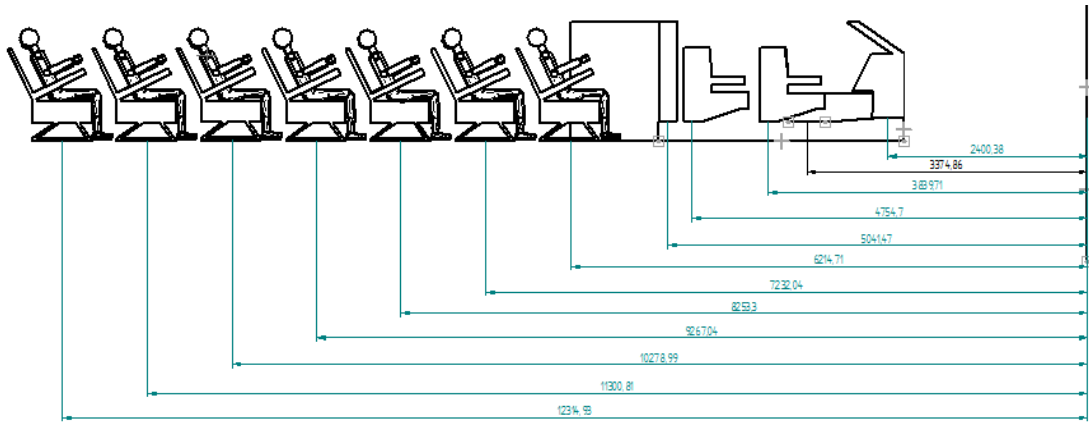


Fuente: Grupo de diseño los libertadores/ DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE TIPO STOL (VULTUR)/. (Los Libertadores)

9.5 Distancia de las cargas

El plano de la imagen . 14 muestra la distancia entre el centro de gravedad cada uno de los objetos y el Datum.

Imagen 14 Distancia entre DATUM y centro de gravedad aproximado de los objetos cotas en mm



9.6 Peso de las partes

9.6.1 Sillas de pasajeros

El peso es uno de los factores más importantes en el diseño de la cabina razón por la cual las sillas que se instalan en las aeronaves no pueden tener demasiado peso. Tras la realización de una exhaustiva búsqueda de fabricantes de sillas para aeronaves el peso de las sillas se basó en referencia a las siguientes tres empresas con sus respectivos modelos de sillas:

1. Aviointeriors: Columbus Four 14 kg - 3 sillas
2. Elan: KKY420 11.5Kg-3 sillas
3. Arcaro aerospace: sillas clase turista 5-7kg- 1 silla

Con esos pesos de referencia para las sillas dobles se espera que el peso sea de 11 kg para las sillas dobles y para las sillas unitarias el peso será de 6 kg.

Además de eso cada silla será ocupada por un pasajero y el equipaje de mano que se ubicara por cuestiones de simplicidad en el cálculo en la misma posición de ellos ya que como se dijo esto puede ser solo un maletín, saco, sombrilla, celular, Tablet, o computador portátil, por norma de far 23 los pasajeros tendrán un peso de 190 libras y un equipaje máximo de 20 libras.

El Galley (este peso se tiene en cuenta para el cálculo, aunque no lo lleve) no es muy espacioso ni complejo en este tipo de aeronave y se espera que el peso no sea de más de 30 kg

9.6.2 sillas tripulación de cabina

Las sillas de los pilotos y la tripulación pueden llegar a pesar 3 kilos máximos más que las sillas de los pasajeros y por regulación de la FAA por medio de la orden 1110.37 el piloto con equipaje puede llegar a tener un peso total 240 lb y el tripulante de cabina un peso de 210 lb con equipaje. Si bien este equipaje no se encuentra normalmente en la misma posición de los asientos se tomarán allí por simplificación en los cálculos.

9.6.3 Peso del Cabina pilotos(cockpit)

El peso del Cabina pilotos(cockpit) es algo muy difícil de conseguir sin embargo tras haber consultado a algunas personas en el sector de y teniendo en cuenta que el Cabina pilotos(cockpit) de un avión B-737 llega pesar 1200Kg el de la aeronave Vultur es mucho más pequeño se consideró que un peso de 500Kg este peso teniendo en cuenta equipos e instrumentos que se encuentran repartidos en toda la bóveda de aviónica y se suma 50 kg al

rack eléctrico es más que suficiente, esto se basó en entrevistas realizadas a personal de mantenimiento.

9.6.4 CG Identificación

Existen dos maneras de determinar el CG de la aeronave la primer es usando la ecuación 5 (FAA-H-8083-1ª, 2007) o usado una tabla usando el Datum como referencia y debido a la dificultad que representa conocer el momento de la aeronave con respecto al Datum la segunda opción es la más viable.

$$CG = \frac{\text{Momento Total}}{\text{Peso Total}} \quad (5)$$

Sin embargo, para poder utilizar este método es necesario realizar alguna asunción tales como que el tren principal izquierdo como el derecho soportan la misma carga y el tren de Nariz soporta una carga menor la cual fue calculada basándose en el proyecto de la referencia 14 y base line con esto tenemos el plano de la imagen 15 y la tabla 3.

Imagen 15 Posición del tren de aterrizaje con respecto al Datum cotas en mm.

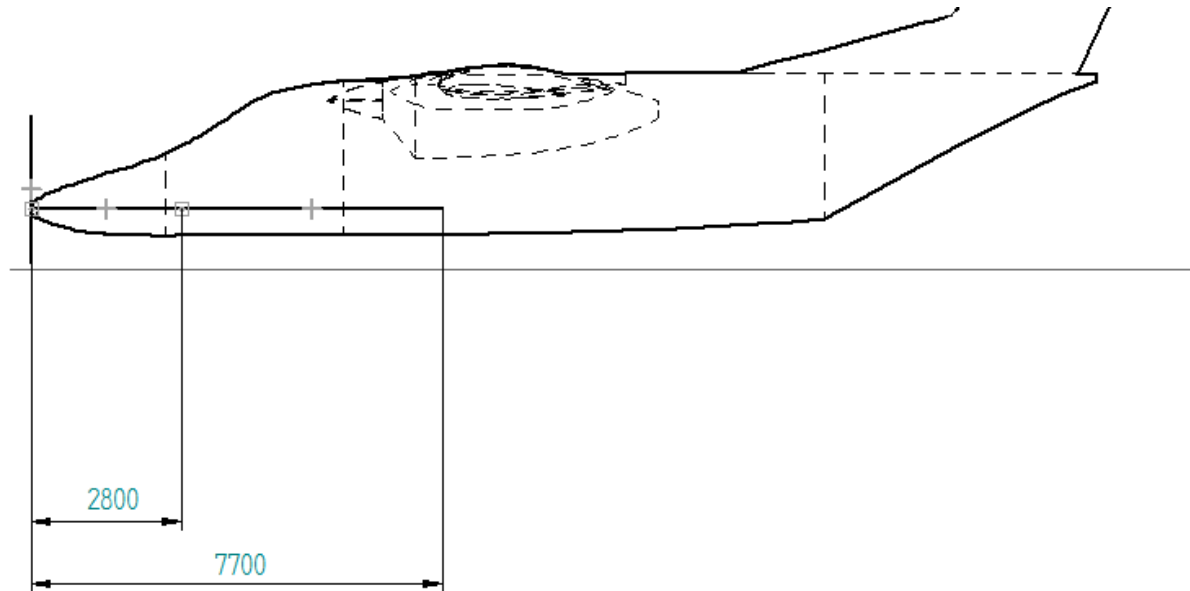


Tabla 3. Datos para calcular CG

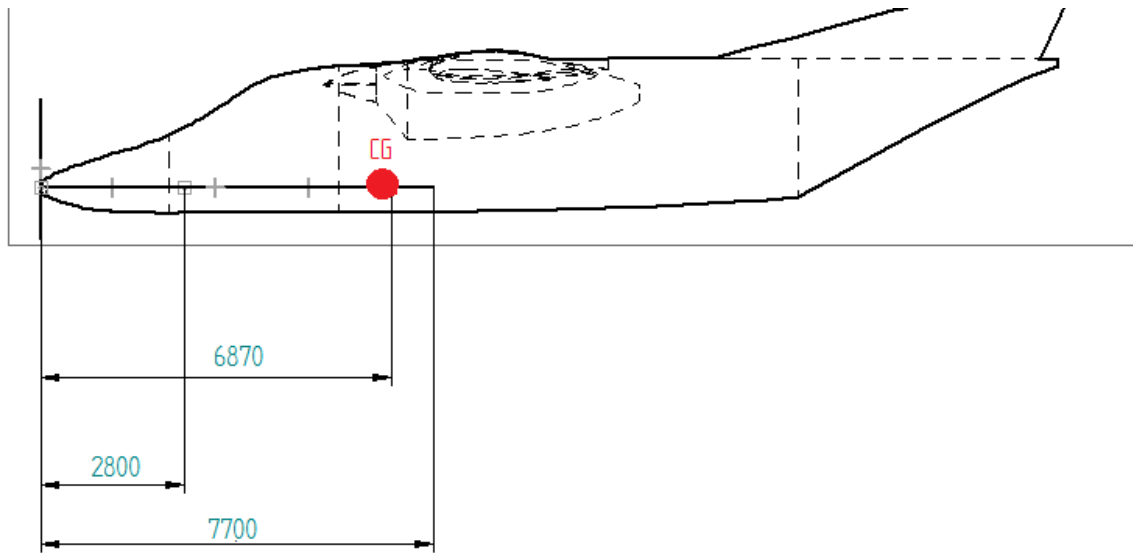
punto de pesado	peso lb	Brazo (in)	momento lb*in
tren izquierdo	4219,1793	303	1279039,986
tren derecho	4219,1793	303	1279039,986
nariz	1728,3231	110	190523,4253
	10166,6817		2748603,396

Ya teniendo los datos de la tabla 3 se procede a usar la ecuación 5 para calcular el CG de la aeronave vacía (solo con el peso de los trenes) y se ubica en la imagen 16.

$$CG = \frac{2748603,396 \text{ lb in}}{10166,6817 \text{ lb}}$$

$$CG = 270,3540327in = 6,87m$$

Imagen 16 Posición del CG con respecto al Datum cotas en mm



9.6.5 Cálculo de peso y balance del fuselaje

Este cálculo permitirá conocer la variación del CG debido a la carga que se aplica en la cabina de pasajeros y en la cabina de pilotos. Para determinar esta variación se utiliza la tabla 4 y la ecuación 5 vista con anterioridad.

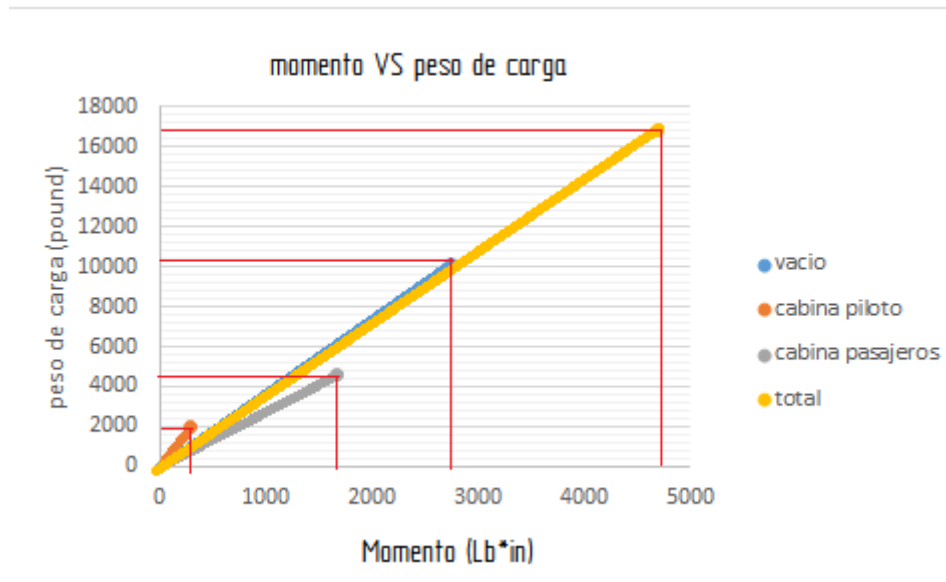
Tabla 4. Cálculos de peso y balance.

punto pesado de	peso lb	Brazo (in)	momento lb*in	Cgi (in)
tren izquierdo	4219,1793	303,149	1279039,986	
tren derecho	4219,1793	303,149	1279039,986	

Nariz	1728,3231	110,236	190523,4253	
Total	10166,681 7		2748603,396	270,354033
Cabina piloto				
cockpit frontal	661,5	94,488	62503,812	
cockpit lateral	441	132,83438	58579,96158	
silla piloto	261,954	151,14143	39592,10215	
silla copiloto	261,954	151,14143	39592,10215	
silla tripulante	232,08595 2	187,16498	43438,36256	
Avionics bay L	110,25	198,46417	21880,67474	
Avionics bay R	66,15	198,46417	13128,40485	
Total	2034,8939 52		278715,42	136,968032
Cabina de pasajeros				
Galley	66,15	223,6216	14792,56884	
r1	667,4786	244,4877	163190,3077	
r2	667,4786	284,6451	189994,5128	
r3	667,4786	324,8025	216798,718	
r4	667,4786	364,5662	243340,1368	
r5	667,4786	404,3299	269881,5556	
r6	667,4786	444,881	296948,547	
r7	256	485,8258	124371,4048	
Total	4327,0216		1519317,752	351,123219
total				
cg peso en vacío	10166,681 7	270,35403 27	2748603,396	

Cabina piloto	2034,8939 52	136,96803 21	278715,42	
cabina pasajeros	4327,0216	351,12321 87	1519317,752	
	16528,597 25		4546636,568	275,076977

Imagen 17 Gráfico de Momento /1000 vs peso de carga de la Aeronave Vultur



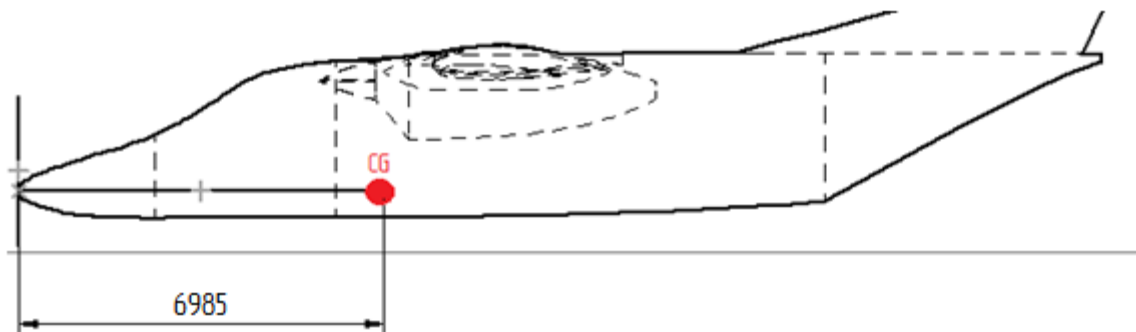
El gráfico de la imagen 17 vista anteriormente es un gráfico de carga que se puede utilizar para el diseño detallado de la aeronave y de esta manera determinar la carga que se está ejerciendo en la aeronave cuando esta se encuentre en fase de Despegue y Aterrizaje.

Usualmente esta gráfica se agrega con el combustible, sin embargo, ese tema no es interés de este proyecto, con el desarrollo más detallado del peso y balance se desarrolla una parte del manual de operación y el control de carga.

Con la tabla 4 vista anteriormente se encuentra el centro de gravedad de la aeronave tal como se ve en la imagen 18.

$$CG = 275,07 = 7m$$

Imagen 18 Posición del CG teniendo en cuenta la carga interior del fuselaje



10. Análisis estructural

Para esta sección solo se va realizar el análisis en una porción del fuselaje en la cabina de pasajeros ya que el análisis de toda la aeronave requiere un tratamiento diferente y sobrepasa las capacidades del proyecto actual. Además, se realizarán otras asunciones que idealizan el análisis, todo eso con el objetivo de lograr un análisis por elementos finitos de la sección de pasajeros en el programa ANSYS.

10.1 Tipo de fuselaje

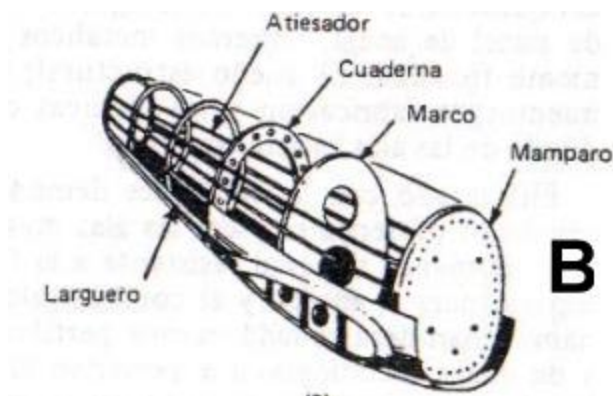
El fuselaje se construirá con una estructura tipo Semi-monocasco la cual es usada ampliamente en aeronaves actuales y la cual se desarrolla hoy en día en conjunto con nuevas tecnologías de materiales compuestos ya que estas presentan ventajas en la optimización de peso y espacio (Redacción, in Academia de aviación, 2019)

Un fuselaje semimonocasco es una configuración estructural que se combina a la mitad o parcialmente una subestructura de vigas y barra en conjunto con placas planas alrededor de la aeronave. Los componentes que conforman estas estructuras son las siguientes:

1. Cuadernas: Las cuadernas dan forma a la estructura
2. Largueros: Barras finas que recorren las cuadernas.
3. Piel: Es el recubrimiento de láminas de metal o materiales compuestos de más o menos 2mm de espesor justo como en la aeronave B-737
4. Atiesador: es una barra que conecta dos cuadernas. (Redacción, in Academia de aviación, 2019)

En la figura 19 se presenta una estructura básica de un fuselaje semimonocasco que fue tomada de la referencia 25 y no tiene otro motivo más que ser una guía de ejemplo.

Imagen 19 Nombres de los componentes de una estructura monocasco

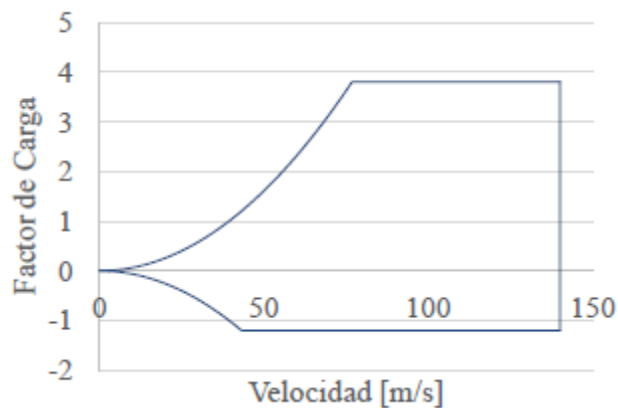


Fuente: Mundo Aeronáutico, fuselaje, <http://www.alasewm.com.ar/>

10.2 Diagrama V-N

El diagrama V-N es la representación gráfica de las limitaciones estructurales de la aeronave en términos de velocidad y factor de carga (Libertadores, 2019). En el proyecto de diseño conceptual de la aeronave Vultur se realizó los cálculos basados las instrucciones de las normas FAR 23 y debido a que este proyecto se basa en ese diseño se va a utilizar el mismo diagrama tal y como se ve en la figura 20. En el diagrama se observa que la velocidad de maniobra alcanza los 79.5 m/s y la velocidad última alcanza los 140 m/s tal y como lo indica la referencia 14.

Imagen 20 Diagrama V-N para la aeronave vultur



Fuente: Proyecto de grado diseño conceptual

10.3 Diseño del Semi-monocasco

Para poder entender cómo se diseña un fuselaje cuya estructura sea tipo monocasco es necesario comprender los tipos de falla que pueden producirse en los diferentes sistemas que componen la estructura. A continuación se presentan los tres tipos de fallas (Niu, 1988)

1. Inestabilidad de la piel: esto se debe a que la piel al ser delgada se curva debido a los esfuerzos de compresión y cortantes.: (Niu, 1988)
2. Inestabilidad del panel: Esto ocurre cuando la cuaderna o frame son demasiados rígidos y se encuentran en una situación de flexión estos pueden fallar en la compresión. Los atiesadores actúan como columna cuando tiene una longitud efectiva igual al del espacio entre las cuadernas el cual es la longitud del panel, esta falla se presenta inicialmente en un solo panel y se le conoce como falla de inestabilidad del panel.: (Niu, 1988)
3. Inestabilidad general: Este fallo se presenta sobre dos o más cuadernas. Este fallo se produce cuando las cuadernas transversales no son lo suficientemente rígidas como para hacer que los atiesadores transversales en los nodos cumplan su función. : (Niu, 1988)

10.4 Selección de materiales y caracterización de material

10.4.1 Selección de materiales

Si bien en el diseño preliminar de la aeronave Vultur se estableció que la piel de la cabina de pasajeros será de un material compuesto conocido como Glare, por cuestiones de simplicidad en los cálculos se decidió usar Aluminio 2024-T3. Es un material estándar para la fabricación de fuselajes que sean presurizados. (Niu, 1988)

10.4.2 caracterización de material

- **Aplicación** : se usa para grandes esfuerzos de tensión; tiene una gran resistencia a la fractura y una lenta tasa de crecimiento de grieta y buena vida de fatiga, y si es una placa gruesa tiene bajas propiedades transversales y resistencia a la corrosión de bajo tensión. (Niu, 1988)
- **Composición química:** La composición química del fuselaje se recuperó de la página web www.gabrian.com

Tabla 5. Propiedades del aluminio 2024-T3.

