

TRABAJO ESPECIAL DE GRADO

DISEÑO DE UN ASIENTO EN LA CABINA DE LOS AVIONES CITATION I Y II DEL GRUPO DE TRANSPORTE AÉREO N° 5.

Presentado ante la Ilustre
Universidad Central de Venezuela
Por los Brs. Cammarano C., Mariana E.,
Garaizar G., Jon A.
Para optar por el Título
de Ingeniero Mecánico

Caracas, 2008

TRABAJO ESPECIAL DE GRADO

DISEÑO DE UN ASIENTO EN LA CABINA DE LOS AVIONES CITATION I Y II DEL GRUPO DE TRANSPORTE AÉREO N° 5.

TUTOR ACADÉMICO: Prof. Enrique Limongi.

Presentado ante la Ilustre
Universidad Central de Venezuela
Por los Brs. Cammarano C., Mariana E.,
Garaizar G., Jon A.
Para optar por el Título
de Ingeniero Mecánico

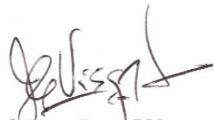
Caracas, 2008

Caracas, 7 de Noviembre de 2008

Los abajo firmantes, miembros del Jurado designados por el Consejo de Escuela de Ingeniería Mecánica, para evaluar el Trabajo Especial de Grado presentado por los Bachilleres Mariana Elena Cammarano Campos y Jon Andoni Garaizar Gomes Titulado:

**“DISEÑO DE UN ASIENTO EN LA CABINA DE LOS AVIONES
CITATION I Y II DEL GRUPO DE TRANSPORTE AÉREO N° 5”.**

Consideren que el mismo cumple con los requisitos exigidos por el plan de estudios conducente al Título de Ingeniero Mecánico, y sin que ello signifique que se hacen solidarios con las ideas expuestas por los autores:



Prof. Ing. Juan Vázquez

Jurado



Prof. Ing. Antonio Barragán

Jurado



Prof. Ing. Enrique Limongi

Tutor Académico



DEDICATORIA:

A quienes nos han heredado el tesoro más valioso que puede dársele a un hijo: amor. A quienes sin escatimar esfuerzo alguno, han sacrificado gran parte de su vida para formarnos y educarnos. A quienes la ilusión de su vida ha sido convertirnos en persona de provecho. A quienes nunca podremos pagar todos sus desvelos ni aún con las riquezas más grandes del mundo.

Por esto y más... Gracias

AGRADECIMIENTO:

Este trabajo no se habría podido hacer sin la generosa colaboración de muchas personas y organizaciones a quienes expresamos nuestro agradecimiento.

Deseamos extender un especial reconocimiento a la Universidad Central de Venezuela por la educación y vivencias que nos han impartido todos estos años, a todos los profesores

Al Prof. Enrique Limongi por su generosidad al brindarnos la oportunidad de recurrir a su capacidad y experiencia científica en un marco de confianza, fundamentales para la concreción de este trabajo,

A la Prof. Dennis Santaromita, y el Prof. Freddy Pérez por sus valiosas sugerencias y acertados aportes en los momentos que más los necesitamos,

A nuestros compañeros Miguel Martín y Julio Sengel por su respaldo y a nuestros amigos por su apoyo.

También queremos agradecerle al Grupo de Transporte Aéreo Número 5, por abrirnos sus puertas, brindarnos todo su apoyo, por la experiencia que adquirimos en el aérea de aeronáutica en sus hangares y el aprendizaje que nos dejaron en general.

A nuestros padres y hermanos por brindarnos un hogar cálido enseñándonos que la perseverancia y el esfuerzo son el camino para lograr objetivos. Al término de esta etapa de nuestras vidas, queremos expresar un profundo agradecimiento a quienes con su ayuda, apoyo y comprensión nos alentaron a lograr esta hermosa realidad

Muchas Gracias

Cammarano C., Mariana E.,

Garaizar G., Jon A.

**DISEÑO DE UN ASIENTO EN LA CABINA DE LOS AVIONES
CITATION I Y II DEL GRUPO DE TRANSPORTE AÉREO N° 5.**

**Tutor Académico: Prof. Ing. Enrique Limongi. Tesis. Caracas, U.C.V. Facultad
de Ingeniería. Escuela de Ingeniería Mecánica. Año 2008, n° pág. 160**

Palabras Claves: Asiento. Avión. Acero 17-40.

Los aviones Cessna Citation I y II, del Grupo de Transporte Aéreo N°. 5 son tripulados por el Piloto, Copiloto y el Jefe de Máquinas, actualmente dichos aeronaves no cuentan con una distribución adecuada de asientos que se ajuste a las necesidades del Jefe de Máquinas, es por esta razón que se decide diseñar uno tomando en cuenta los siguientes criterios: tamaño, modificaciones en el interior de la cabina, ergonomía, visibilidad del jefe de máquinas, seguridad, comunicación, evacuación y costos, Teniendo presente esto, se llegó a dos propuestas; La primera consiste en la fabricación de un asiento provisto con un mecanismo de cuatro barras rotacionales y la segunda de un sistema de rieles, ambos lo llevaran desde un lateral hasta el centro del avión. Para la determinación del material y las dimensiones del diseño, se sometieron a dos pruebas exigidas por la Administración Federal de la Aviación, la primera evaluó la suficiencia estructural del asiento, a través de una carga dinámica vertical de 14 gravedades sobre la región pélvica/lumbar del ocupante, provocando una deformación permanente de la estructura hacia abajo. La segunda tuvo como propósito demostrar que el asiento seguirá unido a la armadura del avión y actuará correctamente, aun cuando el aeroplano y/o el asiento se hubieran deformados por las fuerzas asociadas a un desplome, a través de una carga longitudinal de 16 gravedades. Se analizó la estructura por método de elementos finitos utilizando dos aleaciones de aluminio y dos aceros inoxidables. Dando como resultado que el material a utilizar será acero inoxidable 17-40, por su alta resistencia, ductilidad y tenacidad.

Caracas, Noviembre, 2008.

INDICE DE CONTENIDO

Índice de tablas.....	xiii
Índice de figuras.....	xiv
Glosario.....	xvi
Simbología.....	xvii
Abreviaturas y nomenclatura.....	xix

Introducción **¡Error! Marcador no definido.**

CAPÍTULO I **¡Error! Marcador no definido.**

1.- Planteamiento del problema **¡Error! Marcador no definido.**

1.2.- Objetivos y alcances **¡Error! Marcador no definido.**

1.2.1.- Objetivo General..... **¡Error! Marcador no definido.**

1.2.2.- Objetivos Específicos **¡Error! Marcador no definido.**

1.3.- Alcances..... **¡Error! Marcador no definido.**

CAPÍTULO II **¡Error! Marcador no definido.**

2.- Marco teórico..... **¡Error! Marcador no definido.**

2.1.- Criterios aeronáuticos para el diseño del asiento..... **¡Error! Marcador no definido.**

2.1.1.- Regulaciones de la Administración Federal de la Aviación..... **¡Error! Marcador no definido.**

2.1.2.- Soldadura aeronáutica..... **¡Error! Marcador no definido.**

a.- Procedimiento de calificación para soldaduras..... **¡Error! Marcador no definido.**

b.- Procedimiento de ensayo no destructivo . **¡Error! Marcador no definido.**

2.1.3.- Carga y centrado del avión **¡Error! Marcador no definido.**

a.- Centro de gravedad y balance **¡Error! Marcador no definido.**

- b.- Desplazamiento lateral del centro de gravedad **¡Error! Marcador no definido.**
- c.- Centro de gravedad retrasado..... **¡Error! Marcador no definido.**
- d.- Centro de gravedad adelantado..... **¡Error! Marcador no definido.**
- 2.1.4.- La ergonomía en el diseño de asientos **¡Error! Marcador no definido.**
 - a.- Almohadón..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Respaldar **¡Error! Marcador no definido.**
 - c.- Apoyabrazos **¡Error! Marcador no definido.**
 - d.- Cinturón de seguridad..... **¡Error! Marcador no definido.**
- 2.2.- Aspectos a considerar en el diseño de un asiento de Cessna Citation I y II **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.2.1.- Factores determinantes en el diseño de un asiento .. **¡Error! Marcador no definido.**
 - a.- Factor de tiempo (duración del viaje) **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Factores de Uso **¡Error! Marcador no definido.**
 - c.- Factores de estima..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - d.- Modificaciones hechas a los Cessna Citation I y II **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.2.2.- Materiales **¡Error! Marcador no definido.**
 - a.- Amortiguadores de espuma **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Tapicerías..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - c.- Textiles bloqueadores de fuego **¡Error! Marcador no definido.**
 - d.- Moldeados plásticos..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - e.- Estructura **¡Error! Marcador no definido.**
 - e.1.- Aluminio 2024 **¡Error! Marcador no definido.**
 - e.2.- Aluminio 7075 **¡Error! Marcador no definido.**
 - e.3.- Acero inoxidable 17-40..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - e.4.- Acero inoxidable 321 **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.2.3.- Soldabilidad de los materiales a analizar en el diseño.. **¡Error! Marcador no definido.**
 - a.- Aceros inoxidables..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Aluminios **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.2.4.- Tipos de soldadura para los materiales usados **¡Error! Marcador no definido.**

- a.- La soldadura TIG (“Tungsten Inert Gas”) **¡Error! Marcador no definido.**
- b.- Soldadura eléctrica con electrodo **¡Error! Marcador no definido.**
- 2.3.- Análisis de las estructuras del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.1.- Esfuerzos cortantes **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.2.- Esfuerzos causados por flexión **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.3.- Análisis de las condiciones de prueba **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.4.- Criterio de resistencia a fatiga **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.5.- Criterio de Goodman: (Shigley, 2001) **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.6.- Criterio de Goodman modificado **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.7.- Criterio de Soderberg: (Shigley, 2001).... **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.8.- Criterio de Gerber: (Shigley, 2001) **¡Error! Marcador no definido.**
 - 2.3.9.- Método de Elementos Finitos (MEF) **¡Error! Marcador no definido.**
 - a.- Definición de la geometría objeto de estudio **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Especificación del régimen a estudiar **¡Error! Marcador no definido.**
 - c.- Asignación de las propiedades físicas de los materiales.....**¡Error! Marcador no definido.**
 - d.- Aplicación de las cargas **¡Error! Marcador no definido.**
 - e.- Mallado de la geometría..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - f.- Resolución del problema **¡Error! Marcador no definido.**

CAPITULO III

- 3.- Marco práctico: **¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.1.- Definición del problema (análisis de la necesidad) **¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.2.- Generación de soluciones (tormenta de ideas);**¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.2.1.- Propuesta N°1: Un asiento desplazable hacia el centro. **¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.2.2.- Propuesta N°2: Colocar un asiento en la parte de atrás del avión....**¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.2.3.- Propuesta N°3: Hacer un asiento abatible detrás del copiloto.**¡Error! Marcador no definido.**

- 3.2.4.- Propuesta N°4: Hacer un asiento removible **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.2.5.- Propuesta N°5: Mover los controles para la parte de atrás.**¡Error! Marcador no definido.**
- 3.2.6.- Propuesta N°6: Colocar una silla plegable que salga del suelo.**¡Error! Marcador no definido.**
- 3.2.7.- Propuesta N° 7: Asiento plegado dentro de un cajón. .. **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.2.8.- Propuesta N°8: Sacar el mini bar o el baño **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.3.- Evaluación y selección **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.3.1.- Matriz morfológica **¡Error! Marcador no definido.**
- a.- Evaluación de cada criterio..... **¡Error! Marcador no definido.**
- b.- Valor porcentual de cada criterio..... **¡Error! Marcador no definido.**
- c.- Evaluación y selección de las propuestas**¡Error! Marcador no definido.**
- 3.4.- Descripción del diseño seleccionado **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.4.1.- Variante 1: Mecanismo de cuatro barras rotatorias. **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.4.2.- Variante 2: Mecanismo de rieles **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.5.- Pruebas Realizadas **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.6.- Selección del material..... **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.7.- Análisis por Método de Elementos Finitos..... **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.7.1.- Análisis del respaldar del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
- a.- Cargas horizontales aplicadas al respaldar del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
- b.- Comprobación matemática **¡Error! Marcador no definido.**
- c.- Cálculo de la soldadura..... **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.7.2.- Base superior del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
- a.- Estructura de tubos de la base superior del asiento. **¡Error! Marcador no definido.**
- a.1.- Cargas horizontales aplicadas a la estructura de tubos de la base superior del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
- a.2.- Cargas verticales aplicadas a la estructura de tubos de la base superior del asiento **¡Error! Marcador no definido.**

- b.- Estructura de láminas de la base superior del asiento.. **¡Error! Marcador no definido.**
- b.1.- Cargas horizontales aplicada a la estructura de láminas de la base superior del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.2.- Cargas verticales aplicada a la estructura de tubos de la base superior del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
- c.- Cálculos del tornillo que une la base superior del asiento con el mecanismo de translación horizontal **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.7.3.- Variante 1: Mecanismo de cuatro barras rotatorias. **¡Error! Marcador no definido.**
- a.- Cargas horizontales aplicada al mecanismo de cuatro barras del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Cargas verticales aplicadas al mecanismo de cuatro barras del asiento: **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.7.4.- Variante 2: rieles telescópicos **¡Error! Marcador no definido.**
- a.- Cargas horizontales aplicada al mecanismo de rieles telescópicos del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Cargas verticales aplicada al mecanismo de rieles telescópicos del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.7.5.- Base inferior del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
- a.- Cargas horizontales aplicada a la base inferior del asiento.....**¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- Cargas verticales aplicada a la base inferior del asiento.....**¡Error! Marcador no definido.**
- 3.8.-Análisis de resultados **¡Error! Marcador no definido.**
- 3.8.1.- Diseño del asiento..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - a.- Respaldo del asiento **¡Error! Marcador no definido.**
 - b.- La base superior del asiento..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - c.- Mecanismo de translación horizontal **¡Error! Marcador no definido.**
 - d.- Base Inferior **¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.8.2.- Pruebas y materiales de diseño **¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.8.3.- Ventajas de la ubicación del asiento..... **¡Error! Marcador no definido.**
 - 3.8.4.- Comparación tecnológica económica de diseño del asiento**¡Error! Marcador no definido.**

CONCLUSIONES;Error! Marcador no definido.

REFERENCIAS.....120

APENDICES

APÉNDICE A;Error! Marcador no definido.

Tormenta de ideas;Error! Marcador no definido.

A1: Encuesta 1;Error! Marcador no definido.

A2: Encuesta 2;Error! Marcador no definido.

A3: Encuesta 3;Error! Marcador no definido.

A4: Encuesta 4;Error! Marcador no definido.

A5: Encuesta 5;Error! Marcador no definido.

A6: Promedio de valores obtenidos en encuestas por cada idea propuesta. .. ;Error!
Marcador no definido.

APÉNDICE B;Error! Marcador no definido.

B2: Factor de seguridad del respaldo con aplicación de cargas horizontales en
acero 17-40.....;Error! Marcador no definido.

B3:Deformación de la estructura de tubos con aplicación de cargas horizontales
en acero 17-40.....;Error! Marcador no definido.

B4: Factor de seguridad de la estructura de tubos con aplicación de cargas
horizontales en acero 17-40;Error! Marcador no definido.

B5: Deformación de la estructura de tubos con aplicación de cargas verticales
en acero 17-40.....;Error! Marcador no definido.

B6: Factor de seguridad de la estructura de tubos con aplicación de cargas
verticales en acero 17-40.....135

B7: Deformación de la estructura de láminas con aplicación de cargas
horizontales en acero 17-40.;Error! Marcador no definido.

B8: Factor de seguridad de la estructura de láminas con aplicación de cargas
horizontales en acero 17-40.;Error! Marcador no definido.

B9: Deformación de la estructura de láminas con aplicación de cargas verticales
en acero 17-40.....;Error! Marcador no definido.

B10: Factor de seguridad de la estructura de láminas con aplicación de cargas
verticales en acero 17-40.....;Error! Marcador no definido.

B11: Deformación de la barra rotatoria con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.....	¡Error! Marcador no definido.
B12: Factor de seguridad de la barra rotatoria con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.	¡Error! Marcador no definido.
B13: Deformación de la barra rotatoria con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.....	¡Error! Marcador no definido.
B14: Factor de seguridad de la barra rotatoria con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.....	¡Error! Marcador no definido.
B15: Deformación de la base inferior con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.....	¡Error! Marcador no definido.
B16: Factor de seguridad de la base inferior con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.	¡Error! Marcador no definido.
B17: Deformación de la base inferior con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.....	¡Error! Marcador no definido.
B18: Factor de seguridad de la base inferior con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.....	¡Error! Marcador no definido.
APÉNDICE C	¡Error! Marcador no definido.
C1: Tabla de comprobación del esfuerzo y del factor de seguridad por el criterio de Goodman	¡Error! Marcador no definido.
APÉNDICE D.....	¡Error! Marcador no definido.
D1: Tabla de cálculos del tornillo que une las barras rotatorias con la base superior cargado con una fuerza cortante	¡Error! Marcador no definido.
D2: Tabla de cálculos del tornillo que une las barras con la base inferior cargado con una fuerza cortante.....	¡Error! Marcador no definido.
D3: Tabla de cálculos del tornillo que une la barra con la estructura superior cargado con una fuerza axial.....	¡Error! Marcador no definido.
D4: Tabla de cálculos del tornillo que une la barra con la estructura inferior cargado con una fuerza cortante.....	¡Error! Marcador no definido.
APÉNDICE E	¡Error! Marcador no definido.
E1: Tabla de cálculo de la soldaduras utilizadas.....	¡Error! Marcador no definido.
ANEXOS	¡Error! Marcador no definido.
ANEXO 1: Catálogo de cinturón de seguridad.....	¡Error! Marcador no definido.
ANEXO 2: Hardware para sujetar cinturón de seguridad.....	¡Error! Marcador no definido.