Element ↕	Minimum % ↕	Maximum % ↕
Silicon	No Min	0.5
Iron	No Min	0.5
Copper	3.8	4.9
Manganese	0.5	0.6
Magnesium	1.2	1.8
Chromium	No Min	0.1
Zinc	No Min	0.25
Titanium	No Min	0.15
Other Elements	No Min	0.05 each 0.15 in total

Fuente: página web www.gabrian.com

- **Propiedades Mecánicas:** La tabla de propiedades mecánicas fue recuperada www.gabrian.com

Tabla 6. Propiedades Mecánicas del Aluminio 2024-T3.

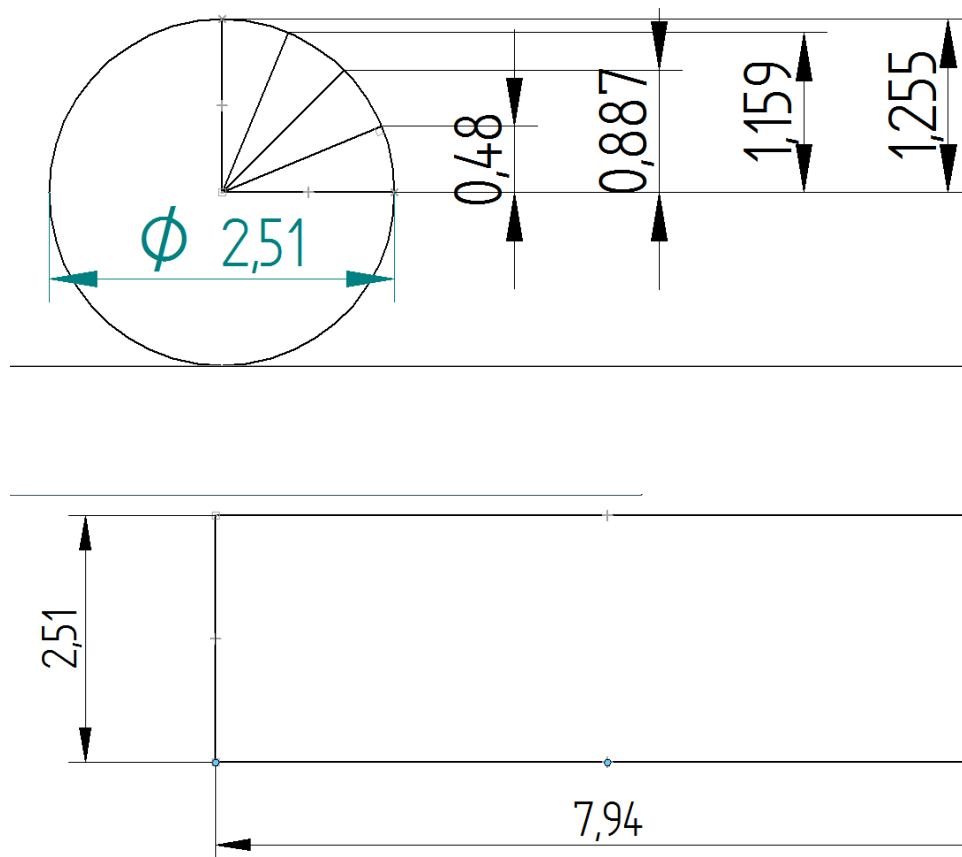
Property ↕	2024-T3 ↕
Tensile Strength	483 MPa 70000 psi
Yield Strength	345 MPa 50000 psi
Modulus of Elasticity	73.1 GPa 10600 ksi
Density	2.78 g/cc 0.100 lb/in³

Fuente: página web www.gabrian.com

10.5 Idealización del fuselaje

Por ahora se considerará que la cabina de pasajeros es completamente cilíndrica y cerrada, las cuadernas se acomodan a una distancia igual de 31,24 in o 0.7935m para que las cuadernas queden repartidas a la misma distancia y de esa manera tener una mejor distribución del peso tal que solo sea necesario realizar el análisis sobre una cuaderna. Además, se utilizará la metodología del libro Aircraft Structures for Engineering Student de T.H.G Megson para realizar el análisis estructural. Los atiesadores.. se reparten en la cuaderna tal como se ve en la imagen 21.

Imagen 21 Sección cabina de pasajeros cotas en m



10.5.1 Peso de la sección

El peso de esta sección se calculará teniendo en cuenta que para muchas aeronaves de este el equivalente del peso de la estructura del fuselaje es el 0.137 (Roskam, 2003), el peso al interior del fuselaje es 988 Kg de acuerdo a lo realizado en el cálculo de peso y que el peso de Despegue calculado en el diseño de la aeronave Vultur es 8397 Kg, con esos datos se tiene la siguiente ecuación.

$$w_f = 0,136 W_{total} + 1962,7 \quad (6)$$

$$w_f = 3104,6kg$$

$$W_f = 3104 \, kg \cdot 9.8 \frac{m}{s} = 30426N = 30,42KN$$

Ahora se calcula el área de la piel el con la ecuación del área de un cilindro.

$$Ska = 2 * \pi * r * l_f \quad (7)$$

Donde:

Ska= área de la piel

r=radio del fuselaje

lf= largo del fuselaje

$$Ska = 2 * \pi * 1,255 * 7,935 = 62,57m^2$$

Ahora se calcula la fuerza sobre la longitud.

$$\frac{W_f}{m} = \frac{W_f * \pi * D}{Ska} \quad (8)$$

$$\frac{W_f}{m} = \frac{30,42 * \pi * 2,51}{62,57} = 3,83 \frac{KN}{m}$$

10.6 Esfuerzo cortante y momento de flexión

El esfuerzo cortante en este caso se va tomar el esfuerzo realizado por el propio peso del fuselaje y este multiplicado por el factor de carga último que se presenta en la gráfica V-N de la figura 20 el cual es de 3.8.

$$EC = W_f * \frac{l_f}{2} * n \quad (9)$$

$$EC = 3,83 * \frac{7,935}{2} * 3.8 = 57,8KN$$

Al igual que con el esfuerzo cortante el momento de flexión se hace sobre su propio peso el cual se calcula usando la ecuación y se multiplica por el factor de carga del diagrama V-N y el coseno del Ángulo de ataque en máxima sustentación.

$$MF = \frac{W_f}{m} * \frac{l_f^2}{8} \quad (10)$$

$$MF = 3,83 * \frac{7,935^2}{8} * 3,8 * \cos 18^\circ = 110,36KN \, m$$

A este valor se le debe agregar el momento que se produce en la cabina de pasajeros dando como resultado.

$$MF = 110,36 + 171,659 \, KNm$$

$$MF = 282,019 \text{ KN } m$$

10.7 Cálculos de diseño de las Cuadernas y los Atiesadores.

Para el diseño se debe trabajar con la carga límite que permita mantener el diseño con un comportamiento elástico y de acuerdo al far 23.103 se debe tener en cuenta un factor de seguridad de 1.5 teniendo eso en cuenta se va a utilizar los siguientes datos.

$$\text{Esfuerzo cortante} = \frac{283\text{MPa}}{1.5} = 188.5\text{Mpa}$$

Con los datos previamente calculados y con el dato anterior se puede calcular la tensión que ejercen los largueros sobre las cuadernas. Para realizar este cálculo se utiliza la ecuación 11 (Megson, 2007)

$$\sigma = \frac{M_x}{I_{xx}} \text{ y} \quad (11)$$

Donde:

σ = Tensión directa sobre el larguerillo

M_x = Momento de flexión

I_{xx} = Momento de inercia

Y =distancia del larguerillo en la dirección y del fuselaje

Para calcular el momento de inercia se utiliza la siguiente ecuación.

$$I_{xx} = 4B(y_1^2 + y_2^2 + y_3^2 + \frac{y_4^2}{2})$$

$$I_{xx} = 4B \left(0,48^2 + 0,887^2 + 1,159^2 + \frac{1,255^2}{2} \right) = 12,59185 \text{ Bm}^4$$

Con los datos calculados se puede reemplazar la ecuación 11 y de esa manera generar la siguiente ecuación.

$$\sigma = \frac{282,019}{12,6 B} y$$

La tabla 7 muestra los valores de los resultados con respecto a y y B

Tabla 7. Resultado de la operación con respecto a B

atiesado res..	Y	M	1/B	res/B
1	1,255	282,09	12,6	28,0971
2-16	1,159	282,09	12,6	25,9478
3-15	0,887	282,09	12,6	19,8582
4-14	0,48	282,09	12,6	10,7463
5-13	0	282,09	12,6	0
6-12	-0,48	282,09	12,6	-10,746
7-11	-0,887	282,09	12,6	-19,858
8-10	-1,159	282,09	12,6	-25,948
9	-1,255	282,09	12,6	-28,097

Con los datos obtenidos anteriormente en la tabla 7 podemos determinar que la mayor carga la recibe las vigas 1 y 9 razón por la cual estas serán las que tendrán un el valor σ igual

al shear streng, así que usando los valores de la viga 1 se obtiene la siguiente ecuación esto se realiza ya que es la que brinda la mayor geometría de todos los cálculos,

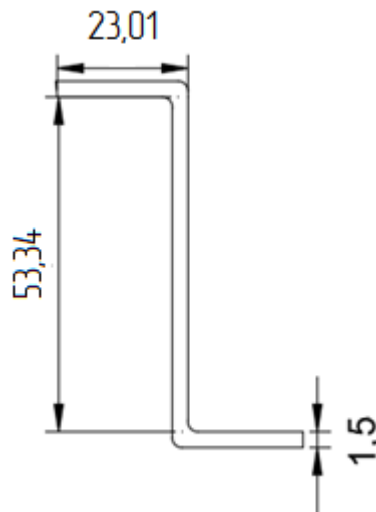
$$188500 = \frac{28,1}{B}$$

Para que las unidades queden correctamente se multiplicó por mil el shear strength tal que este se encuentre en KN/m^2 y luego se despeja B para obtener el siguiente resultado.

$$B = \frac{28,1}{188,500} = 0,000149056 \text{ m}^2 = 149,05 \text{ mm}^2$$

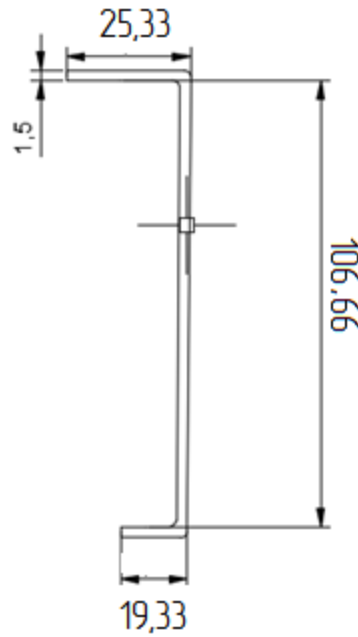
Con esto ya se puede definir una geometría para los atiesadores.. la cuales comúnmente son en forma Z. o C.

Imagen 22 Sección transversal de los atiesadores..s cotas en mm



Para seleccionar la forma de la sección transversal de la cuaderna se tiene en cuenta que esta debe ser más ancha para poder unir las secciones y se utilizara una viga C tomando como referencia el ejemplo de la referencia 28 y además teniendo en cuenta que este tipo vigas son muy usada en las estructuras aeronáuticas

Imagen 23. Sección de viga para las cuadernas o frames cotas en mm.



10.8 Espesor de la piel

Para empezar a calcular el espesor de la piel se requiere calcular primero el cortante del flujo en la piel del fuselaje y esto se realiza usando la ecuación 12 (Megson, 2007)

$$q_s = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \sum_{r=1}^n B_r y_r - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \sum_{r=1}^n B_r x_r + q_{s,0} \quad (12)$$

Sin embargo, en este cálculo no se ha decidido tomar en cuenta los efectos en el eje x razón por la cual la ecuación se reduce a:

$$q_s = -\frac{S_y}{I_{xx}} \sum_{r=1}^n B_r y_r + q_{s,0} \quad (13)$$

Donde $B_r = B$ y $q_{s,0}$ es el valor del atiesadores.. q_{12} , sin embargo, el valor del q inicial es desconocido, pero usando la metodología que se ha venido trabajando de la referencia 29 se puede realizar una aproximación a este valor teniendo en cuenta la simetría del fuselaje tal que todas las q pueden expresarse en términos de q_{12} y S_y es el peso que se está ejerciendo sobre el fuselaje. También se utilizan los valores del atiesadores.. 1 ya que como se explicó anteriormente este genera mayor geometría y todos se van a hacer de la misma medida tal que aumente el factor de seguridad de la aeronave.

$$q_s = -\frac{30,42KN}{0,001878m^4} 0,000149056y m^3 + q_{1-2}$$

Los resultados de la ecuación que se encuentran en la tabla 8 deben verse como resultado que va junto con la suma de q_{1-2} .

Tabla 8. Resultados para cada $q+q_{1-2}$.

Q	s	I _{xx}	B	Y	res+q ₁₂
1-2	-30,48	0,001878106	0,000149056	1,255	
2-3	-30,48	0,001878106	0,000149056	1,159	-2,80367619
3-4	-30,48	0,001878106	0,000149056	0,887	-4,94937143

4-5	-30,48	0,001878106	0,000149056	0,48	-6,11051429
5-6	-30,48	0,001878106	0,000149056	0	-6,11051429
6-7	-30,48	0,001878106	0,000149056	-0,48	-4,94937143
7-8	-30,48	0,001878106	0,000149056	-0,887	-2,80367619
8-9	-30,48	0,001878106	0,000149056	-1,159	0
9-10	-30,48	0,001878106	0,000149056	-1,255	3,03590476

Sin embargo por simetría $q_{45} = -q_{34}$ por lo cual que estas dos ecuaciones pueden permitir despejar q_{12} .

$$q_{12} - 6,1105 = 4,94937 - q_{12}$$

$$2q_{12} = 4,94937 + 6,1105$$

$$q_{12} = \frac{11,05988571}{2}$$

$$q_{12} = 5,529942857 \frac{KN}{m}$$

Con esta ecuación se puede reemplazar todas las ecuaciones teniendo como resultado la tabla 9

Tabla 9. Resultados del flujo de tensiones en cada atiesadores...

placa	q
1-2	5,52994286
2-3	2,72626667
3-4	0,58057143
4-5	-0,58057143
5-6	-0,58057143
6-7	0,58057143
7-8	2,72626667
8-9	5,52994286
9-10	8,56584762

Para el cálculo del espesor de la placa es necesario también tener en cuenta también el flujo de tensiones el cual se produce debido al torque y se calcula con la ecuación con la ecuación 14 (Megson, 2007)

$$q = \frac{T}{2A} \quad (14)$$

Donde A es el área del fuselaje y el torque T se calcula teniendo en cuenta la ubicación del centro de gravedad de las sillas, los pasajeros y el equipaje en el eje x con respecto al centro del fuselaje

Teniendo en cuenta el giro en sentido de las manecillas del reloj se tiene el siguiente torque.

$$T = 11,84 * 0,508 - 6,12 * 0,735 = 1.51 \text{ KN m}$$

Con este dato se puede calcular el flujo de tensiones debido a la torsión:

$$q_t = \frac{1.51}{2 * 62.57} = 0,012 \frac{\text{KN}}{\text{m}}$$

Ya teniendo este valor se puede calcular el flujo de tensiones sobre el fuselaje usando el máximo flujo de tensión se tiene:

$$q = 8,56584762 + 0,012 = 8,5778 \frac{\text{KN}}{\text{m}}$$

Teniendo este valor se puede encontrar el espesor de las placas con la ecuación 15 (Megson, 2007)

$$\sigma = \frac{q}{t} (15)$$

Donde σ es el shear strength y t es el espesor de la placa por tanto se tiene que:

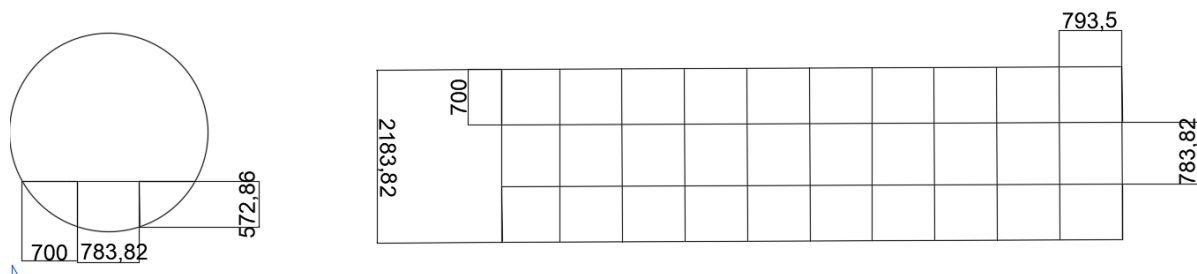
$$t = \frac{8,25}{188,500} = 4,3 \times 10^{-5} \text{ m} = 0.043 \text{ mm}$$

Debido a que el espesor resultante es demasiado pequeño se considerará usar una placa de un ancho de 2mm la cual es muy común en este tipo de aeronaves. Con los cálculos anteriores se puede tener un diseño casi claro de la estructura del fuselaje sin embargo estos valores no son exactos ya que es necesario tener en cuenta los efectos que se producen en el eje x debido a los planos, pero para ello es necesario desarrollar un modelo más completo que se sale de las capacidades del proyecto actual.

10.9 Sistema de paletizado

Para el diseño de este sistema se decide hacer algunas asunciones tales como el considerar que la carga se encuentra distribuida uniformemente sobre las vigas y que estas se encuentran empotradas en ambos extremos entre las cuadernas tal que el peso se puede distribuir en secciones de la siguiente manera. Este sistema funciona de tal manera que permita transformar la aeronave de función pasajeros a carga solo retirando las sillas para ello se compone de vigas que van a lo largo del fuselaje y se sostiene de vigas que están a lo ancho (imagen 26).

Imagen 26 Sistema de Paletizado cotas en mm.



Para iniciar el análisis de este sistema se asume que todo el peso del interior del fuselaje se encuentra completamente repartido entre todo el suelo de manera uniforme de tal

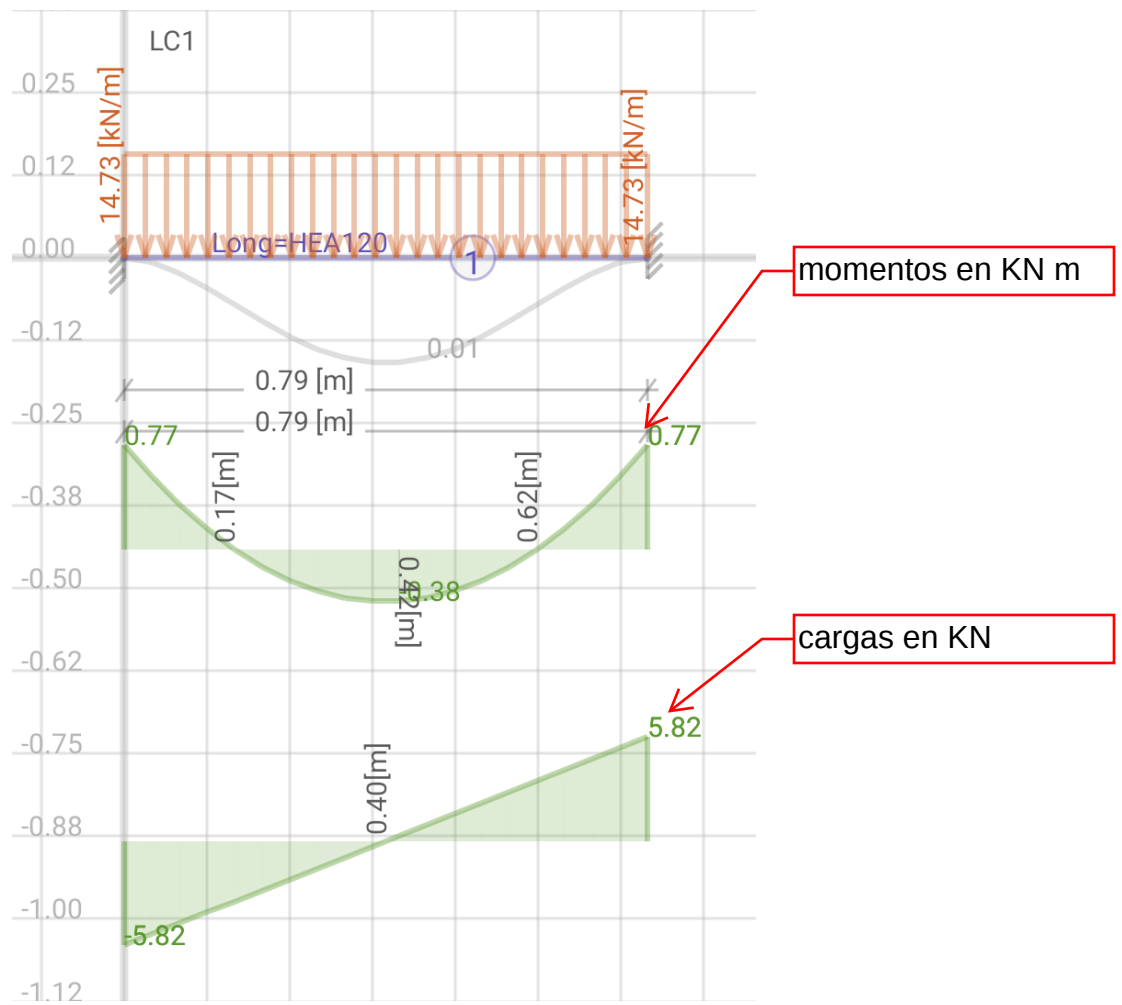
manera que para calcular el flujo de tensiones multiplicando el peso este peso debe ser de seis gravedades de acuerdo a la Far 23 de la cabina por ancho y dividiéndolo por la superficie

$$q = \frac{1962,7 * (9,8 * 6) * 2,183}{2,183 * 7,832} = 14,73 \frac{KN}{m}$$

Si se tiene en cuenta que todas las secciones son iguales se puede asumir que lo calculado en una sección debe ser igual en todas las secciones.

Para calcular las vigas longitudinales se utilizará una aplicación móvil la cual es gratuita y permite determinar los esfuerzos cortantes y el momento flector en la imagen 27 que ocurren en una estos fueron verificados con anterioridad. En este caso ya que esta viga va soldada entre las vigas laterales se va considerar un caso hiperestático en el cual la viga se encuentra empotrada en ambos extremos.

Imagen 27 Análisis gráfico de los esfuerzos en la viga longitudinal de la sección del pallet.



Con los datos anteriores se puede empezar a calcular el área de la sección transversal de la viga, para ello primero tomamos en cuenta la ecuación 11 pero en este caso “y” ya no es la posición del Atiesadores.. sino un punto arbitrario en la sección transversal de la viga.

$$\sigma_{ss} = \frac{Mc}{I}$$

Se conoce el esfuerzo cortante de la viga el cual es el shear strength también el máximo momento flector las únicas dos incógnitas son c y el momento de inercia, para poder calcular el momento de inercia se utiliza la ecuación 16 (Niu, 1988)

$$I = A * r^2 (16)$$

Donde r es el radio de giro y A es el área de la viga. Para poder calcular el radio de giro se utiliza la teoría del esfuerzo crítico el cual sirve para determinar el esfuerzo aplicado en su sección transversal en el cual una columna empezará a deformarse. Para esta teoría se utiliza la ecuación 17. (Niu, 1988)

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{L}{r}\right)^2} (17)$$

Donde el esfuerzo crítico σ_{cr} se toma como el Yield strength, E es el módulo de elasticidad se puede empezar despejar el radio de giro (r).

$$r = \sqrt{\frac{\sigma_{cr} L^2}{\pi^2 E}}$$

$$r = \sqrt{\frac{210 \text{Mpa} * 0.793 \text{m}^2}{\pi^2 * 73,1 \text{Gpa}}}$$

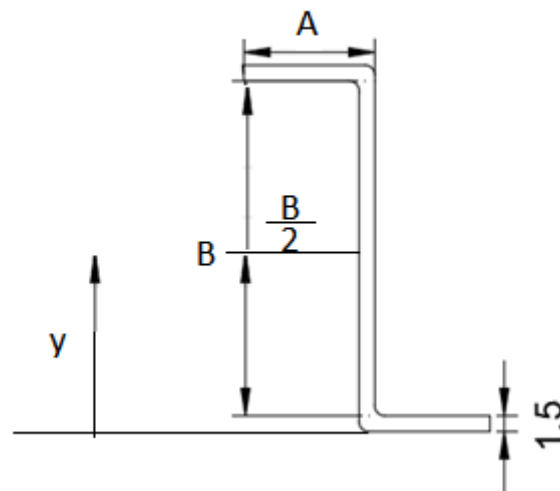
$$r = 0,013537798 \text{m} = 13,53779762 \text{mm}$$

Ya con el radio de giro se puede reemplazar la ecuación 11.

$$\sigma_{ss} = \frac{Mc}{Ar^2}$$

C puede calcularse teniendo en cuenta la imagen 27.

Imagen 28 Viga opcional



Si c (Y) se encuentra en el centro de gravedad que se calcula con la suma de 1,5 y b/2 este valor puede darse al gusto del diseño, en este caso b=27cm valor tomado por experiencia con aeronaves similares.

$$c = 1,5 * b/2$$

$$c = 1,5 * 270/2$$

$$c = 0.1365m = 136,5mm$$

Una vez calculados estos valores se puede proceder a calcular el área del de la sección transversal de la figura.

$$\sigma_{ss} = \frac{Mc}{A * r^2}$$

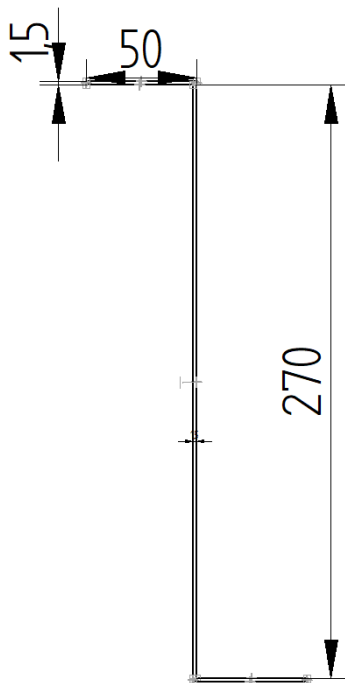
$$A = \frac{Mc}{\sigma_{ss} r^2}$$

$$A = \frac{0,77 * 0,1365}{188500 * 0,01353^2}$$

$$A = 3045 \text{ mm}^2$$

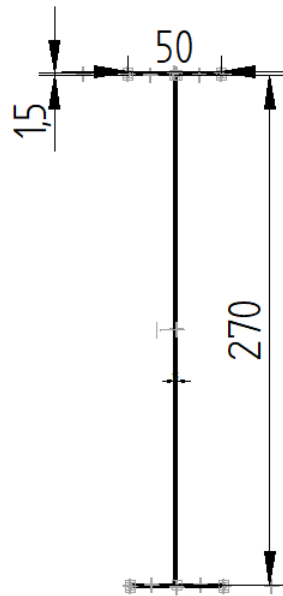
El área calculada resulta ser muy grande lo que obliga a los diseñadores a buscar otras medidas de vigas que no se encuentren en condiciones críticas para ello se decidió tomar las medidas de la viga que bajo la experiencia se conocen en este caso para un casa 212 se tiene una viga con las siguientes medidas aproximadas vistas en la imagen 30 y 31 .

Imagen 29 Tamaño aproximado de la viga del CASA 212 cotas en mm



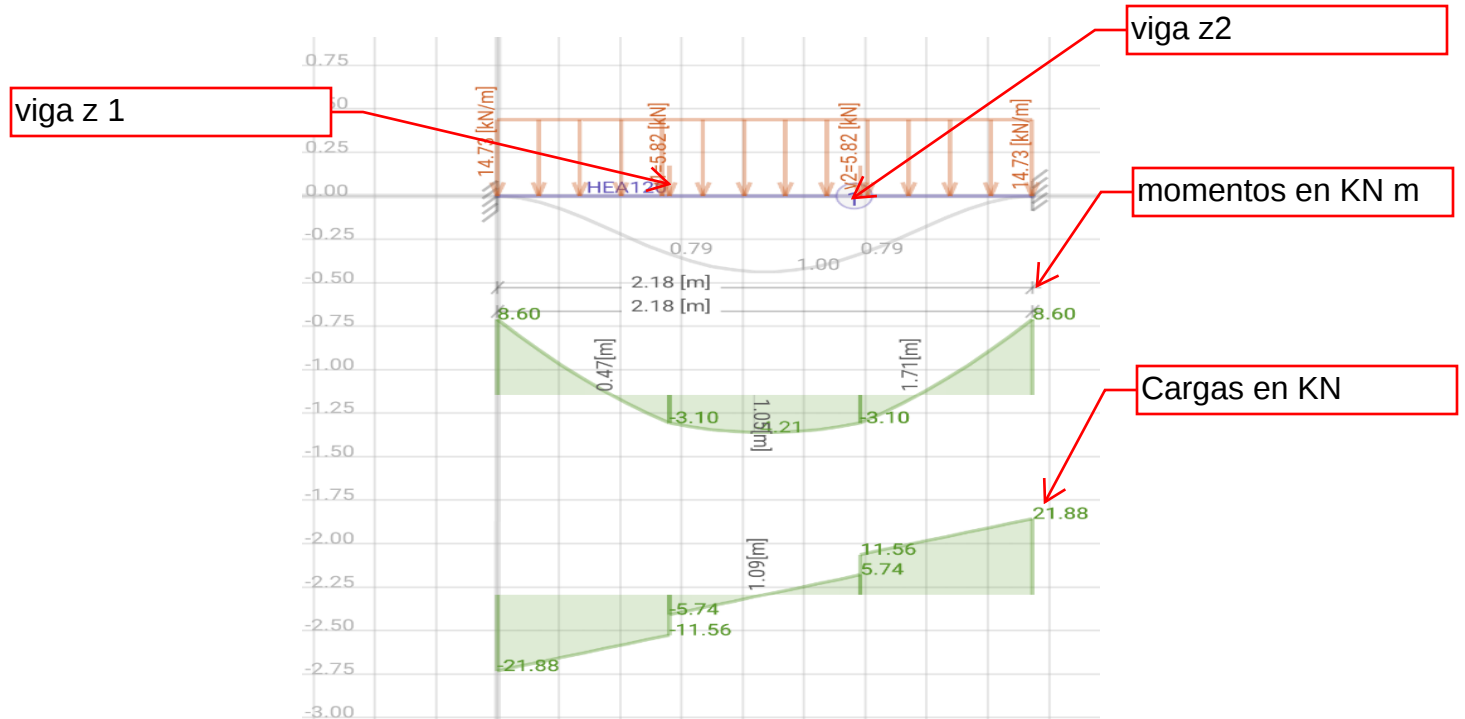
Así mismo se utiliza para las vigas laterales las medidas aproximadas a las utilizadas por un casa 212.

Imagen 30 Viga lateral seleccionada tomando valores aproximados de un casa 212

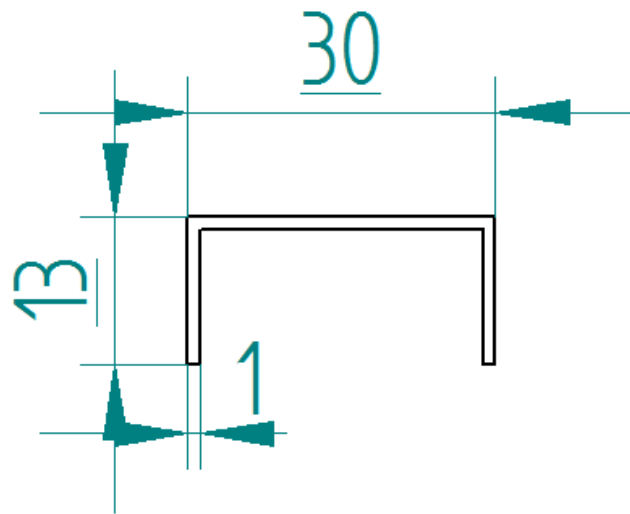


ya que el casa 212 no cuenta con las vigas que soportan las vigas del sistema Paletizado estas vigas se calculan con el esfuerzo de la viga lateral en la imagen 31

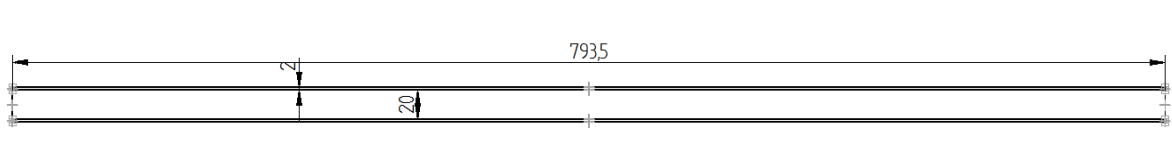
Imagen 31 Diagrama de esfuerzos y momentos viga lateral.



Como se ve en la fig. 30 el valor en los puntos donde se van a poner estos soportes es de 11,56KN que divididos por el Yield strength con factor de seguridad es igual a un área transversal de 55,047mm² se aumenta un milímetro sobredimensiona aproximándolo a 56 con este valor podemos diseñar la viga de la imagen 32.

Imagen 32 Dimensiones viga de soporte

Para el piso el diseño se realizará con una estructura tipo sándwich con dos láminas de 2mm de aluminio 2024-t3 y un núcleo de resina epóxica de 2 cm como se muestra en la imagen 33.

Imagen 33 Vista lateral del piso compuesto por aluminio y resina epoxica.

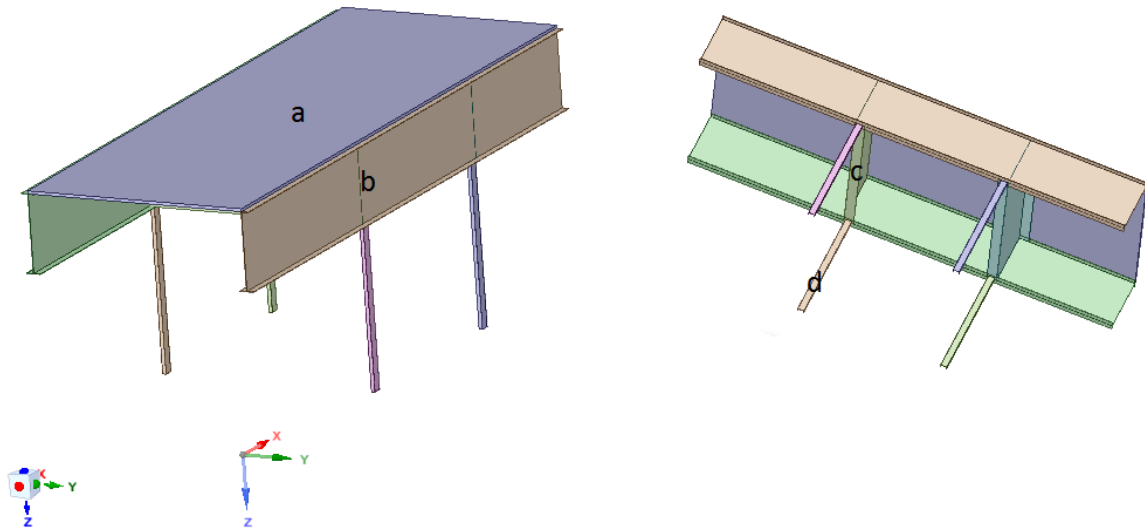
Para verificar que la estructura es capaz de soportar los esfuerzos que debe soportar la aeronave, bajo reglamento FAR 25 se utilizará el método de análisis por elementos finitos en las diferentes configuraciones dadas en la FAR 25.561. El ocupante experimenta las siguientes fuerzas de inercia finales que actúan por separado en relación con la estructura circundante:

- (i) Hacia abajo, 6.0 g
- (ii) Delantero, 9.0g
- (iii) de lado, 3.0 g
- (iv) Hacia arriba, 3.0g
- (v) Hacia atrás, 1,5 g (FAA, 1997)

Esto se realizará con el programa ANSYS cuya licencia se encuentra disponible en la universidad para ello se hace necesario hacer algunas limitaciones, tales como que solo se simulara una sección de la cabina con un área de $2,18382 \times 0.7935 \text{ m}^2$ para determinar el peso que puede soportar esa área se calculó la presión que ejerce el peso repartido en toda la sección de pasajeros y por último se calcula la masa que puede soportar esa sección la cual es de 196 kg con ese valor se puede configurar los esfuerzos en el programa ANSYS.

Para iniciar el proceso de simulación se diseña la estructura en cómo se observa en la imagen

Imagen 34 Ensamblajes de la sección de prueba, a) Piso , b) vigas transversales sujetas a las cuadernas,c) vigas longitudinales sujetas a las vigas transversales y d)vigas de soporte.



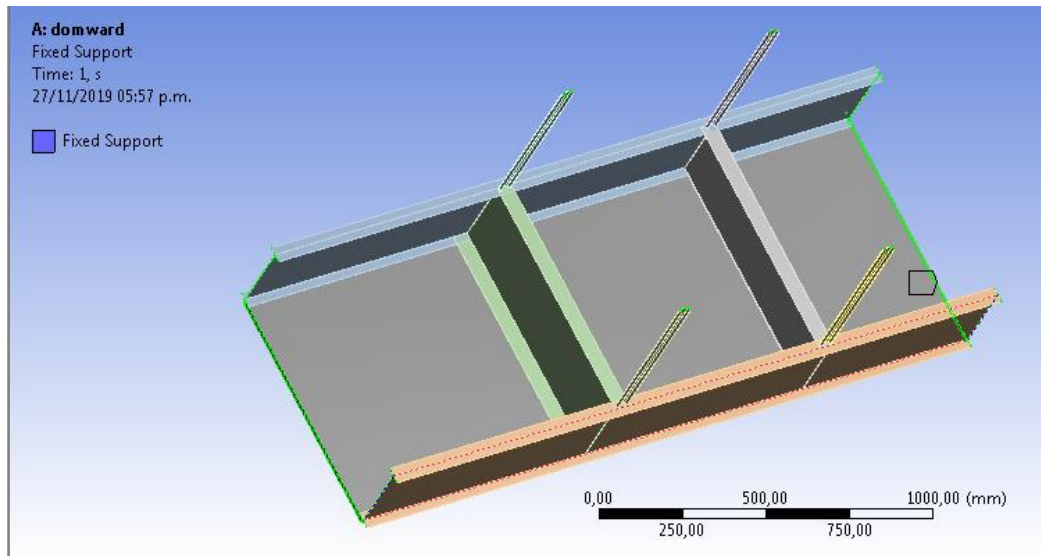
Se ingresa los valores del Aluminio 2024-t3 imagen 35 y se asignan los materiales para las piezas, y la resina epóxica imagen 36.

Imagen 35 Asignación de valores para aluminio 2024-t3

	A	B	C
1	Property	Value	Unit
3	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
5	Isotropic Elasticity		
11	Alternating Stress R-Ratio	Tabular	
15	Tensile Yield Strength	210	MPa
16	Compressive Yield Strength	210	MPa
17	Tensile Ultimate Strength	3,1E+08	Pa
18	Compressive Ultimate Strength	0	Pa

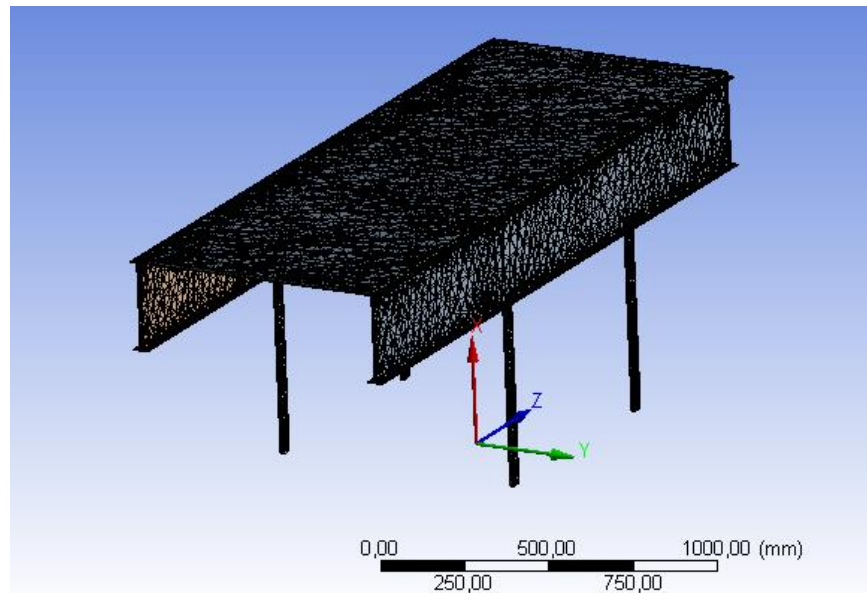
Se fijan los puntos en los cuales se consideran que el paletizado se encontrara amarrado a la estructura. En la imagen 34 se muestran con color verde.

Imagen 36 Puntos fijos asignados en la simulación de la estructura.



Se enmalla la estructura con un mallado fino y refinado con un total de 151886 nodos y 72455 elementos esto tras un análisis posterior de los resultados de diferentes mallas siendo esta cantidad suficiente para obtener un análisis preciso.

Imagen 37 Enmallado seleccionado para la simulación del paletizado.