ANEXO 3: Catálogo de rieles del fabricante HEGRA. **¡Error! Marcador no definido.**

ANEXO 4: Proveedores de Acero 17-4 (American International Metals) **¡Error! Marcador no definido.**

ANEXO 5A: Catálogo de tornillos de la compañía Inox Ibérica. **¡Error! Marcador no definido.**

ANEXO 5B: Catálogo de tuercas de la compañía Inox Ibérica... **¡Error! Marcador no definido.**

ANEXO 5C: Catálogo de arandelas de la compañía Inox Ibérica. **¡Error! Marcador no definido.**

INDICE DE TABLAS

Tabla 1: Tipo de recorrido de los Aviones Cessna Citation I y II. 42

Tabla 2: Composición Química del Aluminio 2024	46
Tabla 3: Composición Química del Aluminio 7075	47
Tabla 4: Composición Química del Acero Inoxidable 17-40	48
Tabla 5: Composición Química del Acero Inoxidable 321.....	49
Tabla 6: Evaluación de los criterios de selección aplicados a las ideas propuestas...	76
Tabla 7: valor porcentual para los criterios de selección.	77
Tabla 8: Evaluación de las ideas propuestas a través de criterios de selección..	79
Tabla 9: Propiedades mecánicas de las aleaciones estudiadas.....	86
Tabla 10: Resultados del respaldar con aplicación de cargas horizontales y diferentes materiales.	90
Tabla 11: Resultados de análisis de estructura de tubos de la base superior con aplicación de cargas horizontales.....	100
Tabla 12: Resultados de análisis de estructura de tubos de base superior del asiento con aplicación de cargas verticales.....	103
Tabla 13: Resultados de análisis de la estructura de láminas de base superior con aplicación de cargas horizontales.....	106
Tabla 14: Resultados de análisis de la estructura de láminas de base superior con aplicación de cargas verticales.....	109
Tabla 15: Resultados de punto con aplicación en barra de cargas horizontales	115
Tabla 16: Resultados de punto con aplicación en barra de cargas verticales.	117
Tabla 17: Resultados de aplicación de cargas horizontales a la base inferior del asiento	122
Tabla 18: Resultados de aplicación de cargas verticales a la base inferior del asiento construida con	124
Tabla 19: Factores de seguridad obtenidos después de aplicadas las cargas	133

INDICE DE FIGURAS

Figura 1: Instalación de un asiento típico	44
Figura 2: Esfuerzos cortantes.....	54
Figura 3: Cálculo de los esfuerzos cortantes.....	54
Figura 4: Deformación debida a los esfuerzos cortantes	55
Figura 5: Representación de gravedades en la primera prueba FAA	57
Figura 6: Esquema de deformación del piso de asiento fijado a nivel del piso FAA .	58
Figura 7: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Goodman.....	59
Figura 8: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Goodman modificado	61
Figura 9: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Soderberg	62
Figura 10: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Gerber.	64
Figura 11: Asiento de avión	81
Figura 12: Base inferior del asiento	81
Figura 13: Base inferior del asiento con el mecanismo de cuatro barras rotatorias....	82
Figura 14: Asiento sobre su base inferior utilizando el mecanismo de cuatro barras rotatorias	82
Figura 15: Base inferior del asiento utilizando sistema de rieles telescópicos	83
Figura 16: Asiento sobre su base inferior utilizando los rieles telescópicos	83
Figura 17: Configuración estándar de asientos en el Cessna Citation I y II.	84
Figura 18: respaldar del asiento	87
Figura 19: Cargas horizontales aplicadas al respaldar del asiento.....	88
Figura 20: Mallado del respaldar del asiento	89
Figura 21: Análisis de esfuerzos del Respaldo en Acero inoxidable 17-4.....	89
Figura 22: Diagrama de cuerpo libre.	91
Figura 23: Soldadura en forma de media circunferencia.	95
Figura 24: Estructura de tubos de la base superior del asiento.	98
Figura 25: Estructura de tubos de la base superior del asiento con aplicación de cargas horizontales.....	99
Figura 26: Malla de estructura de tubos de la base superior.....	99
Figura 27: Análisis de esfuerzos de la estructura de tubos de la base superior con cargas horizontales en acero inoxidable 17-4.	100
Figura 28: estructura de tubos de la base superior del asiento con aplicación de cargas verticales.	101
Figura 29: Malla de estructura de tubos de la base superior.....	102
Figura 30: Análisis de esfuerzos de la estructura de tubos de la base superior del asiento con cargas verticales en acero inoxidable 17-4.	102
Figura 31: Estructura de láminas de la base superior del asiento.	104
Figura 32: estructura de láminas de la base superior del asiento con cargas horizontales.....	105
Figura 33: Malla de estructura de láminas de la base superior del asiento.....	105
Figura 34: Análisis de esfuerzos de la estructura de láminas de base superior del asiento con cargas horizontales en acero inoxidable 17-40.	106
Figura 35: Estructura de láminas de base superior con cargas verticales.	107
Figura 36: Malla de la estructura de láminas de base superior cargas verticales.....	108

Figura 37: Análisis de esfuerzos de la estructura de láminas de base superior con cargas verticales en acero inoxidable 17-40.	108
Figura 38: barra rotatoria con cargas horizontales.....	114
Figura 39: Malla de la barra rotatoria.	114
Figura 40: Análisis de esfuerzos de barra rotatoria con carga vertical en acero inoxidable 17-4.	115
Figura 41: Barra rotatoria con carga vertical.	116
Figure 42: Malla de barra rotatoria con carga vertical.....	116
Figura 43: Análisis de esfuerzos de la barra rotatoria con carga vertical en acero inoxidable 17-4.	117
Figura 44: Base con rieles característicos.	119
Figura 45: Base inferior del asiento con aplicación de cargas horizontales.	120
Figura 46: Malla de la base inferior del asiento.....	121
Figura 47: Análisis de esfuerzos de la base inferior del asiento con cargas horizontales en acero inoxidable 17-4.	121
Figura 48: Base inferior del asiento con aplicación de cargas verticales.....	123
Figura 49: Malla de la base con aplicación de cargas verticales.	123
Figura 50: Análisis de esfuerzos de la base inferior del asiento con cargas vertical en acero inoxidable 17-4.....	124
Figura 51: Partes del asiento	126
Figura 52: Respaldo del asiento.....	127
Figura 53: Base superior del asiento	128
Figura 54: Configuración actual del asiento en posición 7a en despegue y aterrizaje, y 7b durante el vuelo.	129
Figura 55: Sistema de cuatro barras y sistema de rieles.	129
Figura 56: Sistema de fijación.	130
Figura 57: Vista isométrica, frontal y lateral del asiento con la configuración de las barras de translación	131
Figura 58: Vista isométrica, frontal y lateral del asiento	132
Figura 59: Ubicación del asiento ante salidas regular y emergencia	134
Figura 60: De arriba a abajo: Configuración actual y configuración diseñada.....	135
Figura 61: Sistema de fijación del cinturón de seguridad.....	136

GLOSARIO:

- Aeronave: sinónimo de avión.
- Aeroplano: sinónimo de avión.
- ANSYS: software que permite hacer un análisis por elementos finitos.
- Austenita: una forma de ordenamiento de los átomos del hierro.
- Cessna: fabricante de aviones.
- Citation: modelo de avión de Cessna.
- Decalaje: distanciamiento o falta de concordancia entre dos cosas.
- Ferríticos: una forma de ordenamiento de los átomos del hierro.
- “Flaps”: Parte del borde trasero de las alas.
- Gravedades: es el valor de la aceleración de la gravedad multiplicado por un factor.
- Iterativo: término que indica una acción repetida.
- Jefe de maquinas: equivalente en la aviación a un ingeniero de vuelo.
- “Jump seat”: asiento de observador (nombre técnico del asiento que estamos diseñando).
- Línea de Gerber: línea que divide la zona segura de la zona de fallo en el diagrama de Gerber.
- Línea de Goodman: línea que divide la zona segura de la zona de fallo en el diagrama de Goodman.
- Línea de Soderberg: línea que divide la zona segura de la zona de fallo en el diagrama de Soderberg.
- Martensíticos: una forma de ordenamiento de los átomos del hierro.
- Tormenta de ideas: herramienta de trabajo grupal usada en una metodología de diseño.

- SIMBOLOGÍA

-

- A: área.
- Al: aluminio.
- C: fracción de la carga soportada por el perno
- Cr: cromo.
- Cu: cobre.
- D: diámetro.
- Fb: fuerza soportada por el perno.
- Fi: precarga.
- G: módulo de cortante del material.
- g: gravedad.
- I: momento de inercia.
- Iu: segundo momento del área unitaria.
- Kb: rigidez efectiva estimada del perno.
- Km: rigidez de los elementos en la zona de sujeción.
- M: momento flector interno.
- m: unidad decimal metro.
- MPa: unidad de presión mega Pascales, (10^6 N/m²).
- N: unidad de fuerza en Newton.
- n: factor de seguridad.
- Ni: níquel.
- P: Fuerza, presión.
- Se: límite de resistencia a la fatiga.
- Sut: resistencia media última a la tensión.
- Sy: resistencia a la fluencia.
- Ti: titanio.
- Y: distancia desde el eje neutro hasta las fibras extremas.
- Z: módulo de sección.
- ν : relación de Poisson del material.
- σ : esfuerzo normal.

- σ_m : componente de esfuerzo medio.
- σ_a : componente de amplitud.
- τ : esfuerzo cortante.

ABREVIATURA:

- AISI: (American Iron and Steel Institute), Instituto Americano de Hierro y Acero.
- Av: Aviación.
- ASTM: (American Section of the International Association for Testing Materials), sección de asociación internacional Americana para prueba de materiales.
- AWS: (American Welding Society), Sociedad Americana de Soldadura.
- CAD: (Computer Aided Design), Diseño asistido por computadora.
- Cap.: Capitán.
- FAA: (Federal Administration Aviation), Administración Federal de la Aviación.
- Fig.: Figura.
- IEA: (International Ergonomy Association), Asociación Internacional de Ergonomía.
- INAC: Instituto Nacional de Aviación Civil.
- Int.: Internacional.
- NASA: (Nacional Aeronautics and Space Administration), Administración Nacional Espacial Aeronáutica.
- TIG: (Tungsten Inert Gas), proceso de soldadura que utiliza un electrodo de tungsteno y gas inerte.

INTRODUCCIÓN

El Grupo de Transporte Aéreo N°. 5 tiene como función participar en la elaboración y ejecución de los planes de movilización y empleo del potencial militar. Su misión es la de ejecutar las operaciones de transporte aéreo en apoyo a las Fuerzas Armadas Nacionales y demás organismos autorizados por el escalón superior.

Para el cumplimiento cabal de su Misión, este grupo cuenta en la actualidad con modernos y sofisticados sistema de trasporte aéreo, entre los que se incluyen el BE-200 Super King Air, el Cessna Ce-500 Citation I, el Cessna Ce-550 Citation II, Dassault Falcon 20D y C-26B Metro Merlin.

Durante sus vuelos el personal que opera los aviones Cessna Citation I y II está integrado por el Piloto, Copiloto y el Jefe de Máquinas quien controla el buen funcionamiento de los instrumentos de vuelos. Actualmente los aviones de este grupo no cuentan con una distribución adecuada de asientos que se ajuste a las necesidades del Jefe de Máquinas.

El asiento de observador para el Jefe de Máquinas debe tener una visión completa de los instrumentos de la cabina, por ello surge la necesidad por parte del grupo de desarrollar un asiento que se ajuste a esas especificaciones cumpliendo con todas las normativas.

Formulando esta necesidad se ha generado el presente trabajo de investigación, el cual expone en este informe el planteamiento del problema, una fundamentación teórica de los aspectos implicados, la definición de los elementos participantes en el diseño de los asientos, y por último una metodología de diseño que nos permita llegar a la solución del problema.

En el transcurso del trabajo se analizarán los requerimientos y necesidades básicas que debe tener un asiento de un avión de la Fuerza Armada Nacional Cessna Citation I y II para que un Jefe de Máquinas pueda realizar su labor, definiendo los límites de

cargas estáticas y dinámicas a las cuales se someterá el asiento, evaluando en todo momento la seguridad y los requerimientos en relación a las normativas aeronáuticas para generar soluciones y así obtener la mejor propuesta de asiento.

CAPÍTULO I

1.- PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Los aviones Cessna Citation I y II, del Grupo de Transporte aéreo N° 5 son tripulados por el Piloto, Copiloto y el Jefe de Máquinas quien tiene que observar los instrumentos de vuelo y reportar cualquier irregularidad que exista en los diferentes componentes de los sistemas aeronáuticos que deben ser rápidamente solventadas para garantizar una operatividad segura y continua. Es necesario que ellos tengan una visión completa de los instrumentos de vuelo.

Actualmente estos aviones no cuentan con una distribución adecuada de asientos que se ajuste a las necesidades del Jefe de Máquinas, que debería estar situado detrás del Piloto y Copiloto con una visión completa de los instrumentos de la cabina, por tal motivo han utilizado hasta los momentos uno ubicado en la sección de pasajeros teniendo una posición inadecuada ya que no es ergonómica, no es segura y carece de una visión completa de los instrumentos de vuelo, por ello surge la necesidad por parte del grupo de desarrollar uno que se ajuste a esas especificaciones.

El asiento como cualquier otro componente de un avión debe ser certificado por la Administración Federal de la Aviación y para ello tendrá que cumplir con los requerimientos que dicha organización establece, además de ser diseñados con materiales que sean ligeros, resistentes ante condiciones climáticas adversas, que tenga resistencia al fuego o capacidad ignífuga, que no presenten ningún riesgo y que a su vez sean fáciles de usar en su fabricación.

Su fijación debe soportar factores de carga y condiciones de aterrizaje de emergencia aplicables a los asientos de pasajeros de la aeronave y su ubicación no debe restringir el acceso a, o uso de, cualquiera de las salidas regulares o de emergencias requeridas del pasillo en el compartimiento de pasajeros. Además no debe perturbar la visión de ningún pasajero, de cualquier señal de salida de emergencia requerida, a menos que sean provistas señales auxiliares u otros medios para la correcta notificación.

Este proyecto es un trabajo tanto de diseño como de mejora del sistema, en la cual se tendrá que considerar un procedimiento que abarque la participación de una variedad de factores como lo son las cargas dinámicas, los esfuerzos, el peso, centro de gravedad, maquinarias, utensilios, mecanismos y equipos, que a su determinada función facilitarán su construcción.

El nuevo asiento, puede exigir cambios en la zona cercana a la cabina de mando, así como también requerirá diseñar o rediseñar un asiento que sirva para las necesidades del Jefe de Máquinas y que a la vez cumpla con todas las normas y parámetros establecidos.

1.2.- OBJETIVOS Y ALCANCES

1.2.1.- Objetivo General:

Diseñar un asiento para un avión Cessna Citation I y II en donde viajará un Jefe de Máquinas del Grupo Aéreo de Transporte N° 5 de la Aviación Militar Venezolana, adaptado a las especificaciones de la FAA.

1.2.2.- Objetivos Específicos:

- Analizar los requerimientos y necesidades básicas que debe tener un asiento de un avión de la Fuerza Armada Nacional y de los Cessna Citation I y II para que un Jefe de Máquinas pueda realizar su labor.
- Definir los límites de carga dinámicas al que estará sometido el asiento durante los vuelos, así como, su efecto en el centro de gravedad y el peso de la aeronave.
- Evaluar las características del sistema, seguridad, imagen dentro del avión y requerimientos externamente propuestos que debe tener un asiento para el Jefe de Máquinas.
- Generar soluciones para la elaboración del asiento en una aeronave, que serán seleccionadas a través de un conjunto específico de criterios, necesidades, aplicaciones similares, costos y beneficios que contemplen alternativas en procedimiento y tecnología.
- Agrupar las soluciones, basándose en la factibilidad técnica y operativa que tengan, para seleccionar la más adecuada.
- Diseñar el asiento del Jefe de Máquinas, de acuerdo a la solución seleccionada cumpliendo con todos los parámetros y reglamentos establecidos.

1.3.- Alcances:

Con la elaboración de este trabajo se planea alcanzar los siguientes puntos:

- Puntualizar las principales deficiencias, necesidades y requerimientos que tiene la configuración de puestos en los aviones Cessna Citation I y II que afectan la eficiencia de los Jefes de Máquinas a la hora de realizar su trabajo, examinando las configuraciones actuales de los puestos, así como las maniobras y posturas que deben hacer para realizar sus labores.
- Establecer el área donde será colocado el puesto del Jefe de Máquina (“jump seat”), tomando en cuenta las labores que el mismo debe cumplir a lo largo de sus misiones.
- Evaluar los límites de cargas dinámicas a las que se encontrara sometido el asiento (“jump seat”) durante su permanecía en tierra, como durante los vuelos, así como establecer los requerimientos de seguridad y operación que sean necesarios.
- Desarrollar las soluciones utilizando herramientas de diseño, garantizando cada uno de los requerimientos de seguridad y de operación que se hayan establecido para el “jump seat”.

Una vez alcanzados todos estos puntos se habrá llegado a una solución que cumpla con todos los requisitos y normas que debe tener un asiento para el Jefe de Máquinas de los avión Cessna Citation I y II

CAPÍTULO II

2.- MARCO TEÓRICO

El campo de diseño de aviones es un tema poco difundido. Los fabricantes de aviones y las compañías aéreas demandan diseños específicos que son encargados a determinadas empresas, que se reservan detalles desde el proceso de diseño hasta el proceso de fabricación.

Es cada vez más frecuente que las diferentes normas de calidad así como los códigos de diseño, hagan hincapié en la necesidad de prestar especial atención a aquellos procesos de trabajo cuyas deficiencias solo se ponen en manifiesto durante la utilización del producto.

En el diseño de un asiento de avión es imprescindible la conceptualización de los elementos que lo constituyen: peso y balance del avión, materiales, método de sujeción, cargas, ergonomía, así como las características del proceso, presentando los antecedentes y registros.

2.1.- Criterios aeronáuticos para el diseño del asiento:

La industria de la aviación requiere de un alto grado de seguridad y calidad. Para poder aplicar estos grandes requerimientos, muchos países y aerolíneas se alinearon para poder establecer regulaciones y normativas. El objeto de estas es apoyar la seguridad y la eficiencia de la industria de la aviación, haciendo a su vez que el personal técnico aeronáutico, tanto de vuelo como de tierra, reúna la capacidad para la máxima eficiencia en operación y seguridad.

2.1.1.- Regulaciones de la Administración Federal de la Aviación:

La Administración Federal de la Aviación (FAA) es responsable de la seguridad de la aviación civil en los Estados Unidos, sin embargo sus normas sirven de referencia para muchos otros países incluyendo Venezuela, donde han sido adaptadas por el Instituto Nacional de la Aviación Civil (INAC), además de ser sus criterios técnicos los usados por los fabricantes de aviones Cessna.