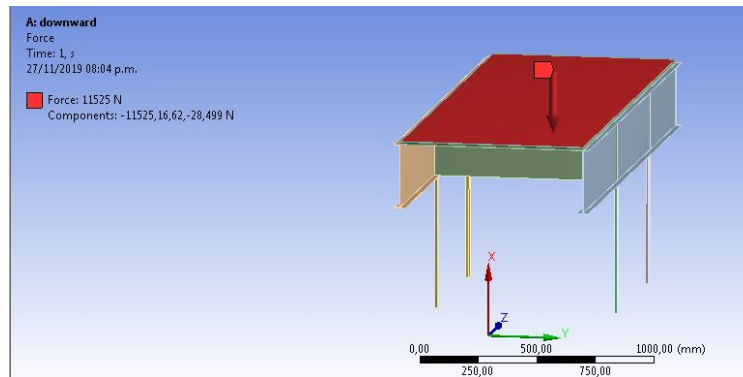


Se empiezan a calcular los diferentes esfuerzos de la far 25.561 y se buscan los resultados de deformación para comprobar que estas deformaciones no sean significativas y los esfuerzos que sufren tal que estos no superen los límites mecánicos del material y generen deformaciones permanentes.

a) Domward:

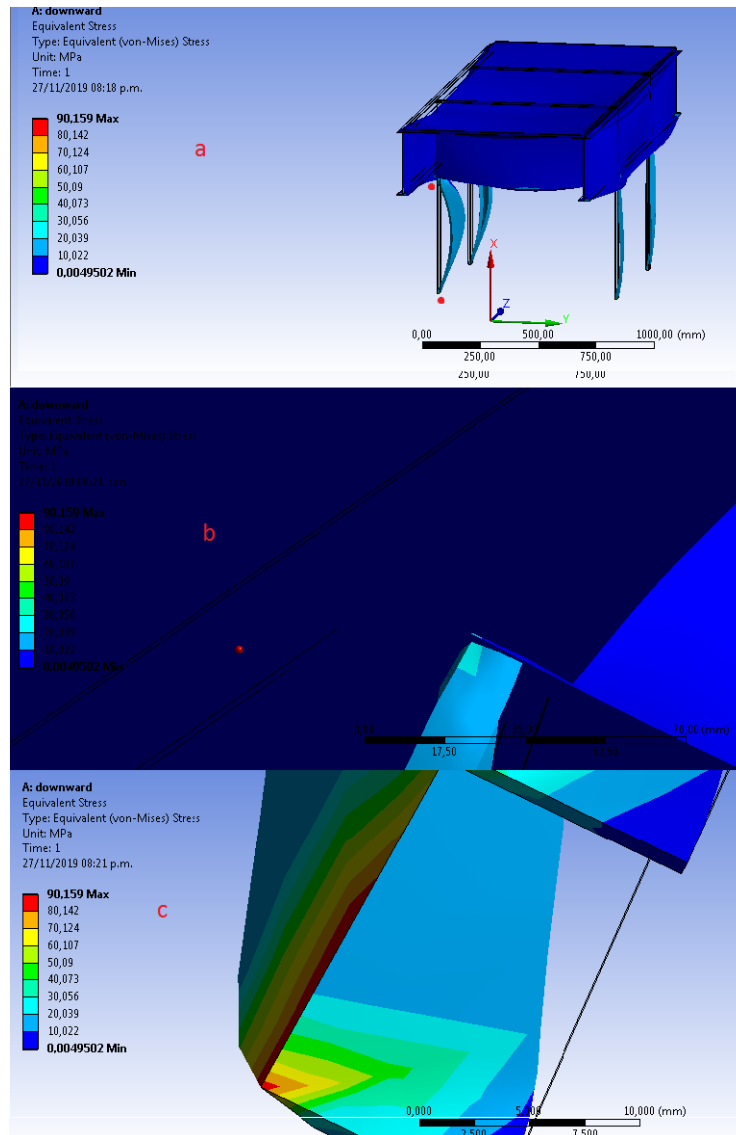
Para el primer caso de Domward con seis gravedades se obtiene un esfuerzo de 11525 y se representa tal como se ve en la imagen 38

Imagen 38 Hacia abajo 6g



Una vez asignados estos valores se procede a realizar la simulación de la estructura teniendo en cuenta que los resultados a buscar son los de deformaciones y esfuerzos que sufre la estructura.

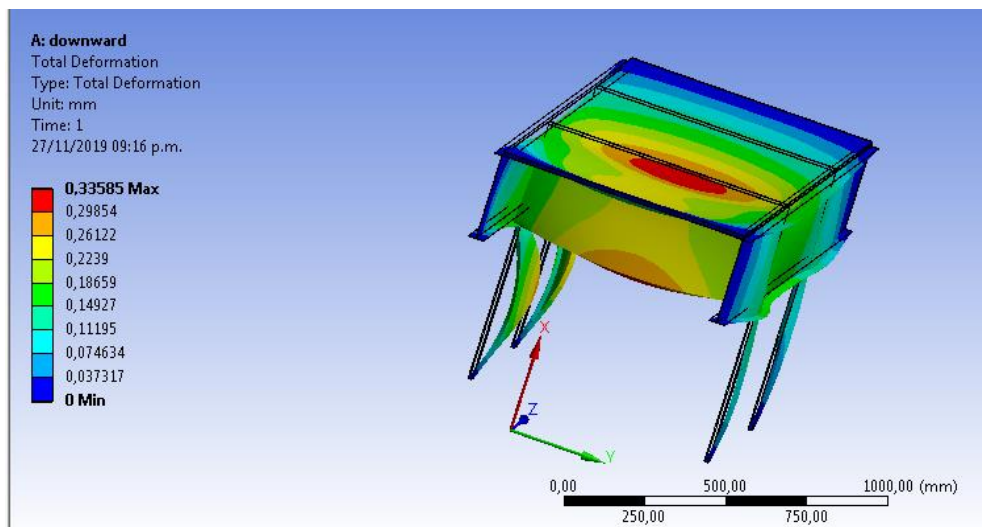
Imagen 39 Esfuerzo equivalente a 6 g hacia abajo



Como se observa en la imagen 39a las vigas laterales, longitudinales y la placa no tienen esfuerzos que excedan los 10,20 Mpa y por lo tanto no superan el valor del shear strength sin embargo en las vigas de soporte sufren un esfuerzo de 20 a 30 Mpa en el centro como se observa en la imagen 40.b sin embargo este esfuerzo tampoco supera el shear strength ni el yield strength ya que en este caso se ve que las vigas sufren esfuerzos de flexión y en los puntos fijos de las vigas se produce un mayor esfuerzo como se observa en la imagen

40a, al realizarse un acercamiento tal como se muestra en la imagen 40c se observa que el esfuerzo es máximo y llega a 90.159 Mpa, en un diseño posterior o construcción esté puntos deben ser reforzados, sin embargo no representan ningún peligro ya que no superan el yield Strength razón por la cual no va sufrir ninguna deformación permanente debido a la flexión ni tampoco ruptura por los esfuerzos cortantes.

Imagen 40 Deformaciones a 6g hacia abajo

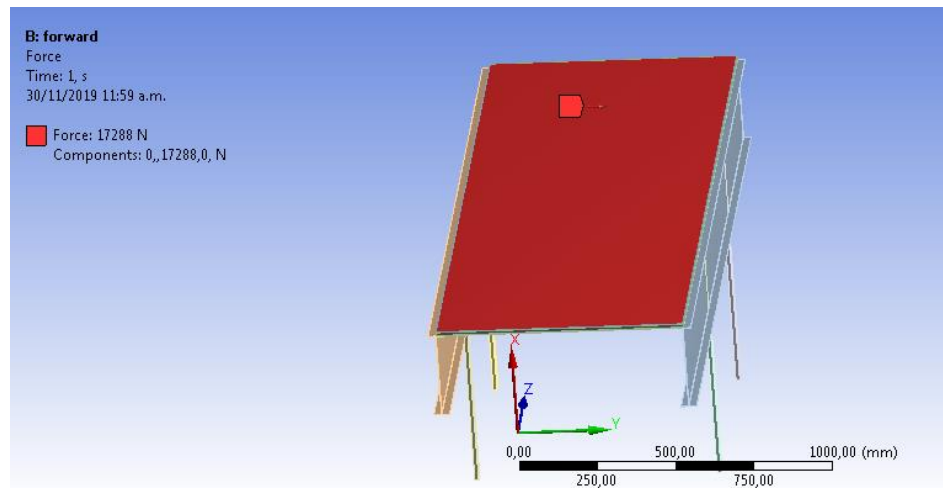


En la imagen 40 se observa que los puntos con mayor deformación son hacia el centro del piso, el centro de las vigas longitudinales y el centro de las vigas de soporte, sin embargo, en todos los casos las deformaciones acciones son muy pequeñas y no representan ningún peligro ya que estas se encuentran en el orden de los micrómetros y no son mayores a 33,5 μ m deformaciones de las cuales el material se puede fácilmente restaurar el material.

a) Hacia adelante

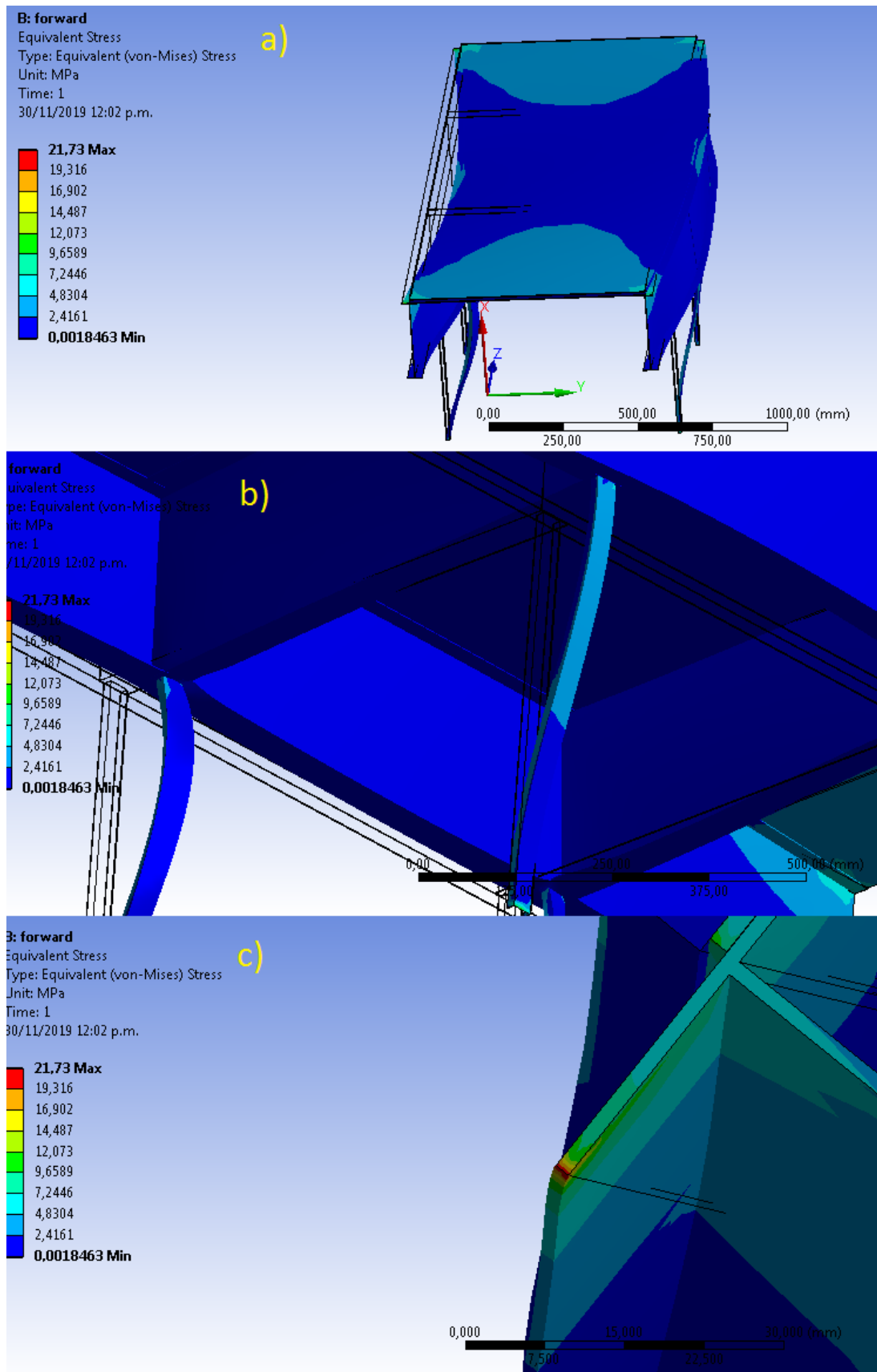
Para hacia adelante se utiliza un total de 9 gravedades equivalente a 17,28KN en la dirección Y tal como se ve en la imagen 42.

Imagen 41 Hacia adelante.



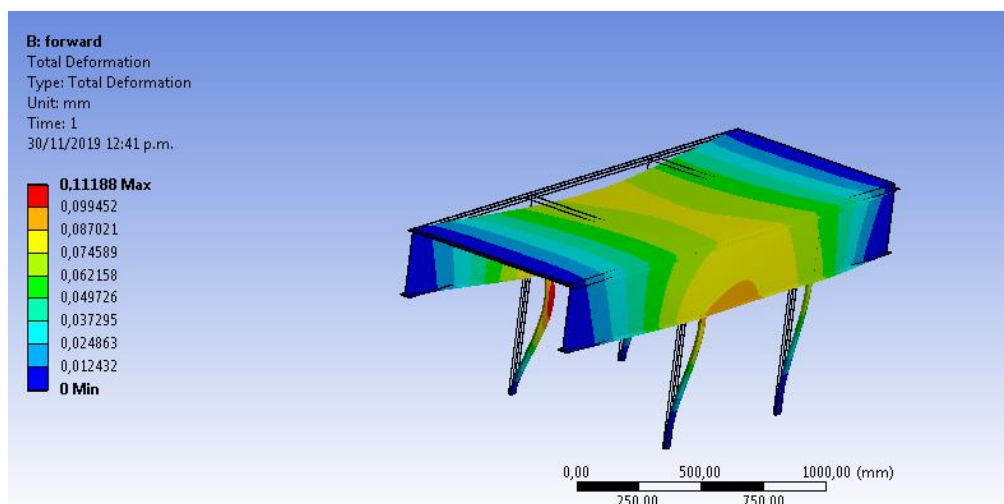
Después de simular se obtiene los siguientes resultados.

Imagen 42 Resultados esfuerzos hacia adelante.



Como se observa en la imagen 42a la placa y las vigas del piso tienen esfuerzos máximos de 21,73 MPa los cuales no generan esfuerzos excesivos que superen los esfuerzos límites de cortante razón por la cual no existe ningún problema con esas partes de la estructura. En las vigas de soporte tampoco se encuentran esfuerzo excesivo ya que estos solo tienen un esfuerzo de entre 4,8 a 7,2 MPa tal como se ve en la imagen 42b. Hay que resaltar que en esta condición los puntos críticos se encuentran en las puntas de las vigas, en caso que más adelante se desee realizar una construcción de la aeronave es necesario reforzar estas secciones para evitar un desgaste prematuro, sin embargo, se reitera que estas no presentan un problema significativo.

Imagen 43 Análisis deformación.

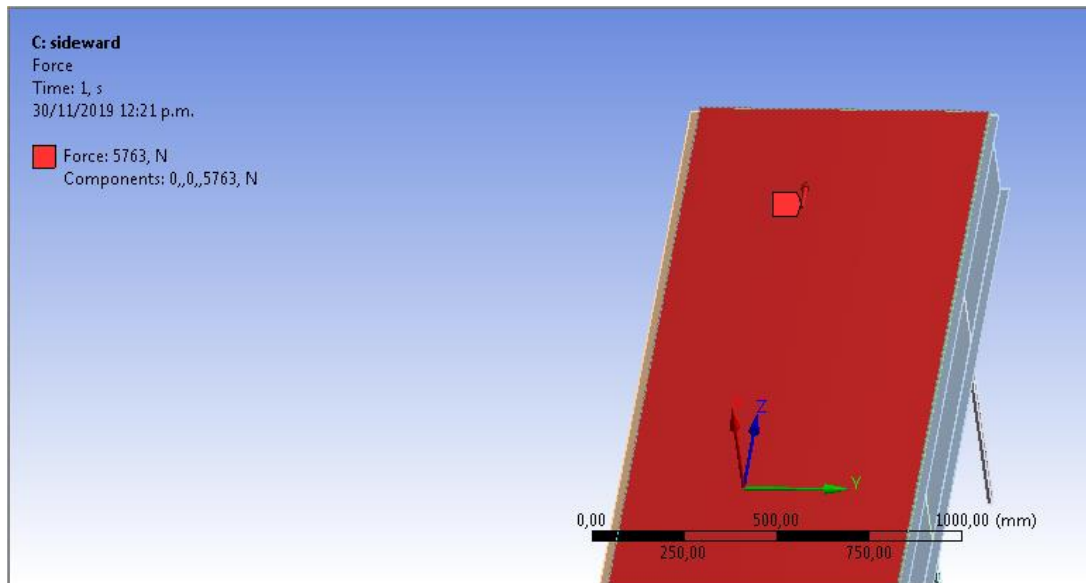


Como se observa en la imagen 43 las deformaciones máximas se encuentran en las vigas de soporte, pero estas son de apenas 0.111 mm lo cual no son representativas y no presentan una posible condición de peligro.

b) hacia los lados:

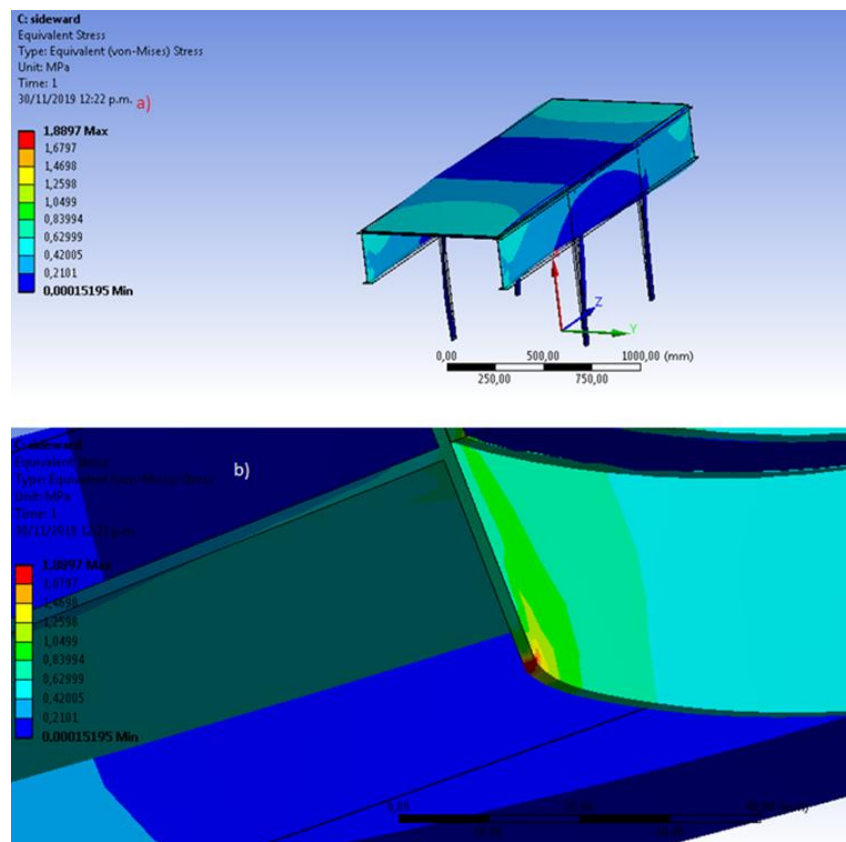
El análisis de hacia los lados se realiza teniendo en cuenta una fuerza de 3g equivalente a 5,63 KN y se da en la dirección z tal como se observa en la imagen 44.

Imagen 44 Hacia los lados 3g.



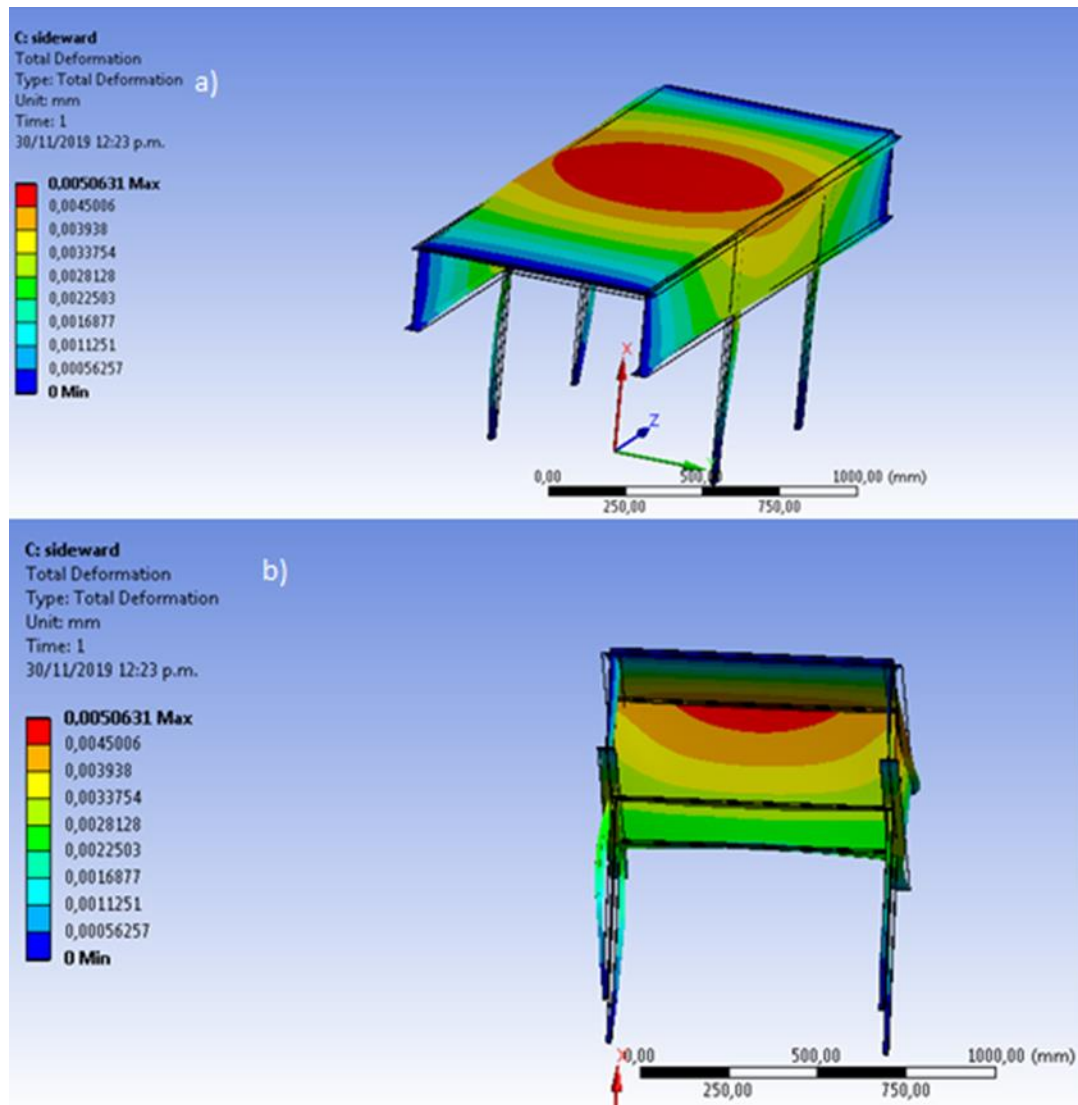
Una vez se realiza la simulación se obtienen los siguientes resultados

Imagen 45 Resultados esfuerzos hacia los lados.