El Acta de Aviación Federal crea la que hoy es conocida como FAA, tomando dicho nombre en 1967 cuando llegó a ser parte del Departamento de Transporte de Estados Unidos. Entre sus actividades están: regular la aviación civil para promover la seguridad, fortalecer la tecnología de la aviación, desarrollar sistemas de control de tráfico aéreo, navegación e investigaciones y también el desarrollo de sistemas aeroespaciales.

En ella se establece que un asiento de observador debe satisfacer todos los requisitos según lo prescrito por las secciones pertinentes de la circular 25. En la siguiente parte se explican los requisitos que debe tener un asiento de observador:

I.- Localización del asiento de observador: La localización del asiento debe permitir al observador una vista sin obstáculos y clara del panel del instrumento de avión. La localización no debe impedir que un personal de la tripulación pueda llegar a la cubierta de vuelo, a las salidas de emergencia, a las ventanas de la cabina (si se utilizan como las rutas de escape) y portillas de escape de la cubierta de vuelo.

Esta debe aplicar a individuos altos y bajos que lo ocupan, basado en uso de la altura existente de la parte de la circular 25, peso, y requisitos de los factores humanos. La localización del asiento de observador necesita proporcionar adecuada separación de la pierna y del pie para prevenir el choque de la pierna con la estructura colindante u otros asientos durante ajustes del asiento.

II.- Lugar para reposar los pies del asiento de observador: El asiento de observador será ocupado por períodos extendidos de tiempo, por lo tanto los factores humanos

asociados a la colocación de los pies deben ser considerados. Los pies del ocupante necesitan poder apoyarse sobre una superficie sólida y tener cierta libertad de movimiento durante el vuelo.

Si los pies de ocupante no pueden apoyarse sobre una superficie sólida, se debe considerar la instalación de reposapiés. La colocación del pie puede ser extremadamente crítica si la localización del asiento de observador permite que los pies del ocupante lleguen al centro de la cubierta de vuelo, área del pedestal y/o los controles, en este caso se debe instalar barras de alojamiento del pie para prevenir la migración del pie a los controles críticos del aeroplano.

III.- Comodidad del asiento de observador.: El asiento de observador se puede ocupar por períodos extendidos de tiempo. Las consideraciones de la comodidad del asiento de observador se deben tratar, por ejemplo el acolchado: grueso, densidad de la espuma y firmeza. Además, las evaluaciones de la comodidad del asiento de observador se deben conducir bajo vuelo real y se deben considerar la longitud del tiempo que este es ocupado por un observador.

IV.- Visibilidad del asiento de observador: El asiento del observador debe también proporcionar una visión clara a través de la cubierta de vuelo. El observador debe ser capaz de asistir a la tripulación de cabina y ver los instrumentos de vuelo durante todas las fases del viaje.

V.- Sistemas del arnés de seguridad del asiento de observador.: El sistema del arnés debe satisfacer los requisitos de la parte de la circular 25. Para frenar el movimiento durante turbulencia o impacto. El alojamiento del sistema no debe prohibir al ocupante del asiento de observador, la flexibilidad de quitar los arneses del hombro sin el retiro del cinturón de seguridad, durante ciertas fases del vuelo. La comodidad del sistema del alojamiento se debe evaluar bajo condiciones de vuelo reales.

VI.- Oxígeno: La máscara de oxígeno se debe situar de tal forma que pueda ser alcanzada de forma fácil mientras se está sentado y poder ser puesto en 5 segundos. La máscara de oxígeno debe prever comunicaciones con el equipo del vuelo y de la cabina. El equipo de respiración se debe tratar y evaluar bajo condiciones de vuelo reales.

VII.- Comunicaciones: El asiento del observador debe tener un panel dedicado a las comunicaciones, eso permite que el observador escuche durante el vuelo a los tripulantes de cabina y el resto de los canales de comunicaciones que son utilizados por ellos. Esto incluye, comunicación con el personal de servicio de tierra, los asistentes de vuelo, y toda la comunicación por radio.

VIII.- Iluminación.: El asiento de observador debe tener una luz disponible que pueda ser dirigida y operada mientras se está sentado. El interruptor debe ser de fácil accesibilidad mientras se está sentado.

IX.- Ventilación: El observador debe tener una circulación de aire fresco disponible, el control de la circulación de aire debe estar al alcance de la mano mientras se está sentado.

X.- Seguridad: El asiento de observador debe ser diseñado para que no se retraiga mientras se está sentado. Se debe colocar carteles de las instrucciones para el despliegue y la colocación del mismo. Para probar que el asiento de observador es seguro, deben incluir evidencia que el asiento se ha certificado de acuerdo con los requisitos de la circular 25.

Estos diez (10) requisitos son los que la Administración Federal de la Aviación establece para que sea certificado para su correspondiente uso, sin embargo, la certificación de diseño de aviones en los cuales los asientos de observador están

instalados puede variar extensamente, aviones más nuevos puede tener requisitos más rigurosos que los más viejos.

2.1.2.- Soldadura aeronáutica:

Dado que algunas piezas del asiento van soldadas, hay que tomar en cuenta las normativas aeronáuticas para las soldaduras. En este caso nos guiaremos por la MIL-STD-2219A, que es una norma militar del gobierno de los Estados Unidos al igual que los fabricantes de los aviones que se están estudiando en este proyecto.

Esta hace referencia a las normas AWS para certificación del soldador, las SAE y ASTM, para los tipos de inspección. El propósito de esta norma es proporcionar los requisitos mínimos para materiales de aporte en la soldadura, su ejecución, inspección y requerimientos para las soldaduras de aleaciones aplicables a los aviones, misiles, u otro equipo aeroespacial, a sus piezas y accesorios.

La explicación siguiente se da como información para asistir solamente a la actividad de diseño y no es obligatoria. La clasificación de la soldadura (A, B, o C) determina el requisito para la calificación del procedimiento según la norma.

.- Clase A: Uso crítico. Una soldadura es crítica donde una falta de cualquier porción causaría la pérdida del sistema, componentes importantes, la pérdida de control, o poner en peligro a personas. En esta se tendrá el más alto nivel de escrutinio apropiado para verificar la integridad de la soldadura interna y externa.

.- Clase B: uso Semi-crítico. Una soldadura es semi-crítica cuando, una falta reduciría la eficacia total del sistema o pondría en peligro a personas. Las soldaduras requerirán una verificación apropiada para un uso previsto.

.- Clase C: Uso no crítico. Una soldadura deja de ser crítica, cuando una falta no afectaría a la eficacia del sistema ni pondría en peligro a personas. La soldadura requerirá una verificación mínima de integridad.

Cuando la clase no es especificada, se considerara la clase A como aplicable. El procedimiento para calificar, se hace con uniones que simulen a la pieza de producción, tomando en cuenta su espesor y operaciones posteriores al soldeo, para ser procesados en un accesorio de producción real o en uno de prueba que lo simule utilizando el equipo de soldadura en la producción.

a.- Procedimiento de calificación para soldaduras:

Las uniones de Clase A, B, o C deben estar identificadas por un número de lote, tipo y condición, y deben mantener su respectiva identificación durante todo el proceso. La calificación de la soldadura deberá estar sujeta a evaluación metalúrgica y las mismas pruebas posteriores a la soldadura y procesos, como los de producción de partes incluyendo la deformación mecánica, liberación de esfuerzo y tratamientos térmicos asociados a un envejecimiento u operación que pueda afectar sus características mecánicas.

Los parámetros de unión mínimos como el voltaje, corriente, referencia del nivel de entrada e índice de recorrido, deben ser registrados durante la calificación de la soldadura mientras que los parámetros de tolerancia para las máquinas de unión automáticas y semiautomáticas se determinara a través de pruebas donde se representa la mínima y máxima temperatura que debe estar en el proceso para que la soldadura sea aceptable y así registrarlos en los procedimientos específicos.

Los materiales base, los de aporte, el gas utilizado para el proceso y los electrodos tienen que cumplir las normas conforme a su aplicación.

El propósito de estos requisitos de la clasificación es asegurar que los procedimientos calificados sean utilizados por personal correctamente entrenado. El soldador u operador de la soldadura debe estar certificado de acuerdo con la sección 4 de AWS D17.1 antes de realizar cualquier soldadura aeronáutica. Todas las calificaciones obtenidas de las pruebas serán registradas y conservadas en expedientes como requisitos en la producción de piezas.

b.- Procedimiento de ensayo no destructivo:

Los ensayos no destructivos se utilizan para la detección y evaluación de discontinuidades, defectos y la caracterización de materiales, resultando indispensables para determinar el nivel de calidad alcanzado en las piezas.

Dependiendo de la clase de soldadura, aplicará el tipo de ensayo no destructivo para el procedimiento. Todas las soldaduras serán 100% examinadas visualmente por un inspector calificado, a continuación se menciona el tipo de inspección a considerar:

- Inspección radiográfica: las soldaduras de surco de clase A, o los empalmes serán examinados de acuerdo con ASTM-E1742 al igual que la de clase B y C.
- Inspección ultrasónica: de acuerdo con SAE-AMS-STD-2154 será realizada cuando está se especifique.
- Inspección de partículas magnéticas: Todas las soldaduras de clase A y B de materiales ferromagnéticos serán examinadas de acuerdo con ASTM-E1444 a menos que se realice la inspección con líquido penetrante.
- Inspección con líquido penetrante: Todas las soldaduras de clase A y B serán examinadas de acuerdo con ASTM-E1417, a menos que se realice la inspección de partículas magnéticas.

Es importante y necesaria la inspección de los componentes en servicio, ya que de ella depende la eficacia y fiabilidad de los resultados obtenidos, siendo factor fundamental la ausencia de errores para prevenir accidentes.

2.1.3.- Carga y centrado del avión:

Aunque es importante observar las limitaciones de peso dadas por el fabricante del avión en cuanto a cantidad, más importante es aún si cabe atenerse a las limitaciones en cuanto a su distribución de peso, dado que el mismo peso según se coloque en uno u otro lugar ejercerá mayor o menor efecto de palanca. A pesar de que un avión mantenga el peso dentro de los límites, una inadecuada distribución del mismo puede acarrear graves consecuencias.

a.- Centro de gravedad y balance:

El centro de gravedad es el punto de un cuerpo en el cual se considera ejercida la fuerza de gravedad que afecta a la masa de dicho cuerpo, es decir, donde se considera ejercido el peso, este es a su vez es el centro de balance o centro de equilibrio.

Los límites a esta posición están fijados, para distintos pesos, en el Manual de Vuelo por el constructor. Es muy importante para la estabilidad y seguridad del avión. Ya que depende de esto si responde a los mandos de una forma prevista y que vuele con seguridad.

Por esta razón, el piloto tiene la responsabilidad de no exceder el límite de peso y además que el centro de gravedad resultante de la distribución del mismo permanezca dentro de los límites impuestos para evitar verse envuelto en situaciones muy comprometidas.

Para hacerle el peso y balance a un avión hay que guiarlo por su posición relativa respecto a dos ejes del avión: eje lateral (de un extremo a otro de las alas) y eje longitudinal (de la cola a la nariz o morro).

b.- Desplazamiento lateral del centro de gravedad:

Cuando un avión está mal balanceado lateralmente comenta Muñoz: “implica mayor actuación sobre el alerón del lado más cargado” (2.001), esto significa que incrementa la resistencia, produce menor rendimiento, en ese caso habrá un mayor gasto de combustible y menor radio de acción. También, la inclinación hacia el lado de mayor peso podría hacer más trabajoso el despegue y el aterrizaje.

En los manuales y libros de vuelo no suele hacerse referencia a la posición lateral del centro de gravedad, esto se debe a que si hay un desbalance lateral, las medidas normalmente recomendadas serían tratar de equilibrar los pesos a ambos lados y consumir el combustible de los depósitos en las alas por igual.

La estabilidad longitudinal se refiere al movimiento del avión sobre su eje transversal o eje de cabeceo (nariz arriba/abajo). Esta estabilidad está principalmente resuelta por el estabilizador horizontal de cola, puesto a propósito en la parte más alejada de las alas para acentuar el efecto de palanca, estabilizador que suele tener menor ángulo de incidencia que las alas (de calaje).

c.- Centro de gravedad retrasado

Si la carga en el avión (pasaje, equipaje, carga) está distribuida de forma que el centro de gravedad resulta en una posición por detrás del límite posterior dado por el fabricante, el avión no estará balanceado de manera adecuada.

Según pruebas realizadas se menciona en el artículo *Cálculo de Carga y Centrado* que el centro de gravedad retrasado puede producir los siguientes efectos:

- En el despegue, el avión tiende a rotar prematuramente, esto puede hacer que se vuelva a la pista bruscamente porque la velocidad no es suficiente.
- Una vez despegado, el avión intentará ascender, es importante corregir el ángulo de ataque y la velocidad para no entrar en pérdida.
- Cuando está en el aire, la cola estará volando con un ángulo de ataque superior al normal, cuando esto sucede el piloto tiene que intervenir sobre los mandos constantemente ya que el avión tiende a volverse inestable y difícil de controlar por no tener ninguna estabilidad longitudinal.
- Cuando haya despegado, el centro de gravedad retrasado puede hacer que en una posición de vuelo el motor desarrolle menos velocidad que cuando se le aplica la misma potencia en condiciones normales.

El ángulo irregular de ataque de la cola del avión puede hacer difícil la maniobrabilidad del avión, cuando esto sucede, ocurre un fenómeno aerodinámico que consiste en la disminución más o menos súbita de la fuerza normal que produce la corriente que incide sobre la parte externa del avión, llamado “entrar en pérdida”.

d.- Centro de gravedad adelantado:

La localización del centro de gravedad por delante del límite anterior establecido por el constructor, produce que el avión no tenga un vuelo estable lo que llaman en la aeronáutica como “pesado de nariz”, lo cual significa que el avión tiende a subir la

cola y bajar la nariz. Esto hace que el avión necesite mayor longitud de pista en el despegue.

Un ángulo de ataque negativo significa sustentación negativa, pero a medida que la pérdida se incrementa menor sustentación negativa se tiene, es decir que la cola empieza a subir bajando la nariz. En estos casos el piloto requiere más esfuerzo para aterrizar el avión.

2.1.4.- La ergonomía en el diseño de asientos:

Según la definición oficial adoptada, por el Consejo de la Asociación Internacional de Ergonomía (I.E.A., 2000), Ergonomía es la ciencia que estudia cómo adecuar la relación del ser humano con su entorno, de ahí que se le aplique al diseño de productos y equipamiento, principalmente del puesto de trabajo para incrementar la productividad al reducir las fatigas, el estrés y la falta de comodidad.

En el artículo *La importancia de la elección de la silla* menciona las prescripciones ergonómicas que un asiento de avión debería tener. Podemos mencionar entre otras:

- Lo mejor es que la altura del asiento y del respaldo sean ajustables por separado.
- El asiento debe inclinarse ligeramente hacia abajo en el borde delantero, así como permitir al usuario inclinarse hacia adelante o hacia atrás con facilidad.
- El usuario debe tener espacio suficiente para las piernas.
- Los pies deben estar planos sobre el suelo.
- Es preferible que los brazos del asiento se puedan quitar porque a algunos usuarios no les resultan cómodos.
- El usuario tiene que poder llegar a todo su trabajo sin alargar excesivamente los brazos ni girarse innecesariamente.

- La posición correcta es aquella en que el usuario está sentado recto frente al trabajo que tiene que realizar o cerca de él.
- La espalda debe estar recta y los hombros deben estar relajados.
- De ser posible, debe haber algún tipo de soporte ajustable para los codos, los antebrazos o las manos.

Entre estos aspectos se destaca las etapas de modelado geométrico y podemos destacar a continuación las partes del asiento a estudiar. Se propondrá un diseño que se ajusta a las necesidades ergonómicas en los espacios cada vez más aprovechados en un avión, sin perder como criterio general la confortabilidad y la flexibilidad de las formas.

a.- Almohadón:

La selección del almohadón en un asiento es de vital importancia para brindar la comodidad que el usuario necesita. Sobre todo cuando el usuario va a estar haciendo uso de este durante horas continuas.

Al sentarse, (desde el punto de vista posicional), partiendo que la descarga del peso del cuerpo se hace a través de los huesos, y no de los músculos, se tiene que al estar sentado los glúteos reciben el peso del cuerpo en forma puntual a través de las tuberosidades isquiales y también descarga el peso de los muslos.

Los músculos del cuerpo deben descansar sobre el asiento (almohadón), y así repartir el peso del cuerpo sobre el área de soporte, además los tejidos de los músculos no pueden ofrecer apoyo, y la única parte del cuerpo que está en condiciones de hacerlo son los muslos dado que poseen el hueso en su centro.

Este debe poseer formas anatómicas que no dificultan el cambio de posición del usuario, sino que se debe adaptar a las nalgas evitando formar zonas de gran descarga

de peso, (alta presión), por otra parte, debe tener una salida redondeada para que no genere una zona de alta presión a la salida de los muslos, pues impediría la libre circulación sanguínea en las piernas, mucho más si estas por alguna razón cuelgan.

Es importante que sea antideslizantes, ya que sería un problema en los cambios bruscos de velocidad, aceleración, o desaceleración por la sensación que puede generar en el usuario.

Es recomendable que los asientos estén cubiertos de una tela porosa y que sea capaz de dejar pasar el aire, para permitir respirar libremente la piel del usuario y así evitar la acumulación de humedad de transpiración, pero eso se aplica cuando son pocos usuarios, de ser muchos usuarios sería una condición antihigiénica ya, que se pueden alojar todo tipo de elementos o ente que transmita enfermedades en el almohadón.

Por lo tanto es recomendable en este caso una tela que del lado opuesto al de contacto sea impermeable, para poder eliminar el aire caliente y la transpiración del cuerpo en la superficie del almohadón debe haber canales que lo permitan, fundamentalmente en la zona donde se apoyan los genitales.

b.- Respaldo:

El respaldo debe tener una forma tal que se adapte a las curvaturas normales de la columna vertebral. En cuanto al material, éstos tienen las mismas características que las del almohadón, salvo que éste será más blando porque el peso a soportar es mucho menor y la superficie de apoyo independiente del diseño generalmente es mayor. También se deben respetar los canales de ventilación.

c.- Apoyabrazos:

En estos aviones algunos asientos llevan apoyabrazos, estos deben reunir una serie de requisitos. Uno de ellos es que, además de la función de brindar comodidad, deben permitir salir al pasajero. Para ello debe ser rebatible el del lado del pasillo.

Los apoyabrazos deben ser diseñados con una forma relativamente recta, además ser algo acolchados con la misma tela que el almohadón y el respaldo o con poliuretano inyectado, (tipo piel integral, o de otro material con características similares).

d.- Cinturón de seguridad:

Es importante tomar en cuenta en la seguridad de un vuelo el uso del cinturón de seguridad, ya que puede haber momentos en que los mejores esfuerzos para un vuelo seguro sean insuficientes y un accidente podría suceder. Sin embargo, los estudios de accidentes graves han demostrado que el uso correcto de arneses de hombro, además de los cinturones de seguridad, pueden reducir las principales lesiones en un 88 por ciento y reducir la mortalidad en un 20 por ciento (SCIF, 2008).

Es un arnés diseñado para sujetar a un ocupante durante un impacto, turbulencia, despegue y aterrizaje manteniéndolo en su asiento. El objetivo de estos es minimizar las heridas en una colisión, impidiendo que la persona se golpee con los elementos duros del interior o contra las personas en la fila de asientos anterior.

El cinturón de las caderas debe estar situado por delante de las crestas ilíacas, los huesos que sobresalen en las caderas. Esto es para que sujete al cuerpo contra un hueso duro y no contra el abdomen blando. Se engancha entre las piernas a la banda de la cintura y por debajo del asiento.

Regulaciones federales exigen el uso de cinturones y arneses de seguridad durante el despegue y el aterrizaje; Si el uso es inadecuado este podría ocasionar lesiones graves durante un impacto. La implementación de los cinturones de seguridad en los aviones es de mucha importancia ya que permite proteger a sus usuarios de ser golpeados y evitar las lesiones causadas por el segundo impacto en un accidente.

2.2.- Aspectos a considerar en el diseño de un asiento de Cessna Citation I y II:

Los aspectos que se requieren para el diseño de un asiento en un avión, se determina mediante estudios de las variables involucradas en las actividades de la aviación así como las modificaciones hechas en el pasado a estos aviones.

2.2.1.- Factores determinantes en el diseño de un asiento:

Cuando hablamos del uso del equipo y de la experiencia de usuario, estamos considerando una gran variedad de factores que no necesariamente están relacionados. Cuestiones como el contexto de uso, aspectos técnicos, el diseño gráfico, la facilidad (o dificultad) para encontrar la información, la organización del contenido, entre otros muchos, influyen en el resultado final.

a.- Factor de tiempo (duración del viaje):

En lo que respecta a los viajes en aeronaves, el criterio de larga, o corta distancia, lo hace la autonomía, para lo cual se diseñan los asientos, también en ellos la forma del asiento la da el volumen o diámetro del fuselaje. Según el manual de fabricación de la compañía Cessna en el caso de estos aviones la autonomía va a variar dependiendo de la duración de los vuelos y en la tabla 1, se puede apreciar los recorridos:

Tabla 1: Tipo de recorrido de los Aviones Cessna Citation I y II. (Manual de Cessna)

Tipo de Recorrido	Duración
Travesía normal	3 horas 40 minutos.
Travesía máxima	4 hrs 15 minutos.
Resistencia máxima	5 horas.

b.- Factores de Uso:

Son aquellos que hacen cómodo el asiento a la hora de ser utilizado. El uso que se le vaya a dar es muy importante a la hora de diseñar un asiento. Según el apunte de "Ergonomía de la Universidad de Morón", (Melo, 2006) se tiene que:

1. La necesidad del diseño de un asiento impone conocer las características del usuario como así del lugar y situación donde será ubicado.
2. Señala el importante rol de la función postural que participa en el reconocimiento del aspecto próximo al cuerpo.
3. El asiento es un elemento determinante en las posturas, según sea su concepción puede participar en el confort postural.
4. Dice que el respaldo es raramente utilizado en los puestos de trabajo de secretaria y operador de computadoras, pero en el transporte es de primordial importancia, fundamentalmente porque en él se recuesta el usuario para dormir, leer, descansar y trabajar.

c.- Factores de estíma:

Son aquellos que hacen que el usuario se sienta atraído por el producto o elemento de servicio. Estos ofrecen estética y calidez, (como lo son el color, la forma y la textura). En nuestro caso al asiento hay que agregarle los elementos fundamentales que da la ergonomía, atractivos para que el usuario se sienta atraído y cómodo, como: la textura

de la tela, el color, la forma armónica del asiento, se tienen en cuenta los efectos psicológicos de distinción y agradabilidad.

d.- Modificaciones hechas a los Cessna Citation I y II:

En este trabajo se toma en cuenta, el diseño del asiento para el Jefe de Máquinas de los aviones Cessna Citation I y II. Como referencia se mencionarán las modificaciones internas que se le han hecho a estos aviones en los últimos 30 años aprobados por la Administración Federal de la Aviación, aparte de las configuraciones pre-establecidas en la distribución de asientos de pasajeros.

En el año 1980 diseñaron un jump seat para tener un puesto más para el personal de cargo, incrementando en peso y balance 12,7 libras fuerzas y un momento resultante de 4.269 libras fuerzas, este está situado en la parte de atrás del avión.

Años más tarde en 1988 le hicieron una modificación al asiento del personal de cabina en el diseño de arneses permitiéndoles moverse con mayor facilidad, esa modificación no varió el peso y balance del avión.

Aprovechando el espacio, un año después diseñaron un jump seat situado en la parte de atrás del avión, específicamente encima de el espacio reservado como baño, quedando el sanitario al levantar el almohadón del asiento hacia atrás (igual que el sistema de tapa del sanitario convencional), incrementando el peso del avión 10,91 libras fuerzas, y un momento resultante de 3.675,03 libras fuerzas.

2.2.2.- Materiales:

Los materiales son un aspecto fundamental en el diseño ya que mediante el uso adecuado y el conocimiento de la estructura y propiedades, es posible la selección del

material que cumpla con las necesidades de diseño de un asiento para el Jefe de Máquinas.

Todas las piezas deben cumplir con las regulaciones de la circular 25. Los asientos del avión utilizan una variedad amplia de materiales en la construcción o en los componentes que lo conforman. Estos componentes se pueden agrupar en cinco campos fundamentales (véase la figura 1): amortiguadores de espuma, tapicerías, textiles bloqueadores de fuego, moldeados plásticos, y estructura.

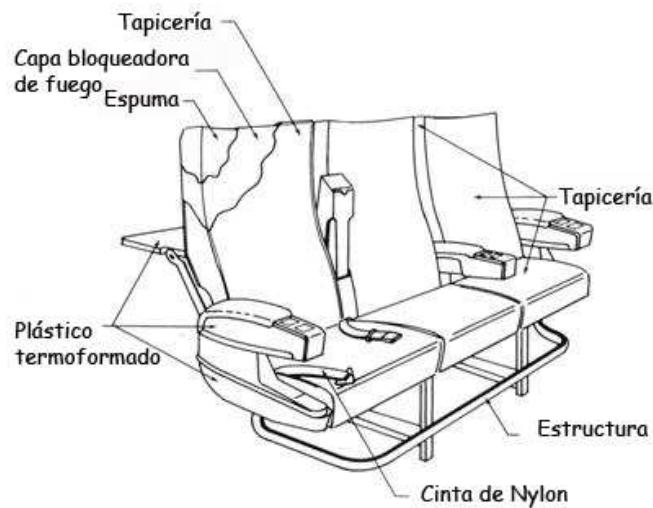


Figura 1: Instalación de un asiento típico (traducción libre al castellano de la Circular 25 de FAA hecha por los autores)

a.- Amortiguadores de espuma:

La selección de la espuma para los asientos se basa en requisitos tales como desgaste, comodidad, flotación e inflamabilidad. Para resolver estos requisitos, se utilizan diferentes tipos de espuma de varias densidades. La espuma en los amortiguadores es moldeada a la forma o al corte final de acción y unida con los pegamentos.

Las espumas de células abiertas se utilizan comúnmente con densidades de hasta sólo 0,0317 g/cm³(FAA, 2008). Si el amortiguador debe servir como dispositivo de flotación en situaciones de emergencia, la espuma debe ser de célula cerrada; el polietileno es la espuma que se utiliza a menudo para esto. El neopreno, el silicón, y el uretano modificado, son las espumas que se pueden utilizar sin un textil bloqueador de fuego.

b.- Tapicerías:

Las telas típicas de la cubierta del asiento incluyen lanas, mezclas de algodón nylon, cuero, poliéster con bloqueador de fuego, nylon y vinilo. La lana mezclada con un tratamiento bloqueador de fuego a base de circonio, es el tipo más común de tapicería usada y ha demostrado ser una de la más confiable según la circular 25.

c.- Textiles bloqueadores de fuego:

El material del asiento en el avión es un factor importante en caso de que exista fuego en la cabina. Las pruebas del laboratorio de fuego conducida por la Administración Federal de la Aviación han demostrado que la radiación puede penetrar la cubierta externa y causar ignición en la tapicería del asiento.

La gran cantidad de espuma usada dentro del avión, es una fuente potencial de combustible que puede causar que el fuego se extienda en todas las partes de la cabina y como producto obtener grandes cantidades de emisiones de humo y de gas tóxico.

La Administración Federal de la Aviación propone que para retardar la ignición de la espuma del asiento hay que hacer uso de una capa delgada de material altamente resistente al fuego que encapsule la masa de la espuma protegiendola contra fuentes externas del fuego y así retardar la ignición del asiento.

d.- Moldeados plásticos:

Emplean una variedad amplia de moldeados plásticos para algunos objetos como: closets decorativos, bandeja de comida, apoyabrazos entre otros. Los materiales utilizados comúnmente son policarbonato acrinonitrilo butadieno estireno (ABS) y viniles decorativos para estos propósitos.

e.- Estructura:

Uno de los aspectos de mayor importancia en el mundo aeronáutico consiste en conocer las propiedades a fatiga de los materiales metálicos utilizados, particularmente las aleaciones de aluminio y aleaciones de acero.

Para la determinación del material y el diseño, se someterán los diseños a dos pruebas utilizando dos aleaciones de aluminio y dos aleaciones de acero inoxidable utilizada en aeronáutica:

e.1.-Aluminio 2024:

Es una aleación tratable en caliente y es una de las más favorecidas por la industria aeronáutica por su fuerza, dureza y buena susceptibilidad al maquinado; sin embargo solo tiene una relativa resistencia a la corrosión.

Composición química:

Tabla 2: Composición Química del Aluminio 2024

Material	Porcentaje
Aluminio	93,5
Cromo	0,1 máx.
Cobre	3,8 – 4,9

Continuación de Tabla 2:

Hierro	0,5 máx.
Magnesio	1,2 – 1,8
Manganeso	0,3 – 0,9
Silicón	0,5 máx.
Zinc	0,25 máx.

e.2.- Aluminio 7075:

Esta aleación tratable en caliente es una de las aleaciones de aluminio mas fuertes usada en aviones.(Willki, 2001), sin embargo no es propia para aplicaciones que pueden sufrir fractura por dureza. Es utilizada para reforzar partes hechas con aluminio 2024. Posee buen maquinado pero razonable forjabilidad.

Puede ser soldado mediante electrodos. Es utilizada en fuselajes, estructuras aeronáuticas, aplicaciones que requieren resistencia en arquitectura, artillería, pertrechos militares, llaves y pequeños engranajes.

Composición química:

Tabla 3: Composición Química del Aluminio 7075

Material	Porcentaje
Aluminio	90
Cromo	0,18 – 0,28
Cobre	1,2 – 2
Hierro	0,5 máx.
Magnesio	2,1 – 2,9
Manganeso	0,3 máx.
Silicón	0,4 máx.
Titanio	0,2 máx.
Zinc	5,1 – 6,1

e.3.- Acero inoxidable 17-40:

Es un acero inoxidable de Cr –Ni que contiene adicionalmente otros elementos de aleación como el Cu y Al que favorecen la precipitación de fases secundarias, elevando significativamente la dureza y resistencia mecánica del material cuando es sometido a un tratamiento térmico de envejecimiento.

Estos materiales ofrecen una alternativa para obtener una buena resistencia mecánica por medio de un tratamiento térmico a menor temperatura que puede ser aplicado incluso después de la fabricación de la pieza o elemento mecánico.

Las propiedades mecánicas (resistencia y dureza) que se pueden alcanzar con estas aleaciones son superiores inclusive a las obtenidas por los aceros inoxidables martensíticos (aprox. 1.480 MPa), (Intoco, 2007). Asimismo, debido a que el contenido de Cr es mayor que en estos últimos la resistencia a la corrosión resulta también ser superior.

Composición química:

Tabla 4: Composición Química del Acero Inoxidable 17-40

Material	Porcentaje
Cromo	15 – 17,5
Cobre	3 - 5
Hierro	73
Manganeso	1 máx.
Níquel	3 - 5
Niobio	0,15 – 0,45
Niobio + Tantalum	0,15 – 0,45
Fósforo	0,04 máx.
Silicón	1 máx.
Azufre	0,03 máx.

e.4.- Acero inoxidable 321:

El acero inoxidable AISI 321 es una aleación austenítica que posee 18 % Cr y 10 % Ni, estabilizada con Ti, que elimina la precipitación intergranular de carbonatos y por lo tanto la corrosión inter granular.

Se caracteriza por tener buena resistencia a la acción corrosiva de los ácidos y tener además, en general a elevadas temperaturas buena resistencia mecánica y muy buena resistencia a la oxidación, es empleado en la industria aeronáutica, en instalaciones industriales, calderas e instalaciones sanitarias.

Composición química:

Tabla 5: Composición Química del Acero Inoxidable 321

Material	Porcentaje
Carbón	0,08 máx.
Cromo	17 – 19
Hierro	68
Manganeso	2 máx.
Níquel	9 – 12
Fósforo	0,045 máx.
Silicón	1 máx.
Azufre	0,03 máx.
Titanio	0,15

Es bueno conocer las propiedades químicas de los materiales así como sus propiedades físicas y mecánicas que serán mencionadas más adelante, ya que nos van a permitir ver su composición y entender mejor su comportamiento ante fuerzas externas y diferentes temperaturas.

2.2.3.- Soldabilidad de los materiales a analizar en el diseño:

La calidad de una soldadura también es dependiente de la combinación de los materiales usados para el material base y el material de relleno. No todos los metales son adecuados para la soldadura, y algunos metales de relleno trabajan bien con materiales base aceptable.

a.- Aceros inoxidables:

Debido a su alto contenido de cromo, los aceros inoxidables tienden a comportarse de una manera diferente a otros aceros con respecto a la soldabilidad. Los grados austeníticos de los aceros inoxidables tienden a ser más soldables, pero son especialmente susceptibles a la distorsión debido a su alto coeficiente de expansión térmica.

Algunas aleaciones de este tipo son propensas a agrietarse y también a tener una reducida resistencia a la corrosión. Hay que controlar la cantidad de ferrita en la soldadura para evitar un posible agrietamiento en caliente.

Para aliviar el problema, se usa un electrodo que deposita un metal de soldadura que contiene una cantidad pequeña de ferrita. Otros tipos de aceros inoxidables, tales como los aceros inoxidables ferríticos y martensíticos, son más complicados de soldar, y a menudo deben ser precalentados y soldados con electrodos especiales.

b.- Aluminios:

La soldabilidad de las aleaciones de aluminio varía significativamente dependiendo de la composición química de la aleación usada. Las aleaciones de aluminio son susceptibles al agrietamiento en caliente, y para combatir el problema los soldadores aumentan la velocidad de la soldadura para reducir el aporte de calor.

El precalentamiento reduce el gradiente de temperatura a través de la zona de soldadura y por lo tanto ayuda a reducir el agrietamiento en caliente, pero puede reducir las características mecánicas del material base y debe evitarse su uso cuando el material base está restringido.

El diseño del empalme también puede cambiarse, y puede seleccionarse una aleación de relleno más compatible para disminuir la probabilidad del agrietamiento en caliente. Las aleaciones de aluminio también deben ser limpiadas antes de ser soldadas, con el objeto de quitar todos los óxidos, aceites, y partículas sueltas de la superficie.

2.2.4.- Tipos de soldadura para los materiales usados:

La soldadura es un proceso de unión entre metales por la acción del calor, con o sin aporte de material metálico nuevo, dando continuidad a los elementos unidos. Es necesario suministrar calor hasta que el material de aporte se funda y una ambas superficies, o bien lo haga el propio metal de las piezas.

A continuación se mencionaran los tipos de soldaduras que se pueden aplicar al material que sea seleccionado para el diseño del asiento del avión cumpliendo con las normas aeronáuticas.

a.- La soldadura TIG (“*Tungsten Inert Gas*”):

Se caracteriza por el empleo de un electrodo permanente de tungsteno, aleado a veces con torio o zirconio en porcentajes no superiores a un 2%. Dada la elevada resistencia a la temperatura del tungsteno (funde a 3.410 °C.), acompañada de la protección del gas, la punta del electrodo apenas se desgasta tras un uso prolongado.

La gran ventaja de este método de soldadura, es básicamente la obtención de cordones más resistentes, más dúctiles y menos sensibles a la corrosión que en el resto de procedimientos, ya que el gas protector impide el contacto entre el oxígeno de la atmósfera y el baño de fusión. Además, dicho gas (argón, helio o mezclas de ambos), simplifica notablemente el soldeo de metales ferrosos y no ferrosos, ya que prescinde de empleo de desoxidantes, con las deformaciones o inclusiones de escoria que pueden implicar.

Otra ventaja de la soldadura por arco en atmósfera inerte es la que permite obtener soldaduras limpias y uniformes debido a la escasez de humos y proyecciones; la movilidad del gas que rodea al arco transparente permite al soldador ver claramente lo que está haciendo en todo momento, lo que repercute favorablemente en la calidad de la soldadura.

El cordón obtenido es por tanto de un buen acabado superficial, que puede mejorarse con sencillas operaciones de acabado e incidir favorablemente en los costes de producción. Además, la deformación que se produce en las inmediaciones del cordón de soldadura es menor.

b.- Soldadura eléctrica con electrodo:

El sistema de soldadura eléctrica con electrodo recubierto se caracteriza, por la creación y mantenimiento de un arco eléctrico entre una varilla metálica llamada electrodo, y la pieza a soldar. El electrodo recubierto está constituido por una varilla metálica a la que se le da el nombre de alma, generalmente de forma cilíndrica, recubierta de un revestimiento de sustancias no metálicas, cuya composición química puede ser muy variada, según las características que se requieran en el uso.

Para realizar una soldadura por arco eléctrico se induce una diferencia de potencial entre el electrodo y la pieza a soldar, con lo cual se ioniza el aire entre ellos (se

genera un arco eléctrico) y pasa a ser conductor, de modo que se cierra el circuito. El calor del arco funde parcialmente el material de base y de aporte, el cual se deposita y crea el cordón de soldadura.