Como se observa en la figura 43.a el sistema no sufre esfuerzos importantes en el centro de la placa y las vigas del piso, tampoco en las vigas de soporte, únicamente cuando se acerca a los extremos de las fijaciones del sistema en algunos puntos hay un esfuerzo máximo de 1,88 Mpa como se ve en la figura 45b pero este esfuerzo es mínimo y no provocará ningún daño a la estructura. A continuación, se muestra el análisis de deformación en la imagen 46

Imagen 46 Resultados deformaciones



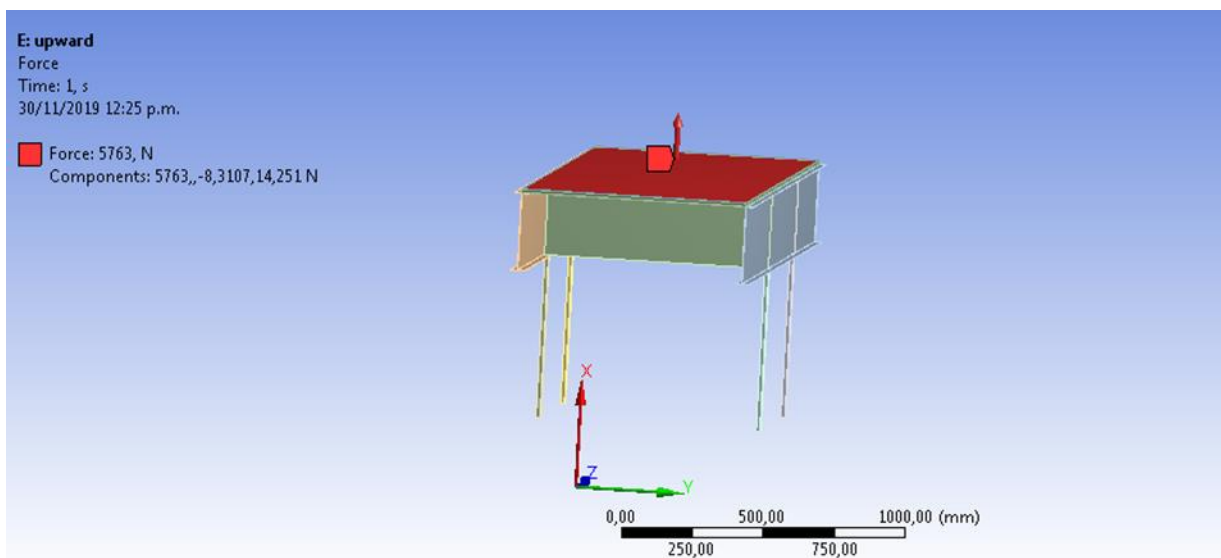
Como se observa en las imágenes 46a y 46b las deformaciones máximas se encuentran en el centro de la placa del piso y de las vigas longitudinales, sin embargo, estas no son nada

representativos ya que las deformaciones más grandes son de apenas 5mm lo cual no generan ningún peligro ni deformación permanente.

a) Hacia arriba

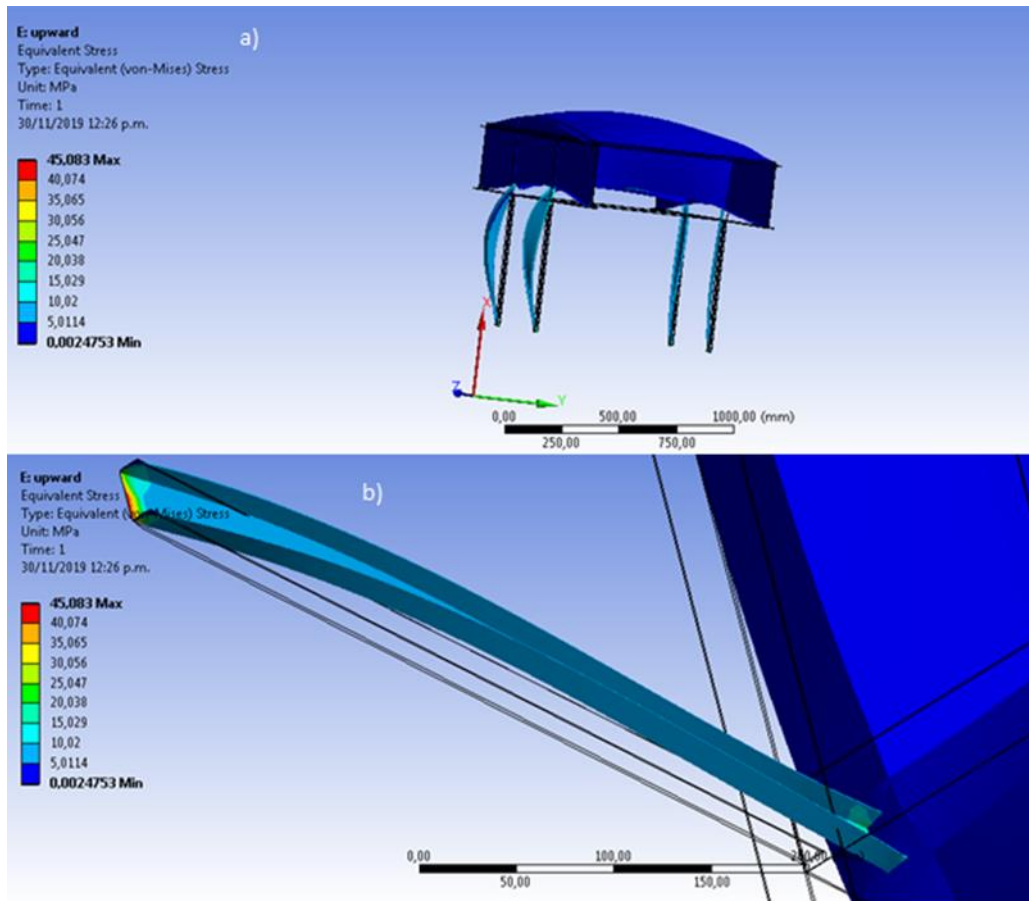
El análisis de hacia arriba se realiza teniendo en cuenta una fuerza de 3g equivalente a 5,63 KN y se da en la dirección x tal como se observa en la imagen 47.

Imagen 47 hacia arriba 3g.

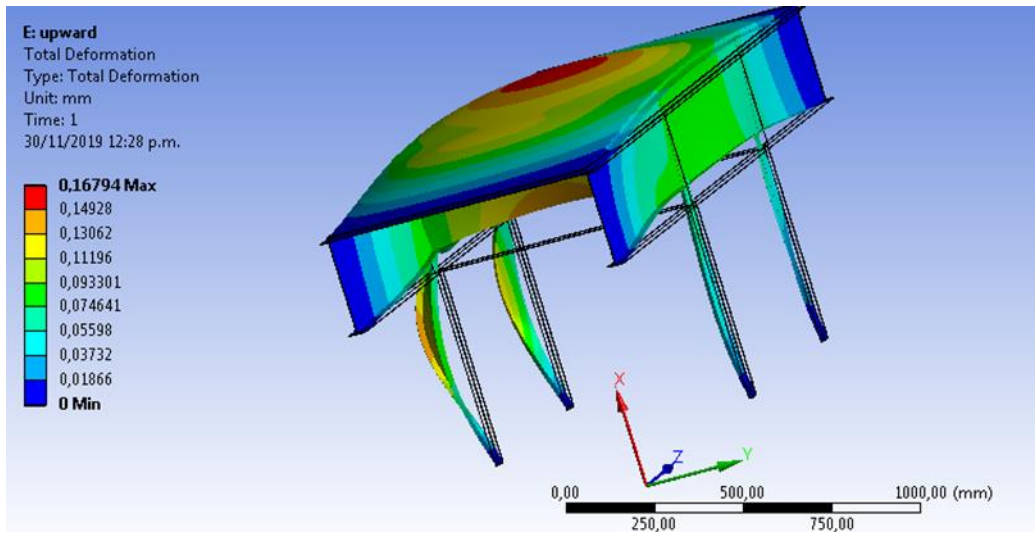


Una vez realizada la simulación se obtuvieron los siguientes resultados.

Imagen 48 Resultados esfuerzos hacia arriba



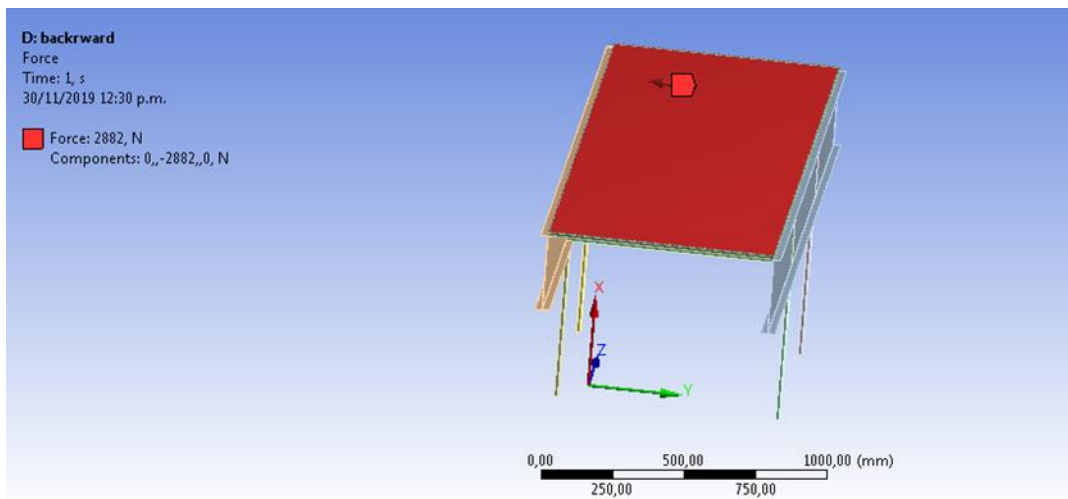
Como se puede observar en las placas del piso y las vigas del piso sufren un esfuerzo nada grande (imagen 48a) y poco representativa, sin embargo, en las vigas de soporte (imagen fig48b) hacia el centro sufren un esfuerzo de 5 a 20 Mpa y en los puntos fijos sufren un esfuerzo de 45 Mpa sin embargo no presentan peligro para la estructura ya que no supera el shear strength ni el yield strength, sin embargo, en una posible construcción debe reforzarse este punto.

Imagen 49 Resultados deformaciones hacia arriba

como se observa en la imagen 49 no se presentan deformaciones grandes por tanto no generan una condición de peligro.

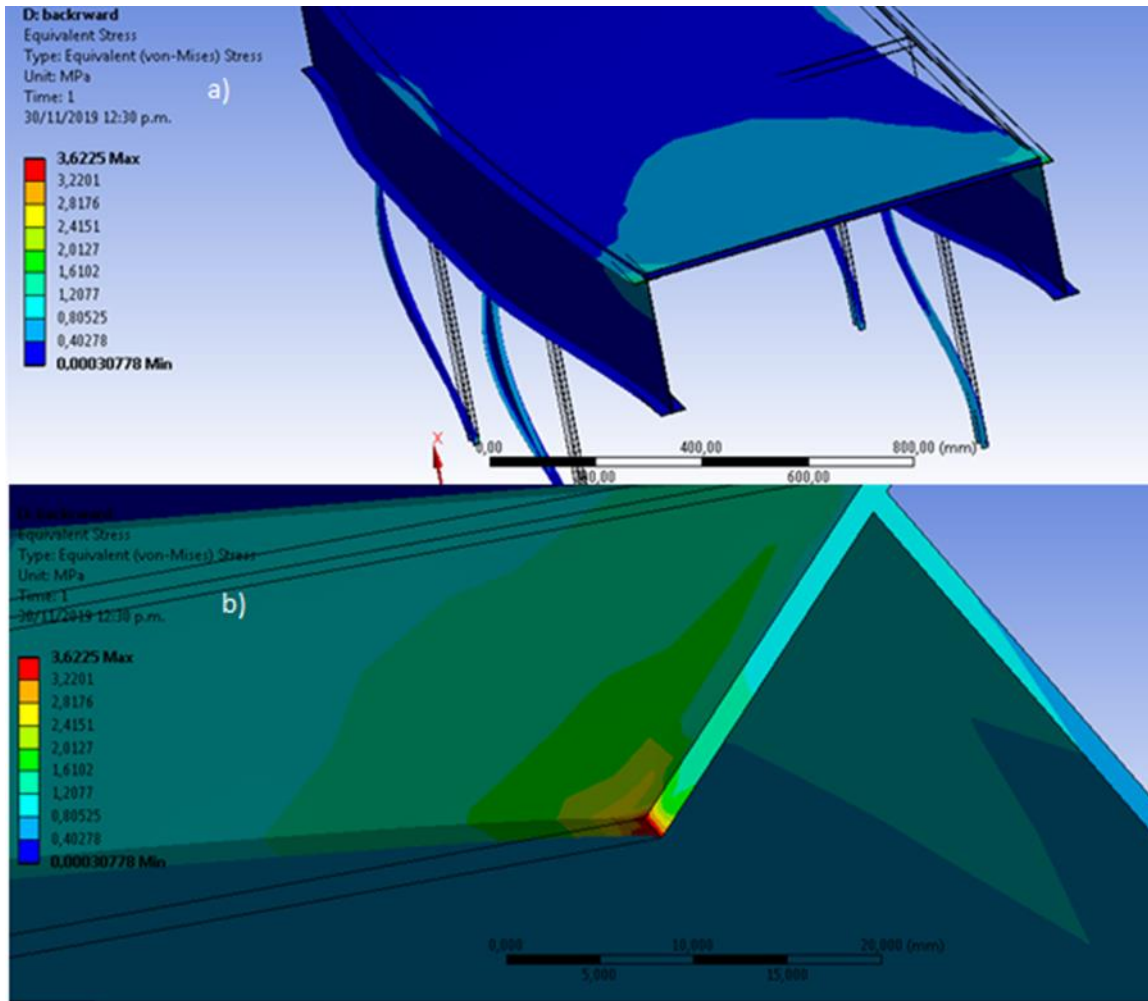
a) Hacia atras

El análisis de hacia atras se realiza teniendo en cuenta una fuerza de 1,5g equivalente a 2,88 KN y se da en la dirección -y tal como se observa en la imagen 50.

Imagen 50 Hacia atras 1,5g.

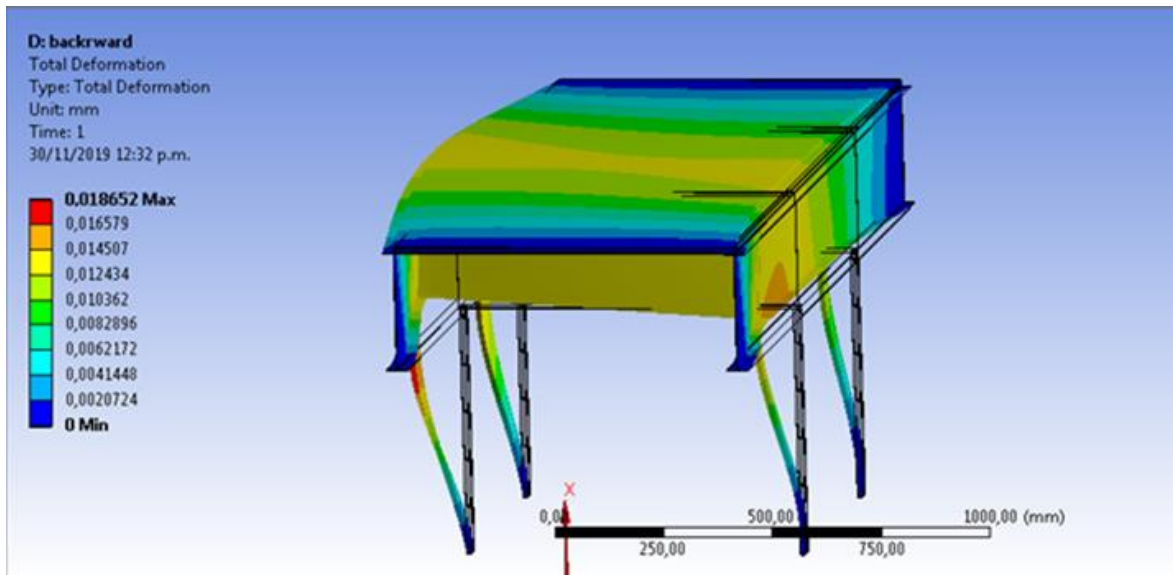
Una vez realizada la simulación se obtuvieron los siguientes resultados.

Imagen 51 Resultados esfuerzos hacia atras



Como se puede observar en la imagen 51a en el centro de la placa y la vigas transversales del piso sufren esfuerzos mínimos sin embargo estos esfuerzos aumentan cuanto más se acercan a los extremos fijos y en las puntas (imagen 51b) pueden llegar hasta 3,6 MPa lo cual no es nada representativo.

Imagen 52 Resultados deformaciones hacia atras.



Las deformaciones son demasiado pequeñas imagen 52, siendo solo máxima en el centro de las vigas de soporte sin embargo estas no son sino solo de 10 μm lo cual no son nada representativas ni tampoco presentan riesgo para la estructura.

Para finalizar esta sección se puede concluir que las vigas transversales y longitudinales al igual que la placa del piso pueden soportar sin problemas los esfuerzos cumpliendo la far 25.561 sin embargo las vigas de soporte si bien también soportan los esfuerzos y cumple con la far 25 estas deberían tener refuerzos en las secciones de contacto o ampliarse el área transversal de las vigas, sin embargo no deben descartarse posibles errores en la simulación ya sea en el enmallado o en el ensamble.

11. DISEÑO SILLA

Para el diseño ergonómico de la silla se tomó en cuenta un estudio en un sujeto vivo que tiene la medida aproximada a la altura media de un adulto colombiano entre 20-30 años

imagen 52, además se comparó con imágenes de radiografías de columnas vertebrales de la página imaios.com, imagen. 53.

Imagen 53 Medición del sujeto de muestra



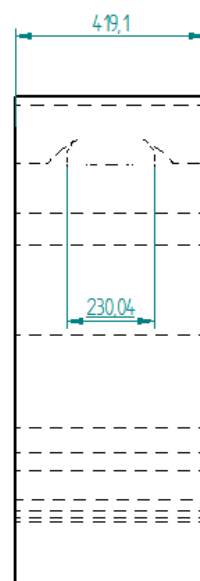
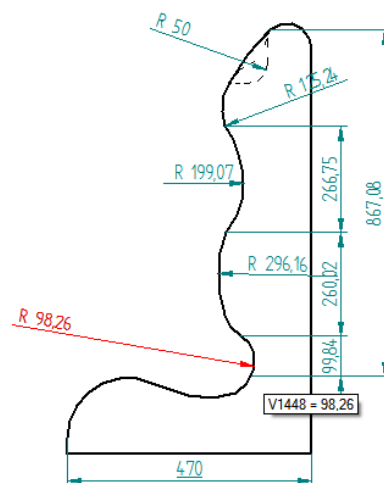
Imagen 54 Radiografía de la columna vertebral estándar

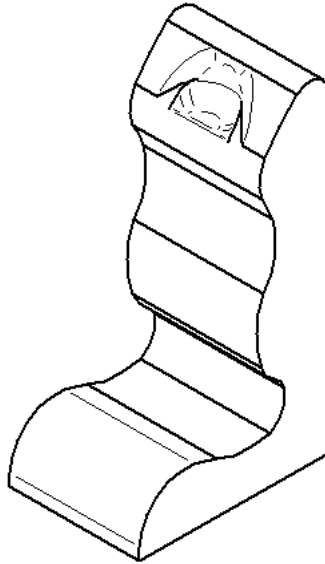


Fuente: imaios.com, Columna vertebral

Con la radiografía de la imagen 54 y ayuda del programa solid edge se obtuvo una aproximación del radio de la cada sección de la columna y se ajustó con los valores de las medidas del sujeto de muestra utilizado. Con esto se obtuvo la siguiente geometría del espaldar de la silla en la imagen 55.