Este tipo de soldaduras pueden ser efectuadas bajo corriente tanto continua como alterna. En corriente continua el arco es más estable y fácil de encender y las salpicaduras son poco frecuentes; en cambio, el método es poco eficaz con soldaduras de piezas gruesas. La corriente alterna posibilita el uso de electrodos de mayor diámetro, con lo que el rendimiento a mayor escala también aumenta. En cualquier caso, las intensidades de corriente oscilan entre 10 y 500 amperios.

Es importante seleccionar el procedimiento de soldadura adecuado que contemple los criterios de soldabilidad de los materiales, la selección del material de aporte y sus influencias en las propiedades mecánicas y químicas de las estructuras soldadas, y los aspectos de inspección necesarias para asegurar la eficiencia y vida útil de las mismas.

2.3.- Análisis de las estructuras del asiento:

El Análisis Estructural es la parte del proceso de proyecto que comprende el diseño, cálculo y comprobación de la estructura. Es esta una disciplina técnica y científica que permite establecer las condiciones de idoneidad de la estructura, respecto a su cometido o finalidad. Por tanto, tiene establecido su objeto en la estructura y su finalidad en el cálculo como comprobación de lo diseñado.

El análisis global de la estructura se podrá realizar, en la mayoría de los casos, utilizando las secciones brutas de los elementos. En algunos casos, cuando se desee mayor precisión en la comprobación de los estados críticos del sistema, podrán utilizarse en el análisis las secciones neta u homogeneizada.

2.3.1.- Esfuerzos cortantes:

Las fuerzas aplicadas a un elemento estructural pueden inducir un efecto de deslizamiento de una parte del mismo con respecto a otra (Dugdale ,1973). En este caso, sobre el área de deslizamiento se produce un esfuerzo cortante, tangencial, o de cizalladora (figura 2).

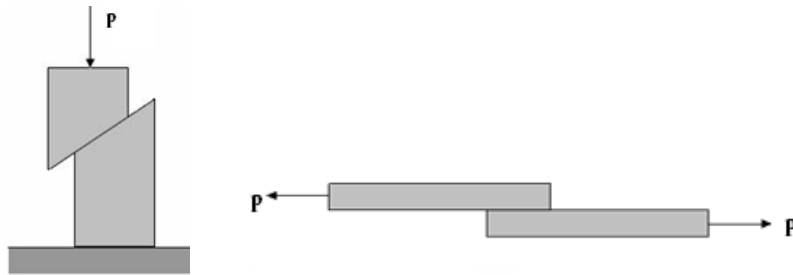
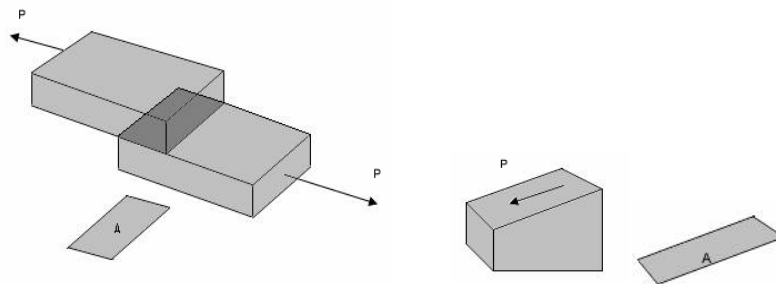


Figura 2: Esfuerzos cortantes.

El esfuerzo cortante se define como la relación entre la fuerza y el área a través de la cual se produce el deslizamiento, donde la fuerza es paralela al área. El esfuerzo cortante (τ) es una función de la fuerza (P) y el área (A):

$$\tau = P/A \quad (\text{Ec. 1})$$



$$\tau = P/A$$

Esfuerzo Cortante

La Fuerza P debe ser paralela al área A

Figura 3: Cálculo de los esfuerzos cortantes.

Las deformaciones debidas a los esfuerzos cortantes, no son ni alargamientos ni acortamientos, sino deformaciones angulares (γ) como se muestra en la figura 4:

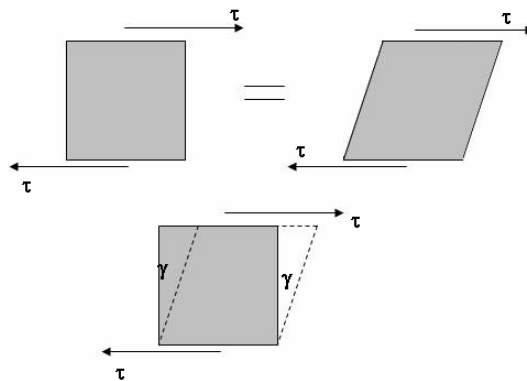


Figura 4: Deformación debida a los esfuerzos cortantes. Elasticidad para Técnicos (1973)

La Ley de Hooke para corte dice que el esfuerzo cortante (τ), será función de la deformación angular (γ) y del módulo de cortante del material (G):

$$\tau = G \gamma \quad (\text{Ec. 2})$$

Los módulos de Young (E) y cortante del material, están relacionados mediante la expresión:

$$G = E / (2 (1 + \mu)) \quad (\text{Ec. 3})$$

donde, μ es la relación de Poisson del material, corresponde a la relación entre la deformación lateral y la deformación axial de un elemento.

2.3.2.- Esfuerzos causados por flexión:

En las vigas, la flexión genera momentos internos; en un diagrama de momentos flectores internos (Shigley, 2001), un momento positivo significa que en su sección

transversal, la fibra inferior al eje neutro que coincide con el eje centroidal está sometida a esfuerzos normales de tensión, y la fibra superior al eje neutro estará sometida a esfuerzos normales de compresión.

Sin embargo, estos esfuerzos no se distribuyen en forma constante, sino que tienen una distribución variable, a partir del eje neutro hasta las fibras extremas. Para un momento flector interno (M), y una sección transversal de la viga cuya rigidez está cuantificada con el momento de inercia (I), y una distancia (Y), desde el eje neutro hasta las fibras extremas, inclusive sin llegar a los extremos, entonces el esfuerzo de tensión o de compresión experimentado (σ), se calcula como:

$$\sigma = M Y / I \quad (\text{Ec. 4})$$

Al hacer la expresión I/Y igual a Z, donde Z es el módulo de sección, se obtiene la expresión:

$$\sigma = M / Z \quad (\text{Ec. 5})$$

Esta es una expresión utilizada comúnmente en diseño mecánico, puesto que el módulo de sección por lo general es expresado en las propiedades de las secciones transversales de diversos perfiles estructurales.

2.3.3.- Análisis de las condiciones de prueba:

Según la circular 25 de Administración Federal de la Aviación, se requiere un mínimo de dos pruebas dinámicas para determinar el funcionamiento de un asiento de avión, y de sistemas interiores relacionados. El asiento y el interior próximo son considerados para actuar juntos y así, proporcionar protección al ocupante durante un accidente.

La primera prueba evalúa la suficiencia estructural del asiento, conduciendo una carga dinámica vertical de dieciséis gravedades (16g) sobre la región pélvica/lumbar del ocupante, provocando una deformación permanente de la estructura hacia abajo y delante de la posición inicial que no deben exceder de los 30 grados.

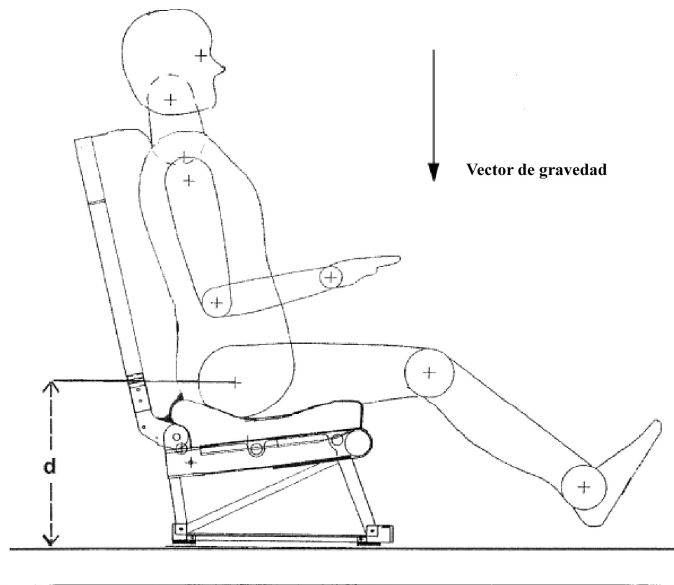


Figura 5: Representación de gravedades en la primera prueba FAA (2008)

La segunda prueba tiene como propósito demostrar que el sistema del asiento seguirá unido a la armadura del avión y actuará correctamente, aun cuando el avión y/o el asiento estén deformados por las fuerzas asociadas a un desplome, para esto se hace conducir una carga dinámica longitudinal de catorce gravedades (14g), provocando una deformación permanente de la estructura y del piso que no deben exceder de los 10 grados.

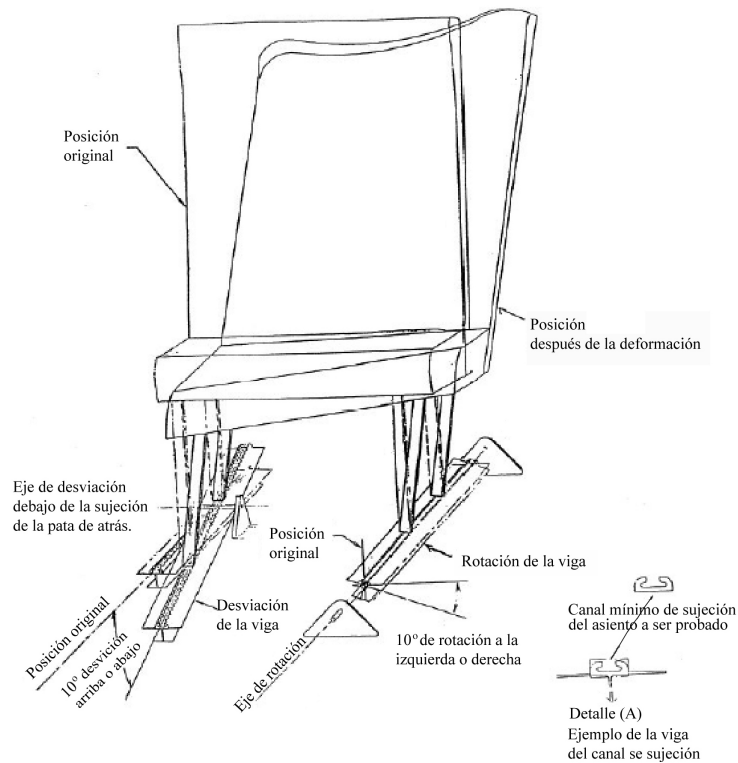


Figura 6: Esquema de deformación del piso de asiento fijado a nivel del piso FAA (2008). (Traducción libre al castellano por los autores)

2.3.4.- Criterio de resistencia a fatiga:

Un criterio de resistencia a fatiga (Shigley, 2001) es un criterio matemático para el análisis resistente de piezas sometidas a fatiga, basado en los valores de las componentes media y alternante de los esfuerzos existentes en el punto analizado. En la formulación del criterio intervienen también uno o varios de los límites de resistencia del material (límite real de fatiga, límite de fluencia o límite de rotura). En general, un criterio de resistencia a fatiga puede escribirse matemáticamente mediante una ecuación del tipo:

$$f(\sigma_m, \sigma_a, S_e, S_y, S_w) \leq 1 \quad (\text{Ec. 6})$$

Donde f es una función que depende del caso particular y σ_m es el esfuerzo medio, σ_a es el esfuerzo alternante, S_e es el límite de resistencia a la fatiga, S_y es la resistencia a la fluencia y S_{ut} es la resistencia media última a la tensión.

En el caso en que la componente de esfuerzo medio es positivo (tracción), existen distintos criterios aplicables, siendo los más empleados:

2.3.5.-Criterio de Goodman: (Shigley, 2001)

Es un criterio de resistencia a fatiga utilizado para el análisis de la resistencia de piezas sometidas a esfuerzos fluctuantes con componente de esfuerzos medio positivo. El criterio se basa en los valores de esfuerzos medio y alternante en el punto analizado y establece que la pieza resistirá en el punto analizado siempre que se cumpla:

Cualquier punto con una combinación de esfuerzos medio y alternante a la izquierda de la línea, mientras que uno a la derecha de la línea fallará según este criterio. Gráficamente el criterio se representa por una línea en el gráfico de esfuerzo medio frente a esfuerzo alternante. Dicha línea denominada línea de Goodman, representa la frontera del fallo.

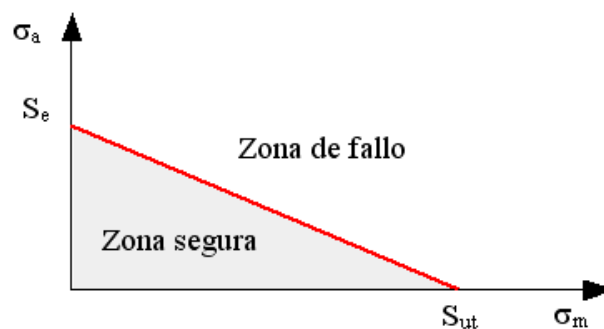


Figura 7: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Goodman

El coeficiente de seguridad (n_s) en el punto analizado se obtiene, de acuerdo con este criterio, mediante el cociente:

$$n_s = \frac{1}{\frac{\sigma_m}{S_{ut}} + \frac{\sigma_a}{S_e}} \quad (\text{Ec. 7})$$

2.3.6.- Criterio de Goodman modificado:

Criterio de resistencia a fatiga utilizado para el análisis de la resistencia de piezas sometidas a esfuerzos fluctuantes con componente de esfuerzo medio positiva. El criterio se basa en los valores de esfuerzos medio y alternante en el punto analizado y establece que la pieza resistirá en el punto analizado siempre que se cumplan las dos condiciones:

$$\frac{\sigma_m}{S_{ut}} + \frac{\sigma_a}{S_e} \leq 1 \quad (\text{Ec. 8})$$

$$\frac{\sigma_m}{S_y} + \frac{\sigma_a}{S_y} \leq 1 \quad (\text{Ec. 9})$$

La segunda condición diferencia este criterio del criterio de Goodman estableciendo la condición de que el esfuerzo total en el punto analizado (suma de las componentes medias y alternantes) no supere nunca el límite de fluencia.

Gráficamente el criterio se representa por una línea quebrada en el gráfico de esfuerzo medio frente a los esfuerzos alternantes. Para esfuerzos alternantes elevados la línea coincide con la del criterio de Goodman, mientras que para esfuerzos

alternantes pequeños, predomina la segunda ecuación anterior, representada por la línea de fluencia.

Cualquier punto con una combinación de tensiones media y alternante a la izquierda de la línea quebrada resistirá, mientras que uno a la derecha de la línea fallará según este criterio.

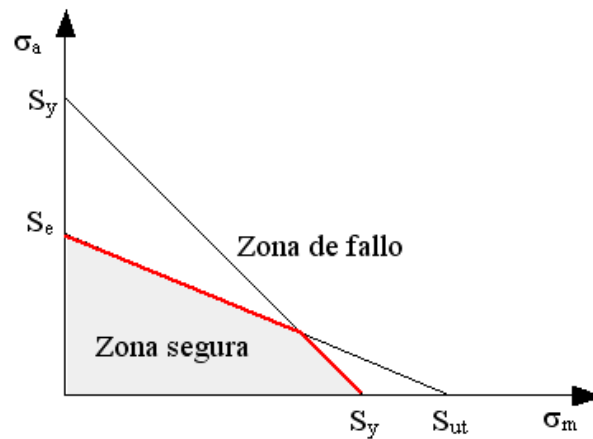


Figura 8: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Goodman modificado

El coeficiente de seguridad en el punto analizado se obtiene, de acuerdo con este criterio, mediante el cociente:

$$n_s = \min \left(\frac{1}{\frac{\sigma_m}{S_{yt}} + \frac{\sigma_a}{S_e}}, \frac{S_y}{\sigma_m + \sigma_a} \right) \quad (\text{Ec. 10})$$

Donde min significa el mínimo valor de la expresión entre corchetes.

2.3.7.- Criterio de Soderberg: (Shigley, 2001)

Criterio de resistencia a fatiga utilizado para el análisis de la resistencia de piezas sometidas a esfuerzos fluctuantes con componente de esfuerzo medio positiva. El criterio se basa en los valores de esfuerzo medio y alternante en el punto analizado y establece que la pieza resistirá en el punto analizado siempre que se cumpla:

$$\frac{\sigma_m}{S_y} + \frac{\sigma_a}{S_e} \leq 1 \quad (\text{Ec. 11})$$

Gráficamente el criterio se representa por una línea recta en el gráfico de esfuerzo medio frente a esfuerzo alternante, denominada línea de Soderberg, que indica la frontera del fallo. Cualquier punto con una combinación de esfuerzos medio y alternante a la izquierda de la línea resistirá, mientras que uno a la derecha de la línea fallará según este criterio.

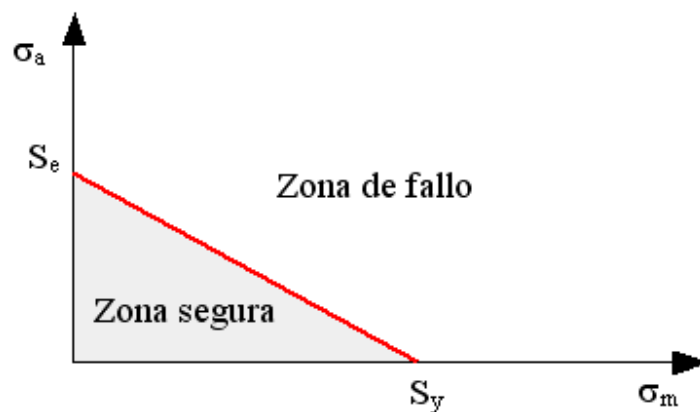


Figura 9: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Soderberg.