Imagen 55 Planos del espaldar de la silla cotas en mm

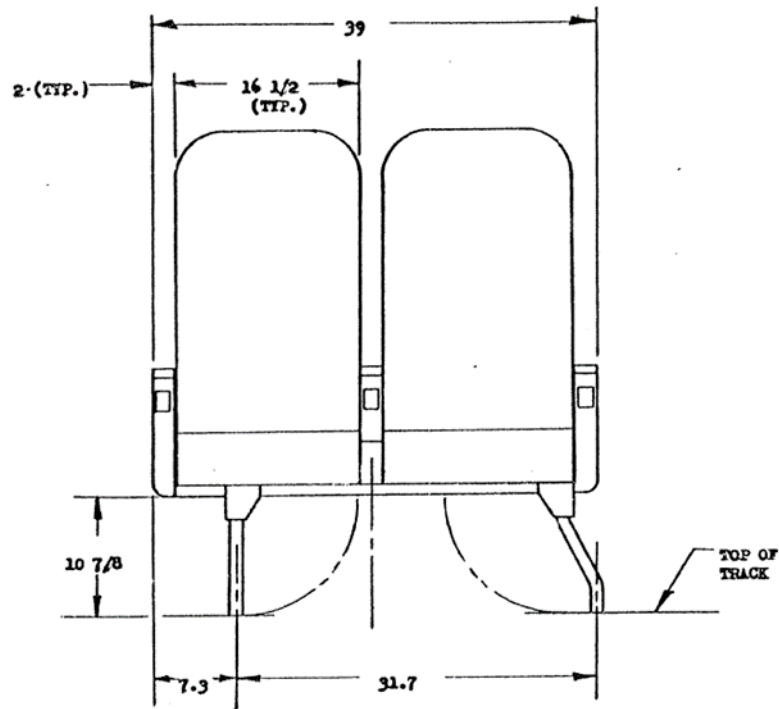




Como se observa en la figura 55 el concepto de silla que se desea trabajar permite la acomodar la columna vertebral tal que esta permanezca siempre recta y tener un apoyo apara la cabeza de una manera que permite mantener el cuello del usuario recto con respecto a la columna vertebral.

Para finalizar con esta sección no se diseñará la estructura de la silla solo se espera que esta se ajuste a los parámetros de los estándares militares MIL-S-26688 en la imagen 56.

Imagen 56 Sillas para dos personas bajo estándares militares MIL-S-26688



Se espera que esto sirva como base para un diseño detallado por parte de futuros diseñadores.

12. DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE VULTUR

El tren de aterrizaje principal soporta la mayor parte de pesos del avión en tierra. Sin embargo, su función es soportar las cargas del impacto del aterrizaje y la perfecta absorción de la energía cinética y estática, considerando valores aceptables de resistencia según la estructura del avión. (Esteban Oñate, Conocimiento de una aeronave,)

En el caso del tren de aterrizaje principal, la absorción de cargas es mayor. Esto se debe a las condiciones de operación de la aeronave, ya que aterrizar en pistas no preparadas es uno de los requisitos de diseño.

Para el caso del tren de nariz, este tiene que ser el complemento del tren principal, dando así el soporte necesario a la aeronave gracias a su configuración trípode.

13. CONFIGURACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE

Este avión debe contar con una configuración adecuada de acuerdo a su utilidad y las condiciones a las cuales se va a someter. Para dichos casos, se optó por un tren de aterrizaje con una estructura fuerte y con el número de rudas necesario para soportar las cargas de despegue, taxeo y aterrizaje.

Es por eso que la aeronave debe cumplir con los siguientes requerimientos en su tren:

- Numero de ruedas y disposición de la estructura.
- Tipo de articulación.
- Geometría del sistema de suspensión.
- Sistema de suspensión.

Tabla 10. Parámetros diseño para el tren.

Ítem	Tren de aterrizaje fijo.	Tren de aterrizaje retráctil.
Costo.	Costo Bajo.	Costo Alto.
Peso.	Liviano.	Pesado.
Diseño.	Diseño Fácil.	Diseño Difícil.
Manufactura.	Fácil.	Difícil.
Mantenimiento.	Fácil.	Difícil.
Drag.	Mayor.	Menor.
Performance.	Bajo Performance.	Alto Performance.
Estabilidad Longitudinal.	Más estable.	Menos estable.
Bahía de almacenaje.	No requiere bahía.	Requiere Bahía.
Sistema de Retracción.	No requiere.	Requiere.
Volumen de Combustible.	Mayor disponibilidad.	Menor disponibilidad,
Estructura.	Estructura en ininterrumpido	Necesitan refuerzo debido al recorte.

Fuente: Mohammad Sadraey/Daniel Webster College Diseño tren de aterrizaje.

En la tabla anterior nos permitirá ver los parámetros que se tuvo en cuenta en el diseño del tren de aterrizaje de la aeronave.

Considerando los anteriores parámetros, se decidió que el tren de aterrizaje de la aeronave Vultur estará compuesta con 10 ruedas para su operación, esta configuración se tomó en cuenta por las principales configuraciones de trenes de aterrizajes de las aeronaves commuter STOL que se ven hoy en día como es el CASA 295, CASA C27 Spartan.

Se tomó como dato relevante el peso de la aeronave con su carga paga, este valor ayudó a hacer cálculos meramente teóricos debido a que no se cuenta con un presupuesto suficientemente alto para hacer pruebas más contundentes al tren y así determinar si el tren es apto o no para ser implementado en el tren de aterrizaje. Sin embargo, sugerimos que se continúe con esta investigación, se recomienda desarrollar análisis estructurales y aerodinámicos en CFD.

Se tuvo en cuenta que el peso de la aeronave más su carga paga es de 8618,3 Kg lo cual tendremos en cuenta para su sistema de suspensión y el radio de las ruedas y tipo de llanta que tenga la capacidad de soportar dichos pesos.

En el caso de la configuración del tren de aterrizaje será triciclo doble rueda en la nariz, y para el caso del tren principal se optó por ruedas dobles en configuración tándem unidas por el sistema multi-bugie.

Se tomó como dato relevante el peso de la aeronave con su carga paga, este valor ayudó a hacer cálculos meramente teóricos debido a que no se cuenta con un presupuesto suficientemente alto para hacer pruebas más contundentes al tren y así determinar si el tren es apto o no para ser implementado en el tren de aterrizaje. Sin embargo, sugerimos que se

continúe con esta investigación, se recomienda desarrollar análisis estructurales y aerodinámicos en CFD.

Se tuvo en cuenta que el peso de la aeronave más su carga paga es de 8618,3 Kg lo cual tendremos en cuenta para su sistema de suspensión y el radio de las ruedas y tipo de llanta que tenga la capacidad de soportar dichos pesos.

En el caso de la configuración del tren de aterrizaje será triciclo doble rueda en la nariz, y para el caso del tren principal se optó por ruedas dobles en configuración tándem unidas por el sistema multi-bugie.

Durante la investigación se tomaron en cuenta datos que permitieron que este proyecto tuviera un enfoque investigativo, de acuerdo a la bibliografía utilizada que la selección del tren de aterrizaje es primordial y esta selección se basa en la configuración del tren de aterrizaje, como ya fue mencionado el tren de aterrizaje del Vultur será multi-bugie tándem, dicha decisión de esta configuración se tomó debido a que se consideró que la aeronave debe contar con la mejor configuración que le brinde unos valores altos de estabilidad y absorción de cargas que se presentan durante el aterrizaje de la aeronave.

Sin embargo, este tren de aterrizaje bajo el diseño que se seleccionó proporciona a los usuarios una gran viabilidad en cuestión de costo y beneficio debido a que los materiales que se utilizaran en su elaboración y el mismo diseño permite que la aeronave tenga un amplio favorecimiento en su performance y en la estabilidad de la aeronave que se presenta durante el taxeo y la estabilidad durante el despegue y el aterrizaje. (Webster)

A continuación, se ilustrará una tabla que proporciona una amplia visión acerca de los valores que se toman en cuenta en la elaboración de este componente que es primordial en la aeronave. Cabe resaltar que estos parámetros que se evaluaron a continuación es una perspectiva en general de los trenes de aterrizaje y de las configuraciones existentes, por tal razón se deja claro que la configuración del tren de aterrizaje se basó en configuraciones de otras aeronaves similares y que cumplen con la misma tarea y propósito de la misión que tienen que cumplir la aeronave llamada Vultur.

Tabla 11. Comparación de diversas configuraciones de tren de aterrizaje (10 excelente – 1bajo).

	Tren Simple Principal.	Biciclo.	Tren de cola.	Tren de Nariz.	Cuadriciclo.	Multi-bogie.	Pierna Humana.
Costo.	9	7	6	4	2	1	10
Peso aeronave.	3	4	6	7	9	10	1
Manofactura.	3	4	5	7	9	1	10
Carrera despegue y	3	4	6	20	5	8	2
Estabilidad en Tierra.	1	2	7	9	10	8	5
Estabilidad durante el	2	3	1	8	10	9	-----

Fuente: Mohammad Sadraey/Daniel Webster College Diseño tren de aterrizaje. (Webster)

14. SISTEMA DE AMORTIGUAMIENTO

14.1 Sistema de amortiguamiento líquido

Son un sistema de resortes líquidos cuya principal función y base es la compresión de líquidos a altas presiones.

El sistema consiste en cilindros llenos de fluidos a base de silicona a presiones altas que oscilan entre (40.000-50.000) psi, (2,70-3,40) Kg/cm².

Consta de dos cámaras superior e inferior separadas por un pistón, cuando el avión toca tierra la carga dinámica de la rueda transmite al pistón una fuerza que lo obligara ir hacia arriba generando una compresión del líquido para hacer el respectivo trabajo de amortiguamiento.

El líquido desplazado pasa por una cámara anti retorno y un orificio de control, la cámara inferior solo puede acumular parte del líquido desplazado por el movimiento del pistón, de tal forma que aumenta la presión del líquido en ambas cámaras.

El pistón se desplaza en sentido contrario, cuando cesa la carga sobre el amortiguador. El rebote de la rueda está limitado por el orificio de control antes mencionado, que permitirá una pequeña circulación del líquido. El orificio de control actúa como una válvula anti-rebote.

Los amortiguadores líquidos son fiables, compactos y robustos, en el caso de las aeronaves que optan por este sistema de amortiguamiento requieren de gatos para hacer el cambio de fluidos cuando sea necesario.

En algunos casos este líquido es mezclado con nitrógeno que le permite tener un mejor rendimiento haciéndolo más eficaz en el sistema de amortiguamiento, a pesar de que este sistema es un gel líquido el sistema oleo-neumático comparten la misma estructura y la misma física en su trabajo de absorción de energía el sistema oleo-neumático es un fluido más viscoso y no requiere de aditivos y combinaciones químicas para mejorar la eficiencia del amortiguador, esto es primordial porque disminuye los costos de mantenimiento de la aeronave.

De igual manera este sistema permite a los pasajeros que viajan en la aeronave una sensación más suave de aterrizaje y no tan rígido como el sistema líquido del tren de aterrizaje.

En la imagen se 57 puede observar los componentes básicos y resumidos de la composición de un tren de aterrizaje.

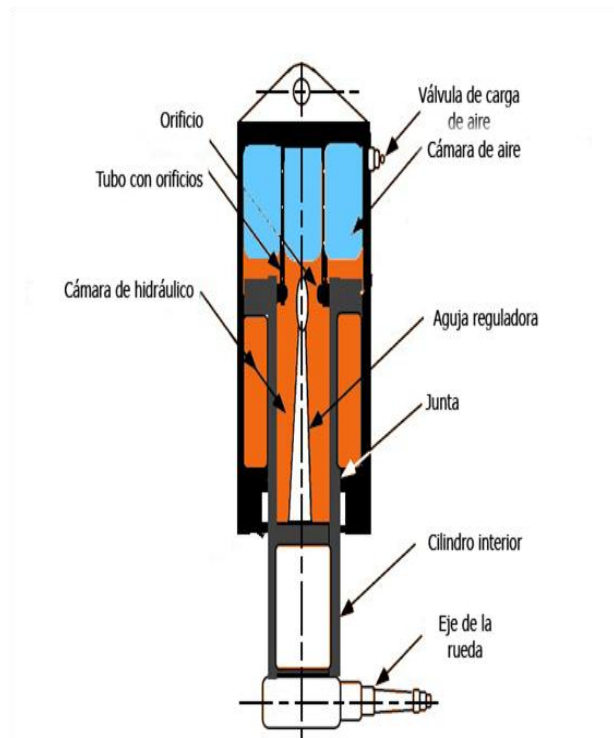


Imagen 57. Sistema de amortiguación tren de aterrizaje.

En el caso del sistema de amortiguamiento se optó por el sistema oleo-neumático ya que es el más completo, en comparación con los otros sistemas antes mencionados. (Esteban Oñate, Conocimientos de una aeronave)

Otro parámetro importante a tratar es la física del contacto de las ruedas con la pista. Es importante resaltar que el sistema de amortiguación es el más importante en el diseño de la aeronave, pero sin duda alguna, otro parámetro bastante importante es el neumático y toda la física que se ve implicado en el comportamiento del tren de aterrizaje y los parámetros de amortiguación y frenado, lo cual es el objetivo de este trabajo.

En este caso, fue considerado la teoría que el avión viene con una energía cinética vertical cuando toca pista. Este proceso de fuerzas que experimenta el tren de aterrizaje son variaciones que se dan a partir de la energía cinética vertical del avión. En este caso, para los cálculos de cargas sobre el tren de aterrizaje, se va a tomar el factor de carga que debe soportar el tren, este factor está dado por parámetros establecidos por reglamentación, se estima que cuando el avión está por hacer contacto con la pista va a variar este factor.

En el caso de una aeronave caza el factor de carga puede llegar a ser tan alto que alcanza un valor promedio de 5, en el caso del vultur que es un avión de carácter utilitario el factor de carga es de 2 a 3 y para aeronaves comerciales el factor de carga es de 1.

En el caso de nuestra aeronave dicho factor oscila entre 2 y 3 por motivos prácticos se tomó el valor de 2,5 es decir se realizó una media aritmética para mantenernos dentro de los parámetros de construcción del mismo.

Este factor se estima de acuerdo al tipo de operación de la aeronave, estos factores están parametrizados por normativa, es importante resaltar que estos factores son de carácter matemático y están denotados por la suma entre la carga estática y la carga dinámica de la aeronave.

Por otro lado, el Shimmy damper es una unidad que se instala en el cilindro de la rueda delantera para absorber las vibraciones que se producen en el tren de aterrizaje, este sistema es primordial para la amortiguación auxiliar y soporte de peso de la aeronave. Cuando se produce un movimiento entre el eje del pistón, que va sujeto a la parte fija de la nave, y el cilindro, sujeto a la rueda, cierta cantidad de líquido se forzarán a que pase a través de un orificio del pistón y la resistencia que ofrezca amortiguará la oscilación.

15. FRENADO DE LA AERONAVE

En el diseño de un tren de aterrizaje, es muy importante conocer todo acerca del frenado, incluyendo la importancia de los materiales que se van a utilizar para dichos propósitos. A continuación, es presentado un breve estado del arte acerca de los materiales más utilizados en el sector aeronáutico para elaboración de los frenos de los aviones.

En la siguiente tabla se muestra una comparación entre materiales más utilizados en la industria de los frenos para aeronaves con diversos factores que se evalúan para hacer su diseño.

Tabla 12. Valores de materiales para frenos

Tabla de comparación de materiales para frenos (Valores relativos al acero.)			
	Acero.	Berilio.	Carbono.
Peso específico.	1	0,23	0,21
Calor Especifico.	1	6,9	2,4
Conductividad Térmica.	1	3,1	4,2
Dilatación Térmica.	1	0,76	0,17
Resistencia Choque Térmico.	1	0,49	0,02
Temperatura Limite.	1	0,8	1,9

Fuente: Conocimientos de una aeronave Esteban Oñate.

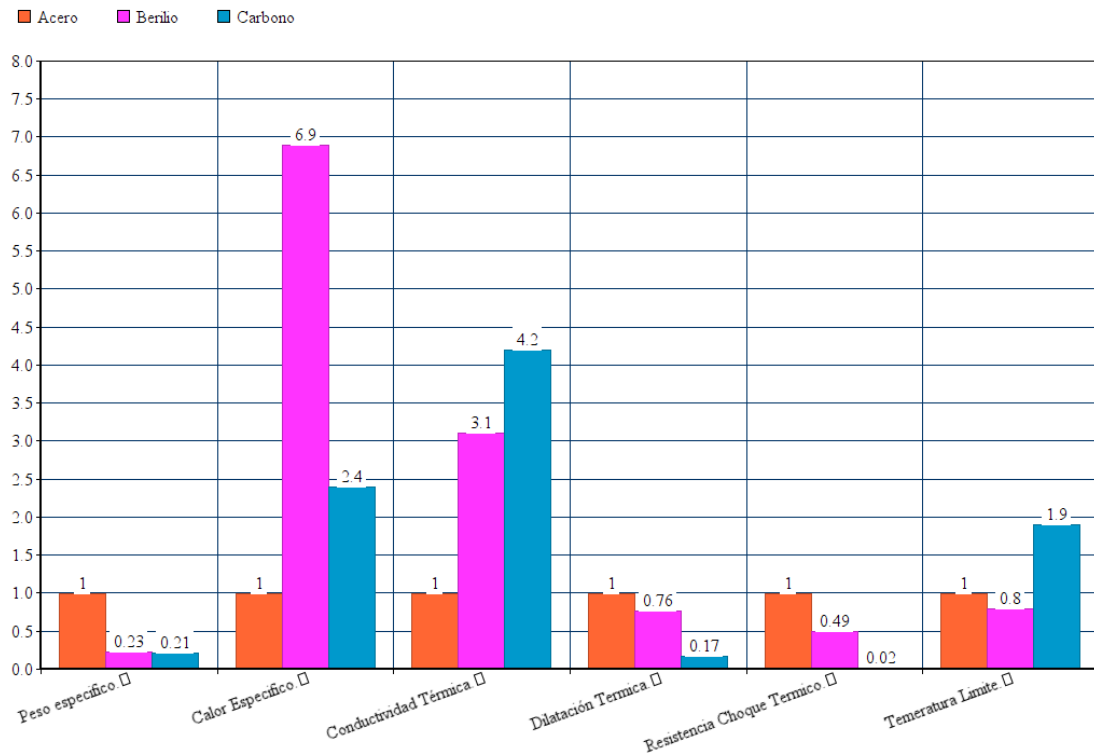


Imagen 58. Análisis estadístico materiales para frenos.

Como se observa en la imagen 58 se muestra en el eje X los parámetros a evaluar de estos 3 materiales, en el caso del eje Y se denota el valor numérico que alcanza cada uno de los materiales con relación a el criterio de evaluación establecido.

Para el caso de nuestro tren de aterrizaje es importante resaltar que el sistema de frenado, estará compuesto por discos de carbono y frenos ABS, que permitan un frenado uniforme y seguro a la aeronave.

Es relevante indicar que, para el desarrollo de este proyecto, fue importante realizar un análisis de los posibles factores adversos a los que se va a someter la aeronave. Por ejemplo, en el caso del frenado una de las causas más frecuentes de excursión de pista es el hidroplaneo, el hidroplaneo es una capa de agua que se genera en el neumático cuando la pista está húmeda, en la sección de cálculos de frenado se hizo una parametrización muy básica la cual fue orientada por libros que hablan del tema.

16. DESARROLLO TREN DE ATERRIZAJE VULTUR

El diseño del tren de aterrizaje fue realizado a partir de las necesidades a las que se va a enfrentar la aeronave. Para ello, fue decidido diseñar un tipo de tren que le permita a la aeronave enfrentarse a terrenos de difícil acceso.

De acuerdo con Norman S Currey, autor del libro guía que se utilizó para el diseño de este tren de aterrizaje, se asumió que el tren de aterrizaje ha sido descrito como "el intermediario esencial entre el avión y la catástrofe" (Currey, 1988)

En el caso del vultur tendrá un tren de aterrizaje cuyas generalidades es que es tipo dual tándem multi-buggie para el caso del tren principal y tren de nariz será dual. Esto con el fin de ofrecer mayor soporte y apoyo a la aeronave al momento del impacto con la tierra.

De acuerdo con el libro de diseño de trenes de aterrizaje de Norman S Currey, el estado de diseño se rige bajo los siguientes parámetros y elementos:

- 1) Tren de aterrizaje delantero y trasero.
- 2) Los topes de cola.
- 3) Engranajes de la punta del ala (o ala exterior).
- 4) Ganchos de detención.
- 5) Soportes, amarres y remolques.
- 6) Puertas del tren de aterrizaje y sus equipos operativos.
- 7) Instalaciones de retención.
- 8) Equipo eléctrico e hidráulico hasta el punto de interfaz con equipo montado en la estructura del avión.
- 9) Diseños para mostrar las distancias al suelo en las diferentes actitudes de los aviones y con diversos grados de inflado de puntal / neumático.
- 10) Diseños para mostrar actitudes catapultas y arrastrantes.
- 11) Cálculos para mostrar compatibilidad con las superficies de los aeropuertos.

De igual manera, se tuvo en cuenta los trenes de aterrizaje que se usan con más frecuencia en aeronaves tipo STOL, en este caso, Se realizó un análisis comparativo entre diversas aeronaves como (C130, Casa 295, Alenia C27J Spartan), las cuales son aeronaves STOL que aterrizan en pistas no preparadas y poseen tren de aterrizaje retráctil. En esta fase

inicial, para el tren de aterrizaje fueron calculadas las cargas en relación al peso máximo de despegue, la potencia de freno y las cargas inerciales que soportara el amortiguador.

Haciendo un análisis comparativo entre las aeronaves antes mencionadas se tomó en cuenta la similitud que tienen nuestra aeronave que se moldea a los requerimientos de la FAC (Fuerza Aérea Colombiana) decidimos tomar como referencia el diseño del C27 Spartan.

17. CARACTERÍSTICAS DEL TREN

Las características de diseño se rigen bajo los parámetros de las normas FAR 23 y el libro guía de (Curey, 1988) Diseño de trenes de aterrizaje.

El tren pretende ser elaborado con acero con propiedades de aleación con el cromo y el molibdeno, cuyas características se presentan en la imagen.

En el caso de la fabricación de trenes de aterrizaje el material más utilizado es el cromo-molibdeno sin embargo es más conocido comercialmente como acero 41xx o acero 4140. Este acero es conocido por su alta dureza y resistencia a fuerzas como lo son la tensión, torsión y flexión debido a su aleación de cromo-molibdeno, además se conoce que este material tiene una muy buena templabilidad con los aceites, como es bien conocido el cromo

es uno de los elementos que es conocido como uno de los metales que da una dureza adicional al acero, por otro lado, el molibdeno es el metal que da una distribución uniforme al acero y el cromo proporcionando una mayor resistencia.

Este material se somete a tratamientos térmicos de temperaturas superiores a 540 °C sin perder ninguna de sus propiedades.

En el caso de manejos del material como el pretemplado (tratamiento térmico consistente en bajar las temperaturas del material de manera rápida) que da al material buenas combinaciones entre tenacidad y resistencia, que permite su uso directo a partes directas de maquinarias.

En el caso de mediana templabilidad (pretemplado o tratado), en una condición de recocido puede ser sometido a endurecimiento por temple y revenido a valores de dureza alrededor de 50 HRC (Valor dado por ensayos de dureza Rockwell).

En el caso de que se requiera soldarse el material se tiene que tener en cuenta diversas condiciones o ciertas precauciones para disminuir el riesgo de fractura del material, estas precauciones vendrán dadas por el fabricante y de acuerdo al uso que se le vaya a dar al material, sin embargo, es de suma importancia tener en cuenta el datasheet del material.

En cuanto a las aplicaciones del material podemos ver que se usa para partes de maquinaria en general como elementos de sujeción o transmisiones. Este material sustituye a cualquier acero al carbono, donde este es requerido en casos de resistencia mecánica y dureza de altos valores.

(laminasyaceros.com)

Designación nominal TBH:

Designaciones Internacionales		Designación TBH
ASTM, AISI, SAE, NMX		4140
Código de Color TBH Recocido		Rosa
Código de Color TBH Tratado		Rosa-Blanco

Composición Química Nominal:

Acero	C (%)	Mn (%)	Si (%)	P (%)	S (%)	Fe (%)	Cr (%)	Mo (%)
Grado 4140	0.38 a 0.43	0.75 a 1	0.15 a 0.35	0.035	0.04	BALANCE	0.8 a 1.1	0.15 a 0.25

Propiedades Mecánicas:

Condición	Resistencia Mecánica (PSI)	Resistencia a la Cedencia (PSI)	Elongación (%)	Dureza (HBN)
Laminado en Caliente	89,000 min	62,000 min	26	187
Estirado en Frío	102,000 min	90,000 min	18	223
Templado y Revenido	170,000 min	159,000 min	16	341

Tratamientos Térmicos:

Normalizado	Recocido para Bajar dureza	Recocido para Regenerar	Templado	Revenido	Puntos Críticos Ac1	Puntos Críticos Ac3
870 a 900 °C	680 a 720 °C enfriar al aire	815 a 870 °C enfriar al horno	830 a 850 °C	500 a 650 °C	750 °C	790 °C

Imagen 59. Tabla de las propiedades del Cromo-Molibdeno.

Este material es el que más se encuentra en el diseño de trenes de aterrizaje debido a su gran resistencia y absorción de energía cinética y potencial que se dan durante las fases primordiales de vuelo que son el taxeo, despegue y aterrizaje.

Amortiguamiento: El tren de aterrizaje contara con un sistema de amortiguamiento oleo neumático, que consiste de 3 cámaras (1 de gas). Este sistema de amortiguamiento utiliza aceite con nitrógeno, que sustituye al resorte, y forma una emulsión como energía de absorción. Cabe resaltar que este sistema es el de mayor rendimiento y el utilizado por excelencia en la aviación comercial.

En la tabla 4 se presentan las distancias a las que tienen que estar cada uno de los componentes de la aeronave con respecto a tren de aterrizaje tanto principal como el tren de nariz.

Tabla 13. Distancias requeridas componentes con respecto al tren de aterrizaje.

Componentes avión.	Distancia Libre. (m)	Apuntes.
Fuselaje.	0,2-1,2	
Fuselaje Trasero.	0,2-0,5	Durante la rotación de despegue.
Ala.	0,2-1,5	Incluida distancia flaps.
Motor turbofan/turbojet	0,5-1,5	Distancia de entrada toma de aire.
Hélice (pistón o reacción) tierra.	0,2-1	Distancia libre.
Hélice (pistón o reacción) mar.	1,0-2,0	Distancia libre.
Antenas, tubos pitoestáticos, tanque de combustibles.	0,2-0,6	

Fuente: Mohammad Sadraey/Daniel Webster College Diseño tren de aterrizaje. (Webster)

18. APORTE EN EL DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE

Para el caso del diseño del tren del aterrizaje, fue considerado tanto material bibliográfico, como investigaciones realizadas hechas a la FAC. En este último caso, la principal referencia fue estudiar el tren de aterrizaje de la aeronave CASA 212, la cual fue una de las bases que puso la fuerza aérea como parámetro de diseño en la cual se participó con el Vultur.

En este caso, se investigó todo acerca de la estructura de la estructura del tren de aterrizaje del casa 212 para tener una idea acerca de los componentes con los cuales cuenta el tren de aterrizaje de esta aeronave. Por tal razón, se observa en la siguiente sección de imágenes el sistema de tren de aterrizaje de la aeronave y se observa el despiece de dicho sistema.

A continuación, es presentado cada uno de los componentes con su previa descripción.

En la imagen 60 se observa la estructura del tren de nariz del casa 212 de igual manera se ve el mecanismo de movimiento del tren de nariz que permite a la tripulación de la aeronave efectuar los giros de la aeronave en tierra.



Imagen 60. Vista frontal y estructura del tren de nariz.

En la imagen 61 podemos observar los componentes básicos del tren de aterrizaje del casa 212, en esta imagen se podrá identificar los sensores, conductos de fluidos para el freno y el sistema de amortiguación que se considera telescópico.

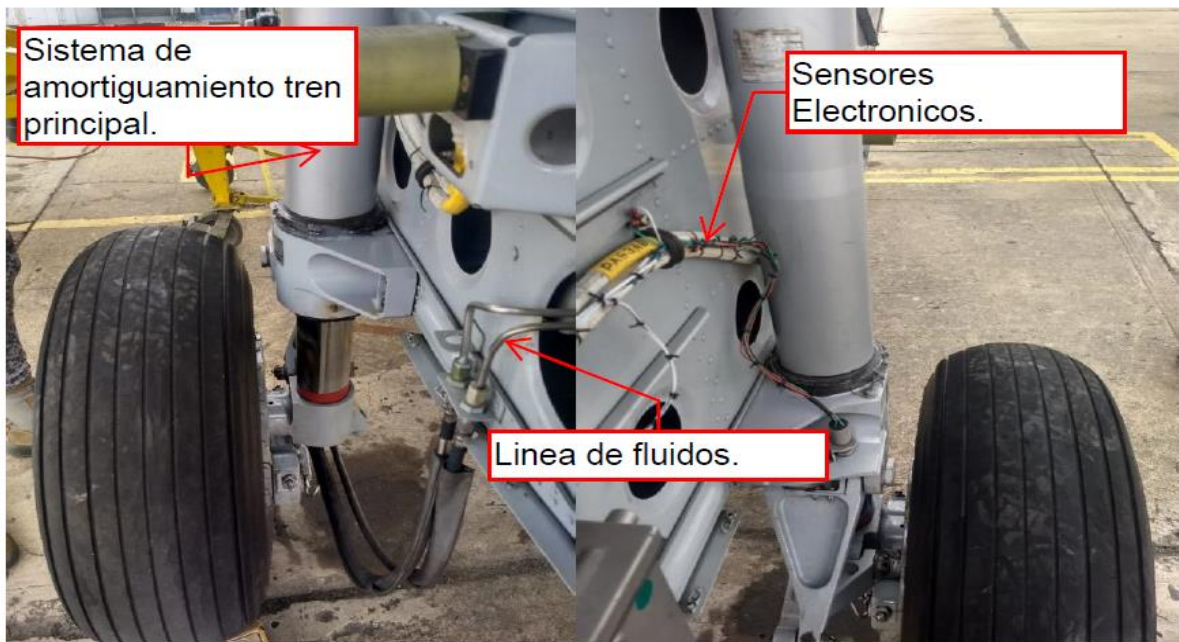


Imagen 61. Estructuración tren de aterrizaje principal.

En las siguientes imágenes se observa la estructura del tren principal del casa 212. Note que la sección del fuselaje posee un contorno similar al de un perfil alar. Esta sección es una coraza que protege los componentes del tren de aterrizaje y de igual manera aporta a la aerodinámica de la aeronave reduciendo el drag paracito producido por el tren de aterrizaje.



Imagen 62. Vista lateral del tren de aterrizaje.

En la siguiente sección veremos el proceso de despiece del tren de aterrizaje del casa 212, en este caso este despiece o ingeniería inversa fue fundamental para el proyecto porque permitió ver más a fondo los componentes de un tren de aterrizaje, y sirvió como apoyo para realizar el diseño de CAD.



Imagen 63. Ingeniería Inversa Tren de Aterrizaje.

El tren tipo carretón o también conocido como multi-buggie es una de las nuevas modalidades de tren de aterrizaje a lo largo de la línea de diseño de aeronaves, debido a que el peso de los aviones se aumenta de acuerdo a las necesidades de los operadores, estas cargas deben ser distribuidas perfectamente para evitar daños sobre la misma estructura del tren, se debe resaltar la importancia que tiene la ubicación del tren de aterrizaje es primordial para la distribución de peso y balance y propósito que tenga la misión de la aeronave, es decir, si la aeronave lleva pasajeros y carga o solo llevara carga pesada. (Oñate., 2007)

19. DISEÑO CAD

Durante el desarrollo del diseño en CAD del tren de aterrizaje se tomó en la configuración y estructura básica que tiene un tren de aterrizaje con todos sus componentes como lo son los sistemas de amortiguamiento y frenado como se observara en las imágenes (4-7).

Es importante resaltar que el diseño del tren de aterrizaje es basado en diseños ya elaborados por diseñadores y aeronaves en la vida real, se tomaron como referencia tutoriales y diseños de otros autores y se modificó con respecto a las necesidades de este proyecto. En este caso se basó en el diseño del tren de aterrizaje del C27 Spartan, sin embargo, se tomó en cuenta la estructura del casa 212 que es la aeronave que es la base fundamental para hacer el diseño de un tren de aterrizaje robusto que se pueda someter a las condiciones que fueron planteadas por la fuerza aérea colombiana.

De acuerdo con la bibliografía consultada encontraremos que la configuración más utilizada en la aviación en general es el tren de aterrizaje triciclo. Esta configuración permite que la aeronave soporte una mayor cantidad de peso debido a la ubicación estratégica del cg (centro de gravedad de la aeronave) y permite que el tren de aterrizaje principal soporte entre un (80- 90) porciento de soportar el peso de la aeronave y el tren de aterrizaje entre un (10- 20) porciento. (Webster)

Diseño tren de aterrizaje principal

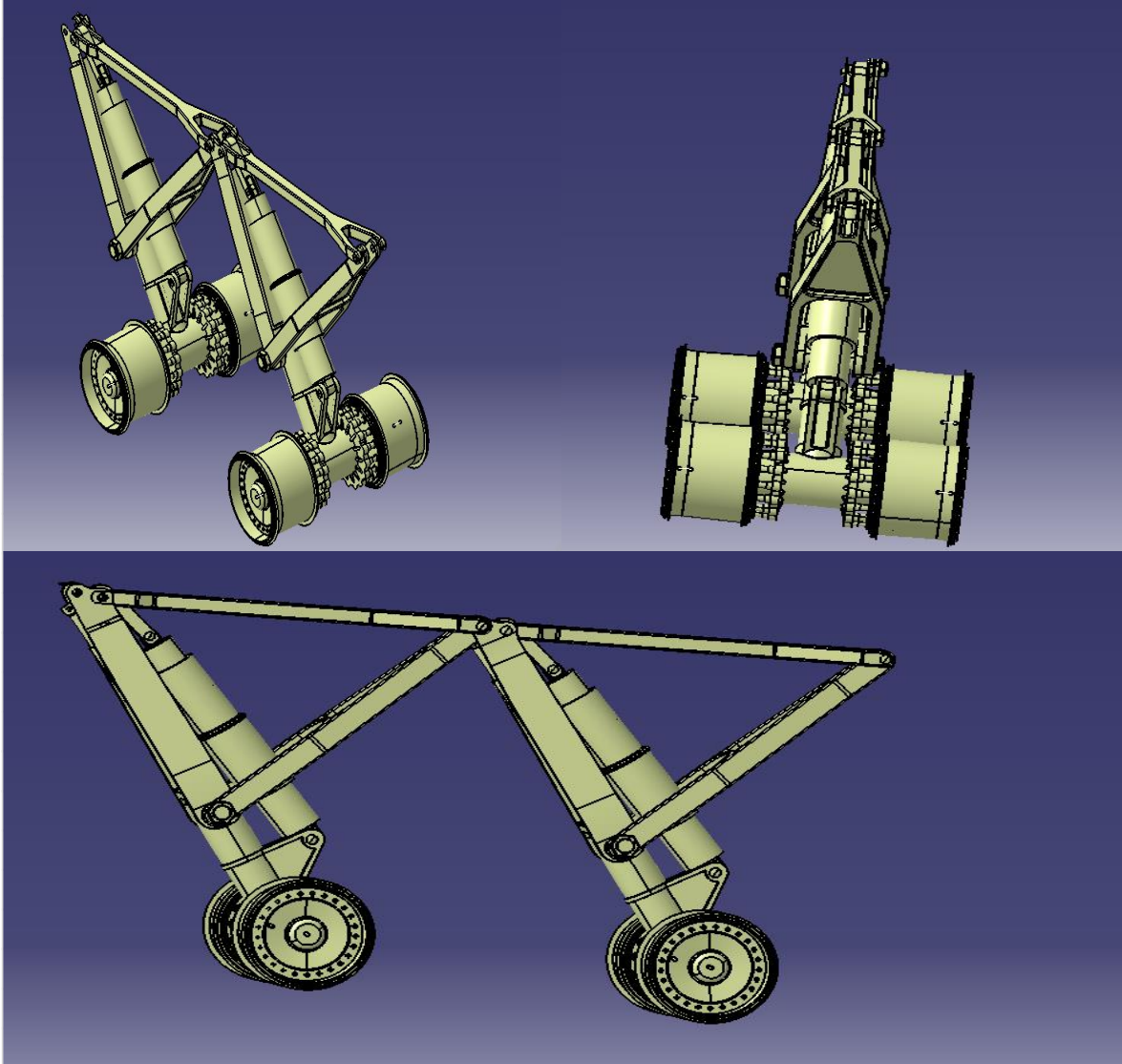


Imagen 64. Diseño CAD Tren de Aterrizaje Principal.

En el caso del tren de aterrizaje principal acudimos a la estructura del casa C27 brindando una percepción de la estructura de un tren de aterrizaje fuerte, sin embargo, nosotros optamos por hacerlo multi-buggie con un sistema de estructura tipo carretón que le dará mayor soporte a la aeronave.

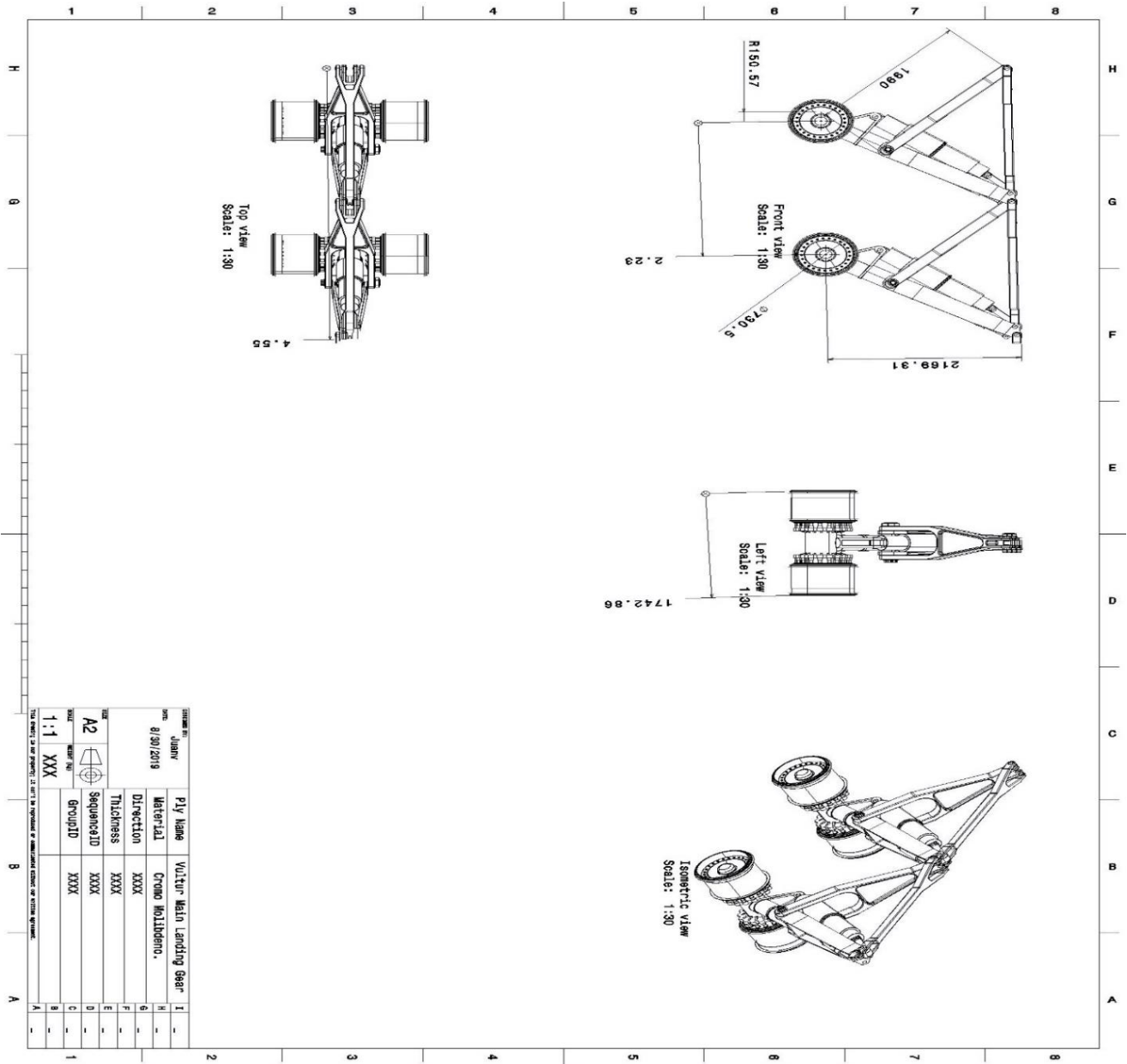


Imagen 65. Plano tren de aterrizaje principal.

Diseño tren de aterrizaje de nariz.