El coeficiente de seguridad en el punto analizado se obtiene, de acuerdo con este criterio, mediante el cociente:

$$n_s = \frac{1}{\frac{\sigma_m}{S_y} + \frac{\sigma_a}{S_e}} \quad (\text{Ec. 12})$$

2.3.8.- Criterio de Gerber: (Shigley, 2001)

Criterio de resistencia a fatiga utilizado para el análisis de la resistencia de piezas sometidas a esfuerzos fluctuantes con componente de esfuerzo medio positivo. El criterio se basa en los valores de esfuerzo medio y alternante en el punto analizado y establece que la pieza resistirá en el punto analizado siempre que se cumpla:

$$\frac{\sigma_a}{S_e} + \left(\frac{\sigma_m}{S_u} \right)^2 \leq 1 \quad (\text{Ec. 13})$$

Gráficamente el criterio se representa por una parábola en el gráfico de esfuerzo medio frente a esfuerzo alternante, denominada parábola de Gerber, que indica la frontera del fallo. Cualquier punto con una combinación de esfuerzos medios y alternante a la izquierda de la línea resistirá, mientras que uno a la derecha de la línea fallará según este criterio.

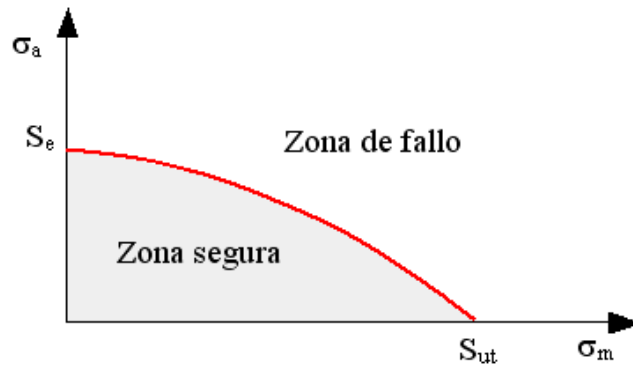


Figura 10: Gráfico de tensión media frente a tensión alternante de Gerber.

El coeficiente de seguridad en el punto analizado se obtiene, de acuerdo con este criterio, mediante el cociente:

$$n_s = \frac{1}{\frac{\sigma_a}{S_e} + \left(\frac{\sigma_m}{S_{ut}}\right)^2} \quad (\text{Ec. 14})$$

2.3.9.- Método de Elementos Finitos (MEF):

Es el empleo de los métodos numéricos en la resolución de un problema físico determinado (ANSYS, 2008). Este método numérico se basa en dividir la geometría en la que se quiere resolver un problema físico, en pequeños elementos en los cuales se resuelven las ecuaciones diferenciales correspondientes a un campo.

Estos campos pueden ser la temperatura en transmisión del calor, el campo magnético en electromagnetismo, el campo de velocidades en Mecánica de fluidos entre otros, y serán resueltos en forma discreta, teniendo en cuenta las propiedades físicas de los

materiales empleados, los elementos del entorno de vecindad, las condiciones de contorno y las fuentes generadoras de campo.

La resolución de estas ecuaciones de forma discreta se realiza de forma iterativa hasta que se alcanza convergencia en la solución. Las herramientas software que permiten hacer este proceso de forma eficiente y cómoda se denominan herramientas de análisis por elementos finitos.

El proceso de generación de la solución mediante MEF se realiza en estas herramientas en varios pasos: definición de la geometría objeto de estudio, especificación del régimen a estudiar, asignación de las propiedades físicas de los materiales, asignación de las condiciones de contorno, aplicación de las cargas, mallado de la geometría, resolución del problema y análisis de la solución.

a.- Definición de la geometría objeto de estudio:

Consiste en la obtención de un dibujo en 2D o 3D, en malla, de las formas de los diferentes objetos en los que se pretenden resolver las ecuaciones de campo. Para efectuar este cometido suelen tener una herramienta de diseño asistido por computadora (CAD) por debajo.

b.- Especificación del régimen a estudiar:

Para el estudio del asiento se estudiarán los esfuerzos y las deformaciones, las herramientas de análisis por elementos finitos permiten realizar un análisis en régimen permanente o en régimen transitorio. Es en esta fase en la que se especifica el tipo de régimen a estudiar.

c.- Asignación de las propiedades físicas de los materiales:

Es aquí donde las propiedades termo físicas tales como la conductividad térmica, la densidad y el calor específico, se asignan a cada uno de los objetos que se han generado en la fase de definición de la geometría. Estas herramientas suelen tener una base de datos de propiedades de materiales, de forma que la fijación de propiedades térmicas se realice de forma más cómoda.

d.- Aplicación de las cargas:

Se entiende por cargas, las fuentes activas de campo. Para el estudio del asiento se utilizaron solicitaciones que pueden ser cargas puntuales, distribuidas o gravitatorias ya que este se ensayará en condiciones en donde se le aplican gravedades verticales y horizontales, es decir esfuerzos cortantes.

e.- Mallado de la geometría:

La geometría objeto de estudio se divide en diferentes elementos en los que resuelven las ecuaciones de campo. Las herramientas de análisis por elementos finitos suelen tener herramientas por debajo que mallan de forma automática y permiten que el usuario lo haga de forma más fina las zonas que más le convenga. Es por ello que este proceso es una tarea clave en el proceso de Métodos de elementos Finitos.

Para el estudio se utiliza el ANSYS como herramienta proporcionado por el programa de diseño mecánico INVENTOR; Este malla automáticamente y proporciona herramientas para generación de mallas desde cualquier tipo de geometría para diferentes aplicaciones. En modelados sólidos la solución que proporciona, son mallas tetraédricas, triangulares y estructurales que se aplican en las geometrías más

complicadas. Con la detección y la disposición automáticas del contacto, el programa hace un análisis.

f.- Resolución del problema:

En esta fase del proceso de diseño del asiento, es donde se aplica el método de análisis por elementos finitos, para obtener la solución del problema físico de forma iterativa, en este caso los cálculos de esfuerzos, deformación y factor de seguridad. La solución se obtiene en cada uno de los elementos en que se descompone la geometría. Aunque siempre es posible sumar o integrar estos pequeños elementos en una región determinada, ya sea área o volumen.

El estudio de la estructura nos va a permitir a través de cálculos y el uso del software INVENTOR a comprobar su funcionabilidad, resistencia y durabilidad. La teoría de esfuerzos nos va a permitir ver cómo va a suceder la deformación.

En los análisis se tienen que seguir las normas y sugerencias de las circulares aéreas ya que nos van a proporcionar un mínimo de pruebas dinámicas para determinar el funcionamiento de un asiento para el Jefe de Máquinas y de sus sistemas interiores relacionados. A través de esto podremos comprobar la suficiencia estructural a diseñar sabiendo que este actuará correctamente y seguirá unido a la armadura del avión aun cuando esté deformado por las fuerzas asociadas a un desplome.

Para eso se tomarán en cuenta los criterios de fatiga en donde intervienen los límites de resistencia de los materiales, de fatiga y fluencia. Cuando una pieza es sometida a tensiones fluctuantes se podrán utilizar criterios de Goodman, Gerber y Soderberg buscando de ellos el más óptimo para el tipo de análisis.

En el próximo capítulo vamos a definir el problema, y junto a una metodología de diseño podremos desarrollar criterios que nos permitan de una manera más objetiva

obtener un diseño y desarrollarlo. Es muy importante regirse por normas y reglamentos aeronáuticos ya que así lo exigen los diferentes países que operan aviones militares y civiles tomando en cuenta el uso que se le va a dar en la aviación. Un asiento requiere del estudio de las horas diarias que se va a usar, las temperaturas a las que se va a exponer en condiciones normales y adversas, las fuerzas de gravedad que se ven involucradas en su uso cotidiano así como al momento de descensos o ascensos bruscos o desplomes.

En el diseño del asiento hay que respetar las limitaciones de peso en cuanto a la cantidad y distribución, también hay que tomar en cuenta la seguridad de la tripulación y pasajeros de acuerdo a las normativas aeronáuticas mencionadas y a las características físicas y modificaciones que se le puedan hacer al avión. En cuanto a las características físicas se consideran las dimensiones del asiento, la ergonomía y los materiales cuyas propiedades físicas y químicas cumplan con los requerimientos necesarios para el uso que se le va a dar así como el proceso de fabricación.

3.- MARCO PRÁCTICO:

Para el diseño del asiento lo primero que se realizó fue la definición del problema, después de tener bien claro el problema hicimos una tormenta de ideas, obtenida la tormenta de ideas realizamos una matriz morfológica para comparar y evaluar criterios que nos permitieron seleccionar las ideas más favorables y que mejor se adaptaran al problema, para posteriormente ser desarrolladas y analizadas.

3.1.- Definición del problema (análisis de la necesidad)

Los aviones Cessna Citation I y II, del Grupo de Transporte aéreo N° 5 son tripulados por el Piloto, Copiloto y el Jefe de Máquinas quien tiene que observar los instrumentos de vuelo y reportar cualquier irregularidad que exista en los diferentes componentes de los sistemas aeronáuticos que deben ser rápidamente solventadas para garantizar una operatividad segura y continua. Es necesario que ellos tengan una visión completa de los instrumentos de vuelo.

Actualmente los aviones Cessna Citation I y II no cuentan con una distribución adecuada de asientos que se ajuste a las necesidades del Jefe de Máquinas, que debería estar situado detrás del Piloto y Copiloto con una visión completa de los instrumentos de la cabina, por tal motivo han utilizado hasta los momentos uno ubicado en la sección de pasajeros teniendo una posición inadecuada ya que no es ergonómica, es insegura y carece de una visión completa de los instrumentos de vuelo, por ello surge la necesidad por parte del grupo de desarrollar un asiento que se ajuste a esas especificaciones.

El asiento del Jefe de Máquinas como cualquier otro componente de un avión debe ser certificado por la Administración Federal de la Aviación y para ello tendrá que cumplir con los requerimientos que dicha organización establece, además de ser diseñados con materiales que sean ligeros, resistentes ante condiciones climáticas

adversas, que tenga resistencia al fuego o capacidad ignífuga, que no presenten ningún riesgo y que a su vez sean fáciles de usar en su fabricación.

Su fijación debe soportar factores de carga y condiciones de aterrizaje de emergencia aplicables a los asientos de pasajeros de la aeronave y su ubicación no debe restringir el acceso a, o uso de, cualquiera de las salidas regulares o de emergencias requeridas del pasillo en el compartimiento de pasajeros. Además no debe perturbar la visión de ningún pasajero, de cualquier señal de salida de emergencia requerida, a menos que sean provistas señales auxiliares u otros medios para la correcta notificación a los pasajeros.

El diseño de un asiento para el Jefe de Máquinas es un trabajo tanto de diseño como de mejora del sistema, en la cual se tendrá que considerar un procedimiento que abarque la participación de una variedad de factores como lo son las cargas estáticas, los esfuerzos, el peso, centro de gravedad, maquinarias, utensilios, mecanismos y equipos, que a su determinada función facilitarán la construcción del asiento.

El diseño del asiento para el Jefe de Máquinas, puede comprender cambios en la zona cercana a la cabina de mando, así como también requerirá diseñar o rediseñar un asiento que sirva para las necesidades del Jefe de Máquinas y que a la vez cumpla con todas las normas y parámetros.

3.2.- Generación de soluciones (tormenta de ideas):

Para generar las soluciones de una manera objetiva se procedió a realizar una tormenta de ideas, esta es una técnica de grupo para generar ideas originales en un ambiente relajado, la misma contó con la participación de ingenieros mecánicos, jefes de máquinas, tapiceros aeronáuticos, estructuristas aeronáuticos, licenciados en químicas, diseñadores gráficos, deportistas extremos, entre otros. Una vez obtenido un gran número de ideas se procedió a la explicación de las mismas, esto con la

finalidad de entenderlas e ir descartando las ideas que estaban fuera de lugar, así llegamos a un grupo más reducido de ideas que se presenta a continuación.

3.2.1.- Propuesta N°1: Un asiento desplazable hacia el centro.

Esto consiste básicamente en diseñar un asiento que contenga un sistema de anclaje parecido al de los asientos actuales del avión y además tenga un mecanismo de desplazamiento horizontal compuesto de cuatro barras que lo trasladen al centro de la cabina de mando. El sistema de anclaje se escoge así para no tener que hacer modificaciones a la estructura del avión.

3.2.2.- Propuesta N°2: Colocar un asiento en la parte de atrás del avión.

Colocar un asiento en la parte posterior del avión, que se mueva hacia adelante. Es necesario que este se ubique al final del pasillo, el cual tendrá una base e irá acoplado a un riel que le permitirá desplazarse desde la parte posterior hasta la parte de adelante. La base sería modificada así como el ancho estaría sujeto a las dimensiones del pasillo.

3.2.3.- Propuesta N°3: Hacer un asiento abatible detrás del copiloto.

Este estaría ensamblado detrás de la pared que separa la cabina del resto del avión, guardado dentro de una caja, en lo que se abre la tapa superior de la caja, se levanta para sacarlo de la misma, va a estar sujeto por un brazo, y al encontrarse afuera se abrirá una base para enganchar el asiento a un riel y que no se mueva, el respaldar se levantará y llegará hasta una posición tope que le permitan las bisagras en donde permanecerá inmóvil.

3.2.4.- Propuesta N°4: Hacer un asiento removible

Esto consiste básicamente en tener un asiento de características similares a los actuales del avión, con la excepción de que este tendrá dimensiones que le permitan ajustarse al pasillo y se colocara entre piloto y copiloto. Se ajustara en los dos rieles originales, en donde quedará fijo.

3.2.5.- Propuesta N°5: Mover los controles para la parte de atrás.

Esto consiste en mover los controles e instrumentos de vuelo que le conciernen al Jefe de Máquinas desde la cabina de mando hasta un lugar dentro de la cabina de pasajeros que le permita tener acceso a ellos. Para hacer esto hay que extender las conexiones desde la nariz del avión hasta el lugar seleccionado.

3.2.6.- Propuesta N°6: Colocar una silla plegable que salga del suelo.

El asiento estaría plegado en un compartimiento en el piso del avión justo a la entrada de la cabina de mando, que al ser desplegado hacia arriba por un sistema hidráulico llegará a la posición de trabajo en donde permanecerá inmóvil hasta ser plegado nuevamente.

3.2.7.- Propuesta N° 7: Asiento plegado dentro de un cajón.

Consiste en colocar un cajón detrás de la cabina de mando, dicho cajón estará fijado en los rieles actuales del avión, y tendrá una gaveta que al abrirla servirá de asiento, la gaveta tendrá rieles y un respaldo abatible con bisagras.

3.2.8.- Propuesta N°8: Sacar el mini bar o el baño.

Si se retira el mini bar o baño dependiendo de la configuración del avión, habrá más espacio lo cual permitiría colocar un asiento en esa posición con un ancho mayor a los comunes, sin interrumpir el paso. Dichos baños o bares actualmente se encuentran inoperativos.

El resto de las ideas obtenidas en la tormenta no fueron de todo descartadas, se mantuvieron presentes a lo largo de todo el trabajo y las podemos encontrar en el apéndice A.

Una vez obtenidos, reconocidos y enmarcados los diseños potencialmente factibles, se utilizó un sistema de evaluación y selección, que permitiera la obtención de los mejores disponibles.

3.3.- Evaluación y selección:

La evaluación de las ideas se hizo a través de una matriz morfológica, para estas se utilizaron criterios de selección, a los cuales se les asignó un valor porcentual, que al sumarlos nos permitió terminar de seleccionar las ideas más favorables y que mejor se adaptaron a la solución del problema.

3.3.1.- Matriz morfológica:

La matriz morfológica ayuda a identificar la mejor solución considerando varios criterios, los cuales a su vez tendrán un valor porcentual de acuerdo a su importancia relativa, sumando todos los criterios se seleccionaran las propuestas que tengan mejores resultados.

Usualmente el criterio que predomina es el beneficio-costos (producción, consumo y

optimización), que podría definirse como la relación existente entre la utilidad y el costo. El prever cuán bien resultará cada alternativa adoptada, es la parte clave y más exigente del proceso de toma de decisiones.

Los criterios utilizados para la identificación de la mejor propuesta son:

1. Tamaño del asiento: El tamaño del asiento tiene que ir relacionado al tamaño del ocupante el cual tiene que estar representado por más del 50 % del ocupante común, es decir masculino de 1,7 metros de altura y aproximadamente 75 Kg.
2. Modificaciones en el avión: son todas las modificaciones que hay que hacerle al avión para poder instalar el asiento.
3. Ergonomía: se basa en tratar de adaptar los productos, las tareas, las herramientas, los espacios, el entorno en general a la capacidad y necesidades de las personas, de manera que mejore la eficiencia, seguridad y bienestar de los usuarios.
4. Visibilidad: El Jefe de Máquinas debe tener visibilidad completa de los instrumentos del avión a la hora de hacer lectura de una medida o tomar alguna corrección.
5. Seguridad: El asiento debe de brindarle al ocupante un sistema de seguridad a la hora de presentarse una falla en alguno de los elementos que componen los diferentes mecanismos.
6. Comunicación: Es muy importante que el Jefe de Máquinas tenga una comunicación fuerte y clara con el piloto y copiloto en el lugar en donde esté situado.

7. Evacuación del personal del avión: La idea seleccionada, debe permitir a la tripulación del avión y pasajeros poder evacuar de manera rápida y segura el avión en el momento necesario.
8. Aspecto físico: La idea seleccionada no debe desmejorar el aspecto físico del avión es decir debe conservar armonía en el diseño.
9. Costo de fabricación: los costos que se tomarán en cuentas serán desde la adquisición de material para su construcción así como su producción.

Para evaluar que criterio tenía más peso sobre otro, a cada uno de estos se les asignó un valor lógico, con estos valores lógicos se determinó el valor porcentual que junto a un valor de importancia permitió calcular que ideas era más favorables para la solución del problema.

a.- Evaluación de cada criterio:

Para evaluar que criterio era más favorable, comparamos en una tabla a cada uno de ellos con respecto al otro y dependiendo de su importancia en la solución del problema se les asigno un valor lógico.

Se decidió utilizar operadores lógicos ya que son utilizados para admitir o rechazar proposiciones. (Morris, 1990), El comportamiento de un operador lógico se define por una tabla de verdad en donde se muestra el resultado que produce la aplicación de un determinado operador con dos valores lógicos. Interpretando los valores de verdad como 1 y 0 en el sentido:

Valor 1: igual o más importante

Valor 0: menos importante

Los valores de importancia pueden producir 0 o 1 según unas condiciones definidas, cuando se presenta una idea contra otra se establecerá un juicio personal de los autores para otorgar el valor con la intención de crear criterios de una manera más objetiva. Como podemos ver en la Tabla 6, **leyendo de arriba hacia abajo**, la seguridad es más importante que la ergonomía o el aspecto físico por tal motivo en la intersección de estos aparece el numero 1.