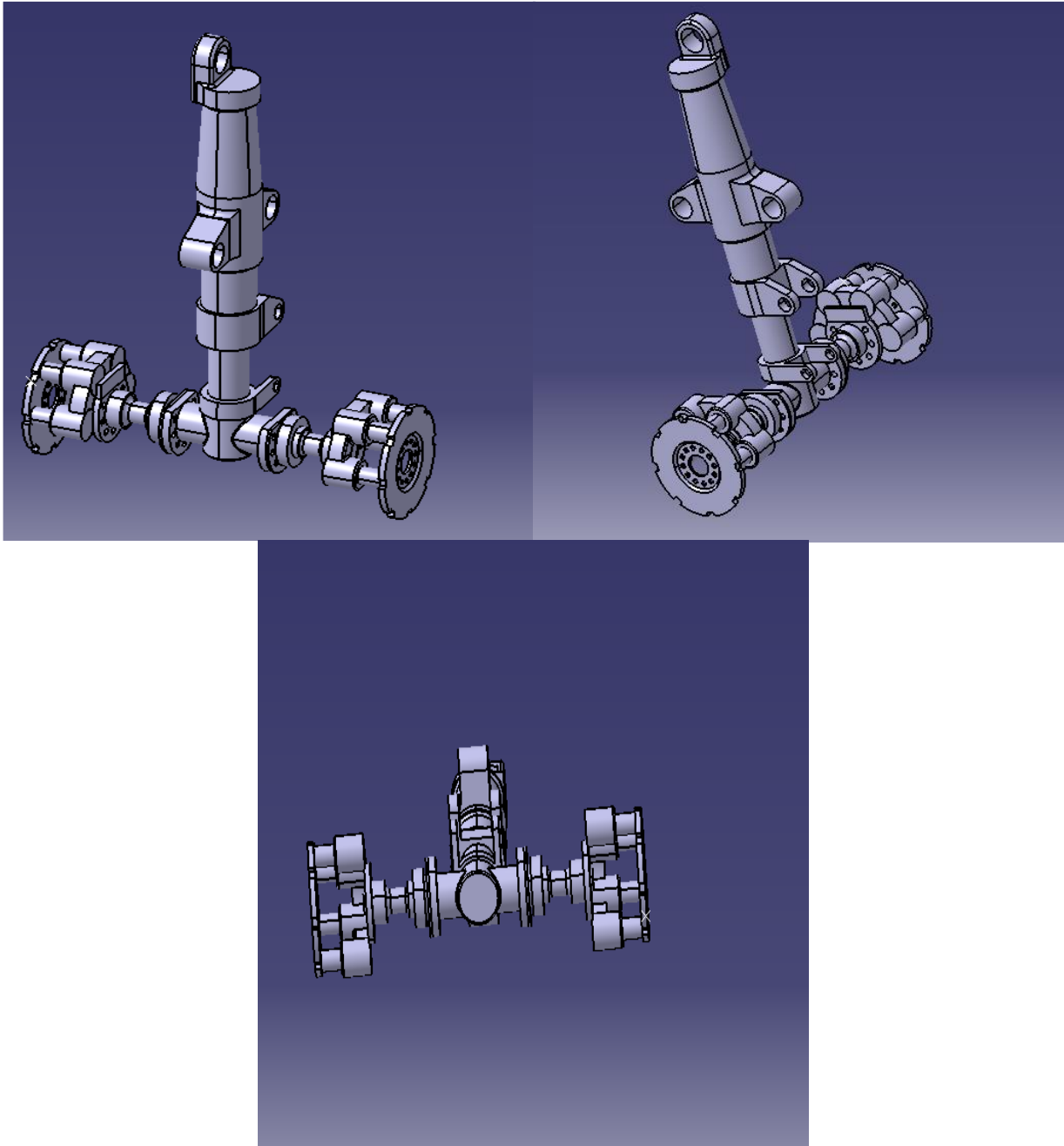


Imagen 66. Diseño CAD Tren de Nariz.

En el caso del tren de nariz se tuvo en cuenta la estructura básica del tren de aterrizaje de una aeronave, sin embargo, en el diseño de componentes del tren de aterrizaje de nariz se realizó una investigación más fuerte para su previo diseño.

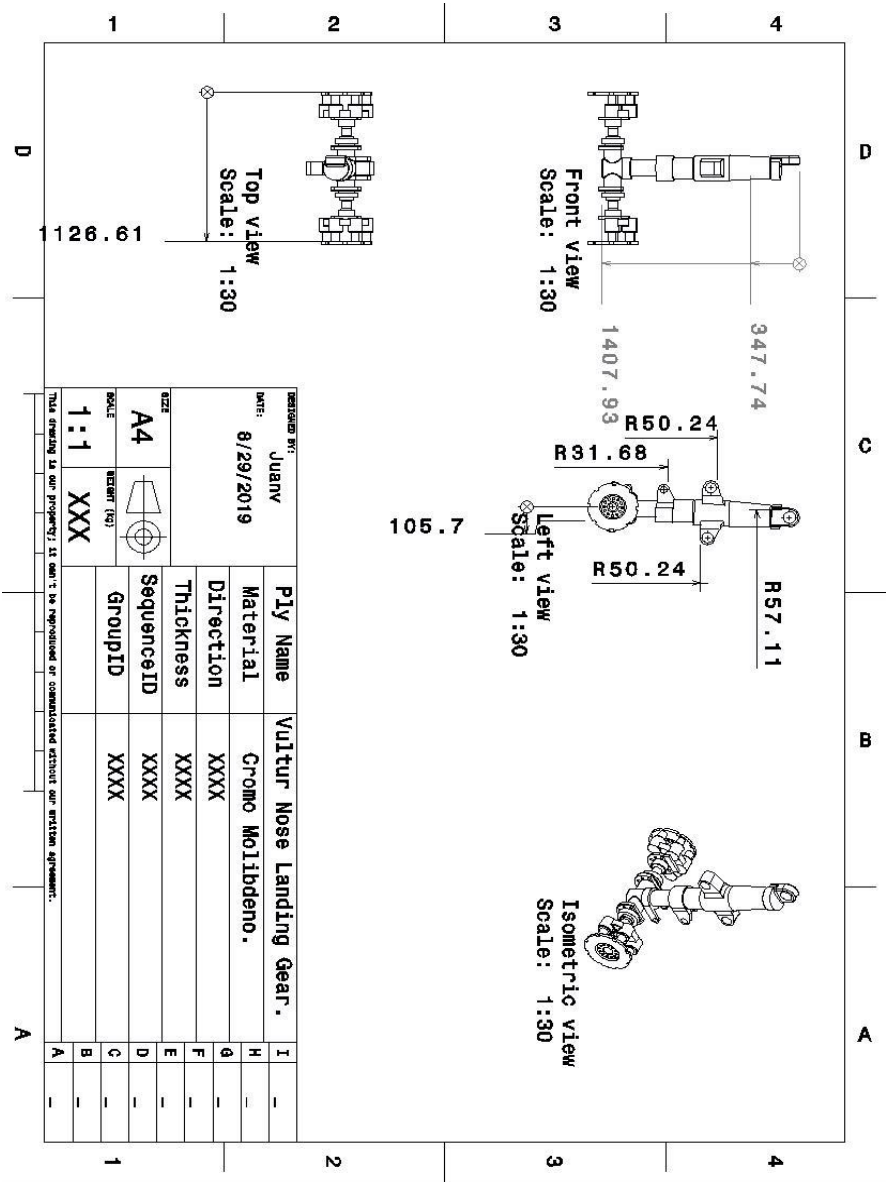


Imagen 67. Plano tren de aterrizaje de la aeronave.

20. CÁLCULOS DISEÑO TREN DE ATERRIZAJE

Es importante mencionar que los cálculos son meramente teóricos, basados en textos guías e investigaciones realizadas a profesionales que tienen un amplio conocimiento del tema.

Debido a que este proyecto de grado es académico, no se cuentan con recursos suficientes para hacer un estudio más minucioso de este tren. Sin embargo, este estudio se basó en fórmulas que aparecen en libros de diseño y que brindan un ámbito de estudio empírico, debido a que la mayoría de cálculos pueden presentar un margen de error es de carácter relevante hacer pruebas en softwares que simulen dicho diseño y materiales a cargas en su estructura y que se haga las debidas correcciones.

Se sugiere que se continúe con la línea de investigación de este proyecto, corroborando estos cálculos por medio de análisis CFD, estos cálculos se basaron en datos comparativos con aeronaves similares y de iguales proporciones a las del Vultur.

Datos a tener en cuenta:

Velocidad Crucero: 128,6 m/s

Velocidad de operación: 147,6 m/s

Velocidad de aproximación: 61,7 m/s

Velocidad de despegue: 61,7 m/s

Peso máximo: 8618,2 Kg

Aspect Ratio: [8,9]

Factores de Carga: [3,8; -1]g

En la siguiente sección se presentan los cálculos correspondientes para determinar la velocidad adecuada que debe tener la aeronave para soportar las cargas de retracción de la aeronave.

Cabe resaltar que la velocidad fue utilizada en knots debido a la facilidad del manejo de las mismas mediciones y debido a que los nudos son la medida de velocidad en este campo de la aeronáutica.

20.1.1 Reglamentación Americana:

Se toma la velocidad de stall y se multiplica por un factor de 1,6 estipulado por la normativa americana.

$$V_s * 1,6$$

$$76,08Knots * 1,6$$

$$Rta: 121,72 Knots$$

20.1.2 Reglamentación Británica:

Se toma la velocidad de crucero y se multiplica por un factor de 0,7 estipulada por la normativa británica.

$$V_c * 0,7$$

$$250Knots * 0,7$$

$$Rta: 175Knots$$

Cálculo de peso del tren de aterrizaje y amortiguación:

De acuerdo a la normativa tren de aterrizaje debe estar entre un (3-6) % del peso máximo de la aeronave.

De igual manera se tuvo en cuenta que este tren tiene que soportar toda la aeronave y tiene que tener un tren robusto y fuerte, por tal razón eso implicó que el tren es pesado, sin embargo, con fines prácticos de este trabajo se hizo una correlación entre los valores antes mencionados que se tuvieron en cuenta para el peso que debe tener el tren de aterrizaje debido a que es un componente con gran importancia en la aeronave.

Por tal razón el valor a tomar es de 4,5 y se tomará el peso que ya estaba estipulado en los datos dados al inicio de esta sección.

$$(8618,2Kg) * 4,5\%$$

$$8230,381Kg$$

$$(8618,2Kg - 8230,381Kg)$$

$$Rta: 387,81Kg$$

De tal manera el tren de aterrizaje tiene un peso total de 387,81 Kg.

De la siguiente tabla obtenida del libro de Norman S Currey se observó que la carrera del pistón sirve para hallar factores relevantes en el sistema de amortiguación, gracias a esta tabla se puede observar las diferentes características y variaciones que hay a lo largo de las diferentes carreras o desplazamiento a la cual se somete un tren de aterrizaje.

Tabla 14. Amortiguador y valores.

Carrera (cm).	Volumen en (cm ³).	Presión (Kpa).	Carga en (N).
0	80.132.919	2.585.535	55,603
5.08	6.920.927.814	299.232.584	64,41
10.16	5.828.563.728	355.769.616	76,509
15.24	4.736.199.642	43.781.726	94,08
20.32	3.643.835.556	567.438.748	121,881
25.4	255.147.147	812.892.204	174,815
29.464	1.677.547.427	1.235.540.992	265,559
35.56	6.751.649.071	1.477.547.068	318,048
40.64	5.659.284.985	176.505.856	379,433
45.72	4.566.920.899	218.563.892	470,177
50.8	3.474.556.813	287.511.492	618,303

Fuente: Landing Gear Design and Practices Norman S Currey

De acuerdo con los datos obtenidos a lo largo de esta investigación el tren de aterrizaje del Vultur debe tener un promedio de carrera de 14,9 cm ya que se va a someter a pistas no preparadas y su carrera no puede ser muy alta porque afectaría la estructura de la aeronave ni muy baja ya que afectaría el tren de aterrizaje.

Gracias a la tabla número 6 se hará una interpolación con cada uno de los parámetros a ver como lo va a ser el volumen de la cámara, la presión que deberá soportar el sistema de amortiguación y la carga a la que se va a someter.

De acuerdo a lo anterior se procederá a hacer la interpolación del volumen del cilindro, presión y carga.

De acuerdo con la ecuación de la interpolación se va a aplicar con los siguientes valores.

10.16	5828.563728	3557.69616	76,509
15.24	4736.199642	4378.1726	94,080

Datos a tomar 1

Carrera: 10,16 cm.

Volumen del Cilindro: 5828,56 cm³

Presión del pistón en KPa: 3557,69.

Carga en N: 76509.

Datos a tomar 2.

Carrera: 15,24 cm.

Volumen del Cilindro: 4736,19cm³.

Presión del pistón en KPa:4378,17.

Carga en N:9408.

$$y = y_0 + \frac{(y_1 - y_0)}{(x_1 - x_0)}(x - x_0)$$

Se realiza el primer procedimiento para el caso de el volumen de el pistón como nuestra variable fija es la carrera del pistón que es 14,9 cm, al igual esta variable permiten hallar los demás valores.

Volumen del cilindro.

$$y = 5828,56 + \frac{4736,19 - 5828,56}{15,24 - 10,16} * (14,9 - 10,16)$$

$$y = 4089,3013 \text{ cm}^3$$

20.1.3 Presión en el cilindro.

$$y = 3557,9 + \frac{4378,19 - 3557,69}{15,24 - 10,6} * (14,9 - 10,16)$$

$$y = 4396.0831 \text{ KPa}$$

20.1.4 Carga en el amortiguador.

$$y = 76504 + \frac{94080 - 76504}{15,24 - 10,16} * (14,9 - 10,16)$$

$$y = 929033.65 \text{ N}$$

Cargas del tren de aterrizaje.

A continuación, se hicieron los cálculos de las cargas que debe soportar la aeronave.

Por tal razón se va a tener en cuenta los siguientes datos.

L_m = Distancia a tren principal $\rightarrow 7,70m$

L_n = Distancia a tren de nariz $\rightarrow 2,8m$

R = Factor de carga $\rightarrow 2,5$

W = Peso de la aeronave $\rightarrow 8618,2Kg$

V_v = Velocidad vertical del avión $\rightarrow 8,3 m/s$

c = Carrera de desplazamiento del amortiguador $\rightarrow 14,9 cm$

V_d = Velocidad de descenso $\rightarrow 119,93Knots$

20.1.5 Trabajo realizado por el amortiguador.

$$T_a = -(W * R * c)$$

$$T_a = -(8618,2Kg * 2,5 * 0,149m)$$

$$T_a = 3210,27 J$$

En el caso de la absorción de la energía cinética en el momento del contacto de la pista se denota por:

$$Ec = \frac{W}{2g} * Vd$$

Con fines prácticos se pasó la velocidad de nudos a m/s.

$$Ec = \frac{8618,2Kg}{2 * \frac{9,8m}{s^2}} * \left(61,69 \frac{m}{s}\right)^2$$

$$Ec = 1673323,68 J$$

Carga que soporta el tren principal: Esta debe ser la carga mínima que debe soportar uno de los trenes principales de la aeronave.

$$Pm = \frac{Ln}{Lm + Ln} * W$$

$$Pm = \frac{2,8m}{7,70m + 2,8m} * 8618,2Kg$$

$$Pm = 2298,19 Kg$$

Por otro lado, otro factor al cual se ve sometido el tren y que afecta su estructura son los impactos y la velocidad de hundimiento, sin embargo, de acuerdo

al libro de (Curey, 1988), estas velocidades y cargas permiten entender el comportamiento perpendicular de la estructura del tren, en esta sección se verán factores fundamentales que se encontraran en las siguientes ecuaciones como lo son la superficie alar.

Potencia de frenado.

En la siguiente sección se denotará los cálculos correspondientes a la potencia de frenado. A continuación, se hizo los cálculos correspondientes, sin embargo, cabe mencionar que estos cálculos se hacen de manera empírica basándonos en datos reales de ciertos tipos de aeronaves que se asemejan a nuestra aeronave, de igual manera se le recomienda al lector remitirse a la sección donde se habla de frenado y los factores que afectan el frenado.

En el caso del área del disco se tomaron valores similares de la aeronave C27 Spartan.

Datos relevantes.

E_c =Energía cinética del tren al contacto de la pista $\rightarrow 1673323,68J$

Área del disco (A_{df}) $\rightarrow 810 \text{ cm}^2$

Tiempo de freno estimado por el autor → 20 seg

Presión del Neumático “p” → 140 psi “Tomado con base a los datos suministrados por la FAC y la tabla de valores de Michelin Air-X”

Carga Lineal. (LL)

$$LL = Ec / A d f$$

$$LL = \frac{1673323,68J}{810cm^2}$$

$$LL = 2065,83 J/cm^2$$

Potencia Lineal. (LP)

$$LP = \frac{LL}{tiempo\ de\ frenado}$$

$$LP = \frac{\frac{2065,83J}{cm^2}}{20seg}$$

$$Lp = \frac{\frac{103,29J}{cm^2}}{seg}$$

Velocidad adecuada en un hidroplaneo.

$$V_f = 9\sqrt{p}$$

$$V_f = 9\sqrt{140psi}$$

$$106,48Knots.$$

Es importante resaltar que, si la aeronave excede este límite de velocidad, puede ser difícil controlarla.

Sistema de energía de frenado.

En el caso general se exige por reglamentación que el sistema de frenado sea superior al resultado que se ilustrará a continuación para ello se tendrá en cuenta que la energía que tiene que disipar.

$$Ec = C * W * V^2$$

Donde:

Ec: Es la energía cinética a disipar en el frenado.

C: Constante de los trenes triciclos.

W: Peso Máximo.

V: Velocidad de pérdida del avión.

$$Ec = 0,0423 * 8618,2Kg * \frac{39.14m}{s}$$

$$Ec = 14268,48 \text{ Watts de Potencia.}$$

21. RECOMENDACIONES DEL AUTOR

Como ya se recomendó anteriormente este proyecto se basó en textos guías y sus cálculos son netamente empíricos por tal razón se recomienda que este proyecto de grado tenga una continuidad en el aspecto de que los alumnos que quieran continuar con este proyecto le hagan los correspondientes análisis en CFD en programas como ANSYS o CATIA.

22. CONCLUSIONES.

- El diseño el fuselaje se realizó bajo una etapa inicial, sin embargo, se espera que los lectores y futuros diseñadores puedan realizar una optimización basados en un modelo escala, o numérico de la aeronave completa con el fin de determinar los valores exactos de las cargas aerodinámicas en la aeronave.
- En el sistema de paletizado corresponde a los futuros investigadores decidir si amplían el área de las vigas de soporte o refuerzan los puntos de contacto, sin embargo, como conclusión del grupo investigador se considera que se deben reforzar las vigas ya que el modelo numérico de ANSYS demuestra que las vigas no sufrirán valores extremos en ninguna de las condiciones.
- Las sillas de la aeronave Vultur pueden basarse a gusto de los futuros diseñadores de acuerdo a las características ergonómicas dadas o realizar si se desea una optimización de la misma, sin embargo, si se sugiere a los futuros investigadores seguir la MIL-S-26688 para garantizar que la estructura cumpla con los requerimientos mínimos de seguridad.
- El tren de aterrizaje multi-bugie tipo tándem es el más adecuado para el cumplimiento de las misiones a las cuales se va a someter la aeronave Vultur debido a que su diseño robusto le permite enfrentarse a situaciones de alta complejidad en un aterrizaje.
- Se requiere de un estudio más profundo para dar soporte a los cálculos elaborados del tren de aterrizaje, esto debido a que no se cuenta con los recursos necesarios para hacer estudios sobre un modelo a escala del tren de aterrizaje y así someterlo a cargas que den una mejor orientación acerca de la viabilidad del tren.

- La poca bibliografía e infografía que hay acerca de los trenes de aterrizaje y que profundicen acerca de este campo dificulta tener más bases sólidas y fiables en el estudio de este proyecto, sin embargo, las fuentes usadas son de gran confiabilidad y son las más acertadas en el campo de estudio de este proyecto.
- La realización de ingeniería inversa del tren de aterrizaje de un Casa 212 ayudo a la realización del diseño en CAD del tren de aterrizaje del Vultur ya que ayudo a dar una mayor visión del comportamiento y estructuración de los componentes de este tren de aterrizaje.

23. TABLA DE REFERENCIAS

- APA, N. (2019). *normasAPA*. Obtenido de normasAPA: <https://normasapa.com/>
- Curey, N. S. (1988). *AIRCRAFT LANDING GEAR PRINCIPLES AND PRACTICES*.
- Eric Rodriguez, D. L. (2019). *Diseño conceptual de una aeronave commuter para aterrizajes y despejes cortos*. Bogota D.C: F.U. Los Libertadores.
- FAA. (1997). *14CFR part 25*. USA: FAA.
- FAA-H-8083-1ª. (2007). *Weight and Balance Handbook*. Oklahoma City: FAA.
- laminasyaceros.com. (s.f.). Acero 4140.
- Libertadores, G. d. (2019). *Diseño Preliminar de una Aeronave Tipo Stol*. Bogota D.C: F.U Los Libertadores.
- M.Sadraey. (2013). *Aircraft Desing*. United Kingdom: John Wiley & Sons,.
- Megson, T. (2007). *Aircraft Structures for Engineering Student*. USA: ELSEVIER.
- Niu, M. C.-Y. (1988). *Airframe Structural Design*. California: CONMILIT PRESS LTD.
- Oñate., A. E. (2007). *Conocimientos de una Aeronave*. Paraninfo.
- Raymer, D. P. (2002). Aircraft Design A Conceptual Approach. En D. P. Raymer, *Aircraft Design A Conceptual Approach*. Washington DC: AIAA.
- Redacción, in Academia de aviación. (18 de febrero de 2019). *pasionporvolar*. Obtenido de *pasionporvolar*: <http://www.pasionporvolar.com/la-estructura-del-avion-aerodinamica/>
- Roskam, J. (2003). *Airplane Design*. Kansas: DAR Corporation.
- Webster, M. S. (s.f.). Landing Gear Design. En M. S. Webster, *Landing Gear Design*. (pág. Capitulo 9.).