Tabla 6: Evaluación de los criterios de selección aplicados a las ideas propuestas

	Tamaño del asiento	Modificaciones en el avión	Ergonomía	Visibilidad	Seguridad	Comunicación	Evacuación del personal del avión	Aspecto físico	Costo de fabricación
Tamaño del asiento	1	1	1	1	1	1	1	0	1
Modificaciones en el avión	0	1	1	1	1	1	1	0	1
Ergonomía	0	0	1	1	1	1	1	0	1
Visibilidad	0	0	0	1	1	1	0	0	0
Seguridad	0	0	0	0	1	1	0	0	0
Comunicación	0	0	0	0	0	1	0	0	0
Evacuación del personal del avión	0	0	0	1	1	1	1	0	0
Aspecto físico	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Costo de fabricación	0	0	0	1	1	1	1	0	1
TOTAL	2	3	4	7	8	9	6	1	5

Luego de totalizar los valores y ver cuales tienen mayor relevancia, encontramos que los criterios de visibilidad, seguridad, comunicación y evacuación del personal del avión son los que arrojaron valores más altos, por lo tanto tienen mayor importancia, luego en orden le siguen el costo, ergonomía, modificaciones en el avión, tamaño y aspecto físico. Esto nos permite asignar un valor porcentual a los criterios de selección de ideas.

El juicio personal que hemos tomado ha sido considerando las normativas y regulaciones aéreas, así como la evaluación de necesidades en los aviones y del personal que trabaja en ellos. También se realizaron unas encuestas al personal del Grupo Aéreo de Transporte N 5 (ver apéndice) posterior a este ejercicio en donde pudimos corroborar la importancia de cada ítem.

b.-Valor porcentual de cada criterio:

El valor porcentual (V.P.) lo calculamos dividiendo el total lógico de cada criterio entre la suma de todos los totales y luego ese valor lo multiplicamos por 100. Por ejemplo, la ergonomía en la tabla 6 tuvo un valor de 4 puntos, esos 4 puntos lo dividimos entre 45 que fue el valor de todos los totales y después lo multiplicamos por 100, así nos da que la ergonomía tiene un valor porcentual de 8,89. La siguiente tabla muestra el valor porcentual asignado a cada criterio de selección.

Tabla 7: valor porcentual para los criterios de selección.

CRITERIOS	V.L.	V.P.
Tamaño del asiento	2	4,45
Modificaciones en el avión	3	6,66
Ergonomía	4	8,89
Visibilidad del Jefe de Maquinas	7	15,55
Seguridad	8	17,78
Comunicación	9	20,00
Evacuación del personal del avión	6	13,33
Aspecto físico	1	2,24
Costo de fabricación	5	11,10
TOTAL	45	100

c.- Evaluación y selección de las propuestas:

Una vez obtenidos los valores porcentuales de cada criterio procedimos a realizar la evaluación de cada propuesta, utilizando la siguiente escala numérica:

- La menos favorable (1).
- Poco favorable (2).
- Favorable (3).
- Muy favorable (4).
- La más favorable (5)

A continuación se muestra la Tabla 8, en donde se evalúa cada propuesta de acuerdo a los criterios tomando los valores porcentuales de cada uno (Tabla 7) multiplicándolos por el número asignado para totalizar las propuestas a analizar, obteniendo los totales definitivos para la selección de la idea a desarrollar.

Debido a las grandes ventajas que ofrece la matriz morfológica, elaborada con todas las propuestas obtenidas y evaluada con criterios de diseño, se obtuvo que las mejores propuestas fueron las número uno y ocho con un valor total de 4,91 y 4,73. Estas propuestas son parte de la solución seleccionada para desarrollar. La propuesta siete tuvo poca diferencia con la ocho por lo que se tomara en cuenta para consideración del diseño.

Tabla 8: Evaluación de las ideas propuestas a través de criterios de selección. Elaborada por los autores.

	V.P. (%)	PROPUESTAS															
		1		2		3		4		5		6		7		8	
		EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT
Tamaño del asiento	4.45	5	0.22	2	0.089	4	0.178	3	0.134	2	0.089	3	0.134	5	0.223	5	0.223
Modificaciones en el avión	6.66	4	0.27	1	0.067	5	0.333	3	0.2	3	0.2	5	0.333	4	0.266	4	0.266
Ergonomía	8.89	5	0.44	1	0.089	5	0.445	4	0.356	4	0.356	5	0.445	4	0.356	3	0.267
Visibilidad del J.M.	15.6	5	0.78	1	0.156	4	0.622	3	0.467	5	0.778	4	0.622	5	0.778	5	0.778
Seguridad	17.8	5	0.89	1	0.178	1	0.178	5	0.889	4	0.711	1	0.178	5	0.889	5	0.889
Comunicación	20	5	1.00	1	0.2	5	1	4	0.8	5	1	4	0.8	4	0.8	5	1
Evacuación	13.3	5	0.67	1	0.133	2	0.267	1	0.133	1	0.133	2	0.267	4	0.533	5	0.667
Aspecto físico	2.24	4	0.09	2	0.045	3	0.067	4	0.09	3	0.067	1	0.022	2	0.045	4	0.09
Costo de fabricación	11.1	5	0.56	1	0.111	4	0.444	4	0.444	3	0.333	5	0.555	4	0.444	5	0.555
TOTAL	100		4.91		1.067		3.533		3.511		3.667		3.355		4.333		4.733

V.P.: Valor porcentual (tomado de la Tabla 7).

EV.: Evaluación del criterio.

TOT.: Total obtenido de multiplicar EV. por el valor porcentual dividido entre 100.

3.4.- Descripción del diseño seleccionado:

Inicialmente se tomó como idea las propuestas de la tormenta, buscando mejorarlas se consideró la línea de diseño en el interior de los aviones Cessna Citation I y II de la Aviación Militar en Venezuela y se buscó que el asiento tuviera características estéticas semejantes a las actuales del avión para que al momento de incorporar el nuevo hubiese armonía en toda la cabina.

El asiento diseñado, como el resto de los existentes en los aviones está compuesto por un respaldo, una base superior, un mecanismo de translación horizontal y una base inferior.

Como podemos ver en la figura 11, el respaldo está conformado por una estructura de tubos circulares, cubiertos en la parte delantera por una superficie acolchada ergonómica de tres capas, la estructura se sujeta a la base superior a través de cuatro barras soldadas, haciendo que exista una inclinación permanente entre el respaldo y la base superior de 95 grados, posición estándar para los asientos de cabina de los Citation I y II. según fabricantes.

La base superior está conformada por una estructura cuadrada de tubos circulares y una estructura de láminas dobladas unidas por un perfil, la estructura cuadrada está cubierta en la parte superior por un almohadón de iguales características a las que cubren la estructura del respaldo y unida a la estructura de láminas mediante soldadura en los puntos de contacto. La estructura de láminas se une al mecanismo de translación mediante tornillos.

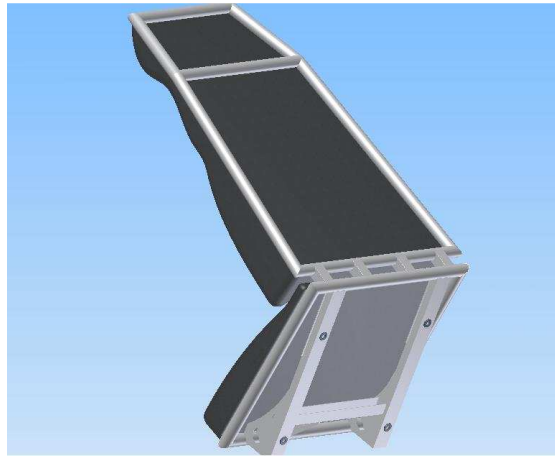


Figura 11: Asiento de avión

La base inferior del asiento es una estructura de tubos cuadrados igual a la que poseen los asientos originales del avión, y conserva el mismo sistema de sujeción a los rieles del interior del avión ya que por normativas de la Cessna no se podrá alterar el interior de la estructura de ninguna manera, esta la podemos observar en la figura 12.

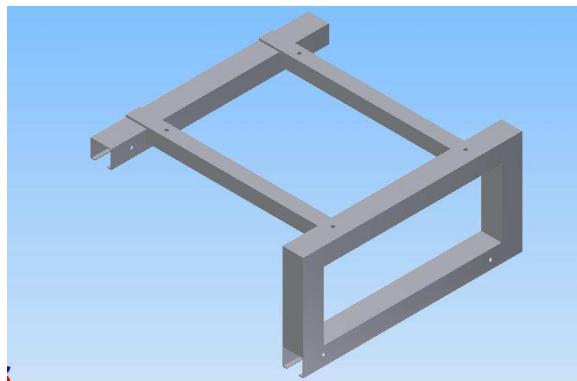


Figura 12: Base inferior del asiento

El mecanismo de translación horizontal va ubicado entre la base superior y la base inferior del asiento y es el que nos va a permitir llevar el asiento desde de un lado del avión hasta el centro del mismo, para el diseño de esta pieza usamos dos variantes:

3.4.1.- Variante 1: Mecanismo de cuatro barras rotatorias.

La base superior sujeta a la base inferior del asiento a través de un mecanismo de cuatro barras rotatorias. Este va a girar de manera tal que las cuatro barras se muevan paralelamente y al mismo tiempo, permitiendo el desplazamiento del asiento desde un costado del pasillo hasta una posición ubicada en el centro del avión, como se observa en las figuras 13 y 14.

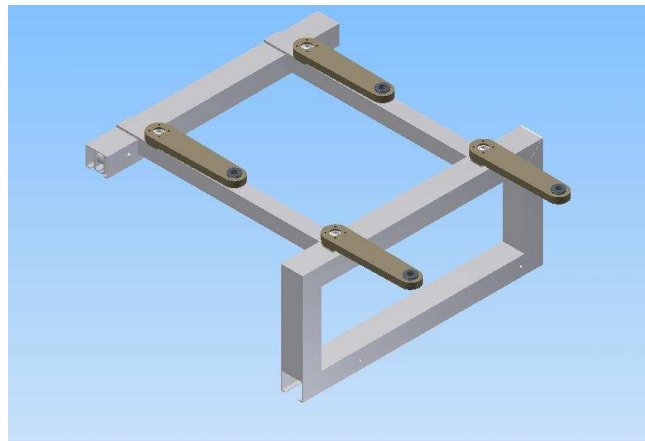


Figura 13: Base inferior del asiento con el mecanismo de cuatro barras rotatorias



Figura 14: Asiento sobre su base inferior utilizando el mecanismo de cuatro barras rotatorias

3.4.2.- Variante 2: Mecanismo de rieles.

La base superior se sujeta a la base inferior del asiento a través de un mecanismo de rieles. Estos rieles telescópicos seleccionados de uso comercial, le permiten desplazarse horizontalmente desde un lado hasta el centro del avión, como se observan en las figuras 15 y 16.

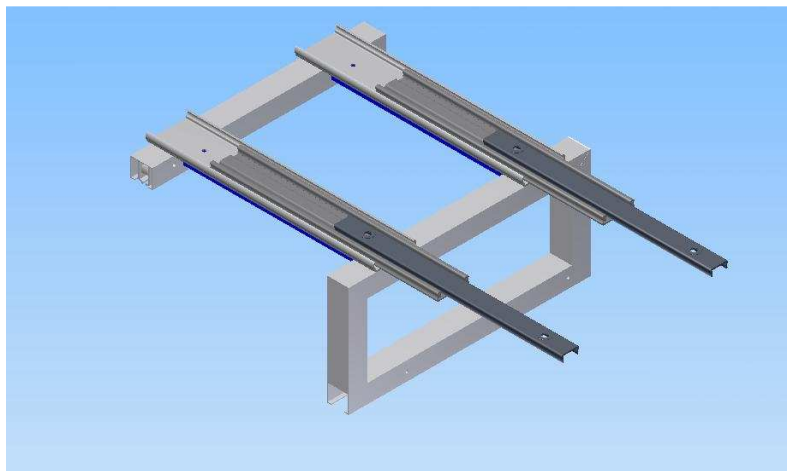


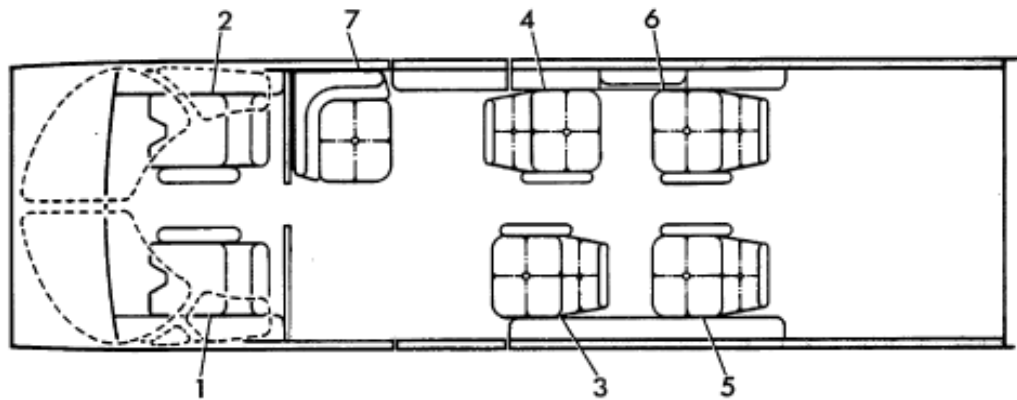
Figura 15: Base inferior del asiento utilizando sistema de rieles telescópicos



Figura 16: Asiento sobre su base inferior utilizando los rieles telescópicos

La finalidad de estos mecanismos como se mencionó anteriormente es desplazar el asiento desde un lado del pasillo hasta el centro de la cabina de mando, ya que el asiento a la hora de despegar y aterrizar se va encontrar ubicado justo detrás del copiloto viendo hacia la nariz.

En la figura 17 podemos observar la configuración estándar del avión; el diseño que estamos desarrollando va a sustituir el puesto N. 7, que como bien podemos observar este ve hacia la cola del avión y no tiene movilidad alguna.



1: PILOTO, 2:COPILOTO, 3-6: PASAJEROS, 7:JEFE DE MÁQUINAS

Figura 17: Configuración estándar de asientos en el Cessna Citation I y II.

Luego de obtenida la propuesta definitiva y realizado el diseño, se procedió a realizar los cálculos de cada una de las piezas y mecanismos que compondrán cada variante. Es aquí donde se evaluarán las condiciones más desfavorables a través de dos pruebas independientes que exige la Administración Federal de la Aviación.

3.5.- Pruebas Realizadas:

La primera prueba tuvo como propósito demostrar que el sistema del asiento seguiría unido a la armadura del avión actuando correctamente, aun cuando el aeroplano o el asiento se hubieran deformados por las fuerzas asociadas a un desplome, para esto se hizo conducir una carga dinámica longitudinal de catorce gravedades (14g), provocando una deformación permanente de la estructura y del piso que no excedieran de los 10 grados.

La segunda prueba evaluó la suficiencia estructural del asiento, a través de una carga dinámica vertical de dieciséis gravedades (16g) sobre la región pélvica/lumbar del ocupante, provocando una deformación permanente de la estructura hacia abajo y adelante de la posición inicial que no excediera de los 30 grados.

Una persona en condiciones normales resiste un máximo de nueve gravedades antes de morir, por lo tanto estas aceleraciones de gravedades nos ofrecen un factor de seguridad de 1,55 para la primera prueba y de 1,77 para la segunda.

La Administración Federal de la Aviación dice que por norma para el cálculo de las cargas aplicadas en estas pruebas hay que utilizar una masa promedio representada por más del 50 % del ocupante común, es nuestro caso esa masa promedio es de aproximadamente 75 Kg, sin embargo nosotros por cuestiones de seguridad vamos a trabajar con una masa de 100 Kg, esto nos genera un factor de seguridad de 1,33.

3.6.- Selección del material:

Para la selección del material se realizará el análisis de los diseños por elementos finitos tomando en cuenta las propiedades de los materiales que se muestran en la tabla comparativa de propiedades mecánicas de los materiales.

Tabla 9: Propiedades mecánicas de las aleaciones estudiadas.

Material	Densidad (kg/m ³)	Resist. última (MPa)	Límite de fluencia (MPa)	Módulo elasticidad (GPa)	Conductividad térmica (W/m.K)	Expansión Térmica Lineal (10 ⁻⁵ /C)	Calor específico (J/Kg.K)	Poisson
Aluminio 2024-T3	2780	469	324	73,1	121	2,28	920	0,330
Aluminio 7075-T6	2795	572	103	71,7	173	2,34	960	0,330
Acero 17-40	7600	1378,95	1275,53	197	17.814	1,08	461	0,272
Acero 321	8027	500	205	193	17.814	1,80	500	0,272

3.7.- Análisis por Método de Elementos Finitos:

Todos los asientos del avión deben ser capaces de resistir las cargas dinámicas aplicadas en las pruebas realizadas. El estudio lo realizaremos con el método de elementos finitos (MEF) el cual es un método numérico que permite hacer análisis y simulación en condiciones reales de un diseño. Los pasos del método son:

- Modelado geométrico.
- Generación de Mallas.
- Formulación del modelo.
- Solución.

Como herramienta del MEF hemos utilizado el software ANSYS proporcionado por el programa INVENTOR. Para mayor comodidad de trabajo hemos dividido el asiento en cuatro partes que analizaremos en forma independiente.

3.7.1.- Análisis del respaldar del asiento:

El respaldar del asiento fue diseñado con tubo de sección transversal circular de 1 pulgada de diámetro y un calibre de 4 mm, como podemos ver en la figura 18 el mismo consta de dos tubos verticales unidos por 3 tubos horizontales. El tubo

horizontal inferior, tiene cuatro tubos cuadrados de 1 pulgada de lado y 1 pulgada de alto, estos son los que van a permitir unir el respaldar a la base superior.

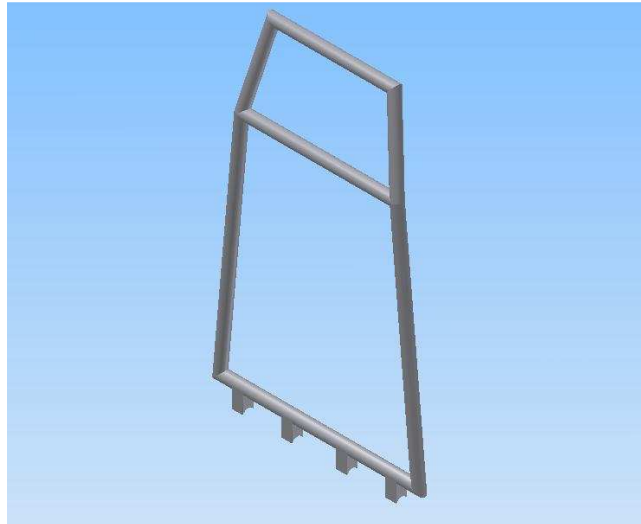


Figura 18: respaldar del asiento

Para analizar el respaldar del asiento, vamos a someterlo única y exclusivamente a la prueba de cargas horizontales ya que por la forma en que están aplicadas las cargas verticales, el mismo no se ve afectado por estas.

a.- Cargas horizontales aplicadas al respaldar del asiento:

Para el cálculo de la fuerza utilizada en este estudio se va a usar un sesenta por ciento (60%) de la masa corporal, diez por ciento (10%) en el área de la cabeza y cincuenta (50%) en el área del respaldar, información proporcionada por el traumatólogo F. Tovar y referenciado en Moore, (2005). Esos valores representan la distribución de la masa del cuerpo cuando una persona está debidamente sentada y apoyada sobre un respaldar

Como se muestra en la figura 19, en los tubos del apoya cabezas se aplicaron cargas de 350 N cada una, estas corresponden al diez por ciento (10%) de la carga total que resulta de multiplicar la masa promedio del ocupante (con su factor de seguridad) por las catorce gravedades que exige la norma, mientras que en los tubos de la parte del tronco de la persona se aplicaron cargas de 1750 N cada una, estas corresponden al cincuenta por ciento (50%) de la carga total que resulta de multiplicar la masa promedio del ocupante por las mismas 14 gravedades.

Los cuatro puntos de unión con la base superior del asiento serán empotrados simulando la soldadura utilizada para unir ambas partes.

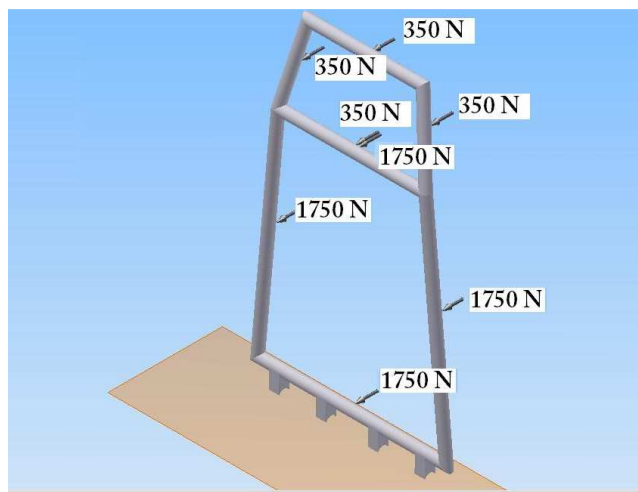


Figura 19: Cargas horizontales aplicadas al respaldo del asiento.

La segunda fase del método de elementos finitos que corresponde al mallado del respaldo del asiento, dicho mallado es suministrado por el software y es de estructura tetraedrica, como lo podemos ver en la figura 20.

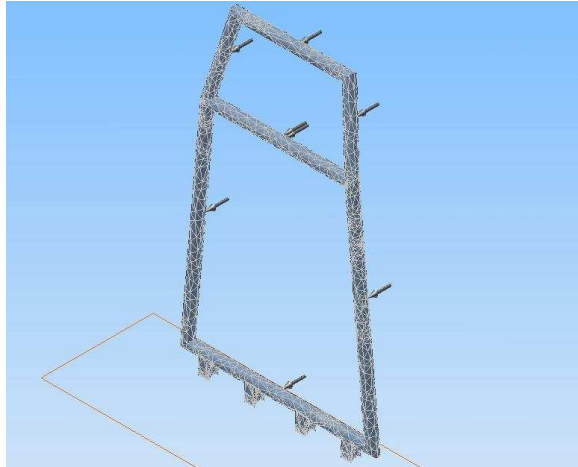


Figura 20: Mallado del respaldar del asiento

En la figura 21 podemos observar cómo queda la pieza construida en acero inoxidable 17-4 después de aplicadas la cargas, el marco de fondo transparente es el respaldar en estado inicial y el marco compuesto de diferentes colores es el deformado, los colores como bien podemos ver en la leyenda corresponden a los diferentes valores de esfuerzos equivalentes que ocurren en la diferentes partes del respaldar al ser aplicadas las cargas.

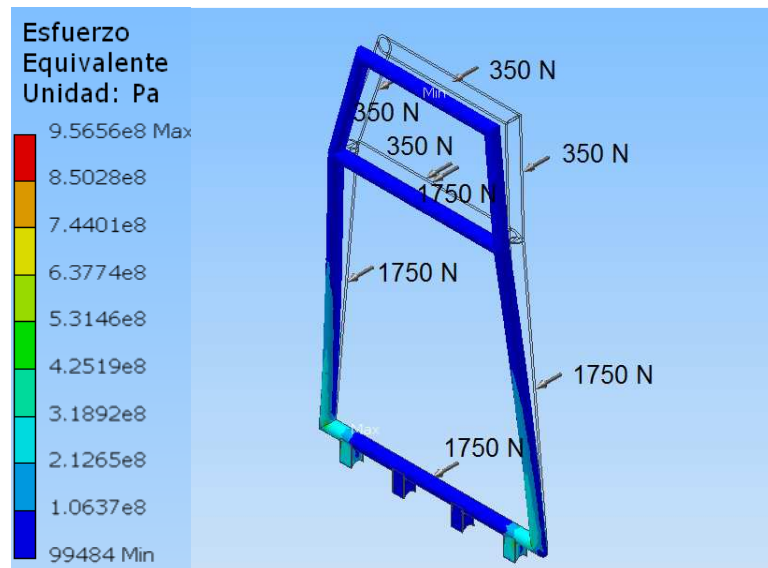


Figura 21: Análisis de esfuerzos del Respaldo en Acero inoxidable 17-4.

Este análisis se realizó con cuatro materiales distintos y los resultados de esfuerzo equivalente y factor de seguridad lo podemos observar en la tabla 10

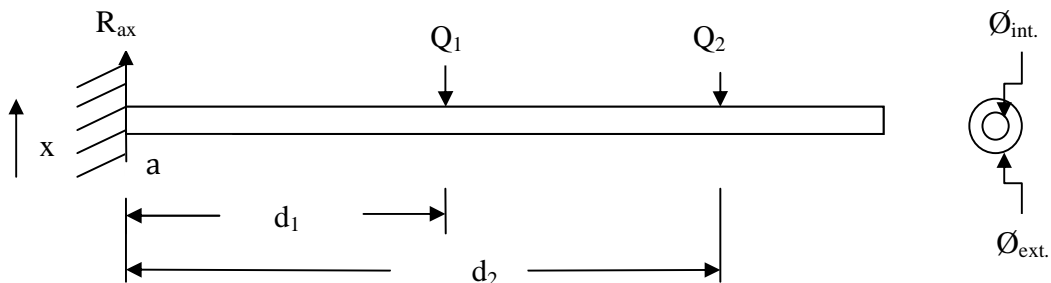
Tabla 10: Resultados del respaldar con aplicación de cargas horizontales y diferentes materiales.

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (MPa)	957	957	957	957
Factor de Seguridad	0,34	0,34	1,32	0,47

Como bien podemos observar en la tabla anterior los materiales que mejor soportan las cargas son los aceros 17-4 y 321. El respaldar construido en acero 17-4 nos arroja un factor de seguridad de 1,32 mientras que el construido en acero 321 es de tan solo 0,47, por tal motivo el material que mejor soporta esta carga es el acero 17-4.

b.- Comprobación matemática:

Para corroborar los resultados arrojados por el programa se procedió hacer un análisis matemático. Lo primero que hicimos fué el estudio del diagrama de cuerpo libre, para eso tomamos uno de los tubos verticales, lo empotramos en uno de sus extremos y le aplicamos las mismas porciones de cargas que le suministramos al programa para el método de elemento finito.



Donde Q_1 y Q_2 son las cargas aplicadas y R_{ax} es la reacción en el apoyo.

Figura 22: Diagrama de cuerpo libre.

Luego en el punto “a” hicimos sumatoria de fuerzas en el eje x (ΣF_{ax}) y sumatoria de momentos (ΣM_a), para obtener las reacciones en dicho punto en la condición de equilibrio:

$$\sum F_{ax} = 0 \quad (\text{Ec. 15a})$$

De acuerdo al diagrama de cuerpo libre de la figura 22 tenemos:

$$R_{ax} - Q_1 - Q_2 = 0 \quad (\text{Ec. 15b})$$

Sustituyendo los valores $Q_1=1.750 \text{ N}$ y $Q_2=350 \text{ N}$, se obtiene:

$$R_{ax} = 2.100 \text{ N}$$

Para los momentos en condición de equilibrio tenemos:

$$\sum M_a = 0 \quad (\text{Ec. 16a})$$

$$M_a - M_{Q1} - M_{Q2} = 0 \quad (\text{Ec. 16b})$$

Los momentos de cada fuerza los calculamos así:

$$M_{Q1} = Q_1 * d_1 ; M_{Q2} = Q_2 * d_2 \quad (\text{Ec. 16c})$$

Sustituyendo en la (Ec. 16b) los valores indicados de $d_1= 0,26 \text{ m}$, $d_2= 0,60 \text{ m}$ y los de las cargas anteriores, conseguimos:

$$M_a = 665 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Obtenidas las reacciones calculamos los esfuerzos usando la (Ec. 4), en el punto donde el momento es máximo, en este caso el punto máximo es “a”.

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

Donde el valor de M es obtenido en la página anterior, Y es la mitad del \emptyset_{ext} . (0,025m) (ver figura 22) y la inercia se calculo así:

$$I = \left(\frac{\pi}{64}\right) * (\emptyset_{\text{ext}}^4 - \emptyset_{\text{int}}^4) \quad (\text{Ec. 17})$$

Con $\emptyset_{\text{ext}} = 0,025 \text{ m}$ y $\emptyset_{\text{int}} = 0,021 \text{ m}$ y sustituyendo los valores numéricos en la (Ec.4) conseguimos:

$$\sigma = 864 \text{ MPa}$$

Este valor de esfuerzo va a ser el valor de esfuerzo máximo (σ_{max}), el valor de esfuerzo mínimo (σ_{min}) va ser cero (0), esto se debe a la situación de asiento desocupado, donde el momento debido a la carga del material del asiento es despreciable.

Teniendo los valores de esfuerzo máximo y mínimo procedimos a calcular el esfuerzo alternante (σ_a) y el esfuerzo medio (σ_m).

$$\sigma_a = |(\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{min}})/2| = \left| \frac{864 - 0}{2} \right| = 432 \text{ MPa} \quad (\text{Ec. 18})$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\text{max}} + \sigma_{\text{min}}}{2} = \frac{864 + 0}{2} = 432 \text{ MPa} \quad (\text{Ec. 19})$$

Con los valores de esfuerzo alternante y medio calculados, obtuvimos el factor de seguridad (n) por el criterio Goodman (Ec. 7)

$$\left(\frac{\sigma a}{S_e}\right) + \left(\frac{\sigma m}{S_{ut}}\right) = \left(\frac{1}{n}\right)$$

Donde el límite de resistencia a la fatiga (Se) es de 740 MPa, calculado con los factores de Marin y el valor de resistencia media última a la tensión (Sut) es de 1.378,95 como lo podemos ver en la tabla 9.

Sustituyendo los valores numéricos se tiene que el factor de seguridad es

$$n = 1,11$$

Como bien podemos observar el factor de seguridad obtenido en el procedimiento matemático es de 1,11 y según la tabla 10 el factor de seguridad obtenido a través de análisis por elementos finitos es de 1,32, esto nos indica que el análisis de elemento finito tiene un error del 15,9% respecto al cálculo matemático, dicho error puede provenir de las reacciones de los otros tubos. Se tomara como referencia el valor obtenido por MEF.

Los tubos de la estructura del respaldar, al igual que el resto de las partes del asiento, serán unidos entre sí usando soldadura TIG, de igual manera se unirá la estructura completa con la base superior.

c.- Cálculo de la soldadura:

El respaldar presenta un punto crítico en la parte que se une con la estructura de tubos de la base superior, dicha unión va ser hecha por soldadura a tope con una garganta

(h) de 4 mm, la misma va estar sometida a una carga cortante (V) de 2.100 N y a un momento flector (M) de 665 N·m., provenientes de la cargas horizontales aplicadas al respaldar anteriormente.

Debido a la complicación de la geometría, el cálculo del factor de seguridad lo vamos a hacer utilizando tres formas distintas, esto con la finalidad de tener varias opciones a la hora de realizar la unión.

La primera forma es observando el asiento desde la parte superior, desde aquí vamos a ver la soldadura en forma de rectángulo donde uno de sus lados es el perímetro de media circunferencia y el otro lado es el ancho del tubo de unión.

La segunda forma es observando el asiento desde la parte lateral, desde aquí vamos a ver la soldadura en forma de media circunferencia donde el diámetro es igual al del tubo circular de la estructura del respaldo.

La tercera forma es observando el asiento desde la parte frontal, desde aquí vamos a ver la soldadura en forma de dos líneas paralelas cuya longitud es el ancho del tubo cuadrado que une al respaldar con la base superior.

A continuación vamos a mostrar los cálculos de la segunda forma, ya que esta es la más desfavorable, el resto de las formas la podemos ver en la Tabla E1 ubicada en el apéndice E, aquí también podremos revisar las soldaduras en los puntos críticos de las siguientes partes del asiento.

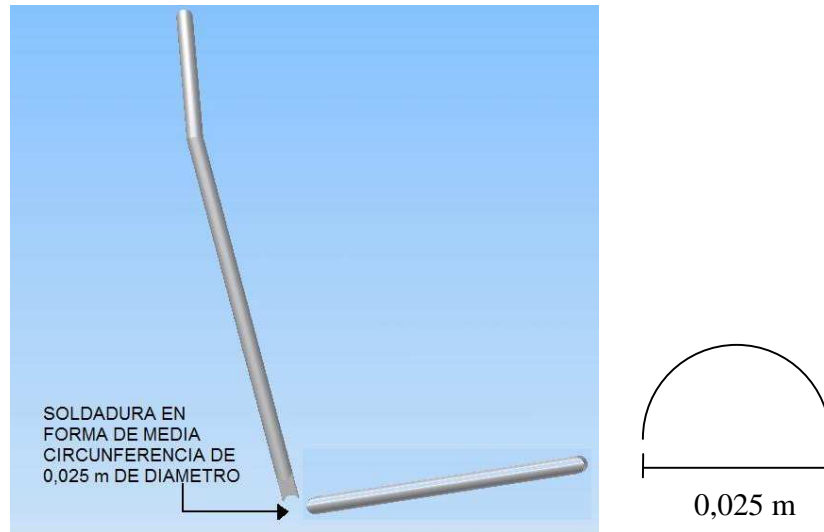


Figura 23: Soldadura en forma de media circunferencia.

En la tabla 9.3 del Shigley (2.001) conseguimos como calcular el área de la garganta (A) y el segundo momento de área unitaria I_u .

$$A = 1,14 * \pi * h * r \quad (\text{Ec. 20})$$

$$I_u = \pi * r^3 \quad (\text{Ec. 21})$$

Donde $h = 0,004$ y r es $0,0127$, sustituyendo estos valores en las (Ec, 20) y (Ec.21) obtuvimos:

$$A = 1,81 \times 10^{-4} m^2$$

$$I_u = 6,45 \times 10^{-6} m^3$$

Teniendo el área de la garganta y el segundo momento de área unitaria calculamos el esfuerzo cortante producido por la fuerza cortante y el esfuerzo producido por el momento flector.

$$\tau' = \frac{V}{A} \quad (\text{Ec. 22})$$

$$\tau = \frac{(M * Y)}{I} \quad (\text{Ec. 23})$$

$$I = 0,707 * h * Iu \quad (\text{Ec. 24})$$

Sustituyendo los valores de la fuerza cortante (V) de 2.100 N, de momento flector (M) de 665 N·m, del área de la garganta y del segundo momento del área unitaria obtenidas en la página anterior tenemos:

$$\tau' = 12,42 \text{ MPa}$$

$$\tau = \frac{(665 * 0,0127)}{1,36 \times 10^{-8}} = 621 \text{ MPa}$$

Una vez obtenido el mayor esfuerzo calculamos el esfuerzo alternante y medio, utilizando las (Ec. 18 y 19).

$$\sigma a = 310,5 \text{ MPa}$$

$$\sigma m = 310,5 \text{ MPa}$$

Con los valores de esfuerzo alternante y medio calculados, obtuvimos el factor de seguridad (n) por el criterio Goodman (Ec. 7)

$$\left(\frac{\sigma a}{S_e}\right) + \left(\frac{\sigma m}{S_{ut}}\right) = \left(\frac{1}{n}\right)$$

Sustituyendo los valores numéricos se tiene que el factor de seguridad es

$$n = 1,55$$

Este factor de seguridad es de 1,55, esto nos indica que no importa cuál de las geometrías planteadas seleccionemos para esta soldadura, ya que todas van a soportar la carga aplicada.

Después de hacer el análisis al respaldar y corroborar todos los resultados conseguimos que el mejor material para construir el respaldo es el acero inoxidable 17-4, dicho material nos ofrece un factor de seguridad de 1,32 que al ser multiplicado por los factores de seguridad de la gravedad y la masa nos termina dando un factor de 2,72.

La superficie acolchada que recubre la estructura tubular del asiento va ser construida con tres capas de espumas fabricadas con sustancias ignífugas, cubiertas con cuero certificado para interiores de avión, para evitar inconvenientes y garantizar que esto se cumpla es necesario que el material y la mano de obra sean suministradas por una industria de tapizados aeronáuticos certificada.

3.7.2.- Base superior del asiento:

Para ser menos complicado el análisis de la base superior del asiento la vamos a dividir en dos partes, la primera la denominamos estructura de tubos y la segunda la denominamos estructura de láminas.

a.- Estructura de tubos de la base superior del asiento:

La estructura de tubos de la base superior del asiento fue diseñada con cuatro tubos de sección transversal circular de 1 pulgada de diámetro y un calibre de 4 mm a los tubos se les realizó en los extremos cortes de 45 grados para que al unirlos formaran un cuadrado, esto lo podemos observar en la figura 24.

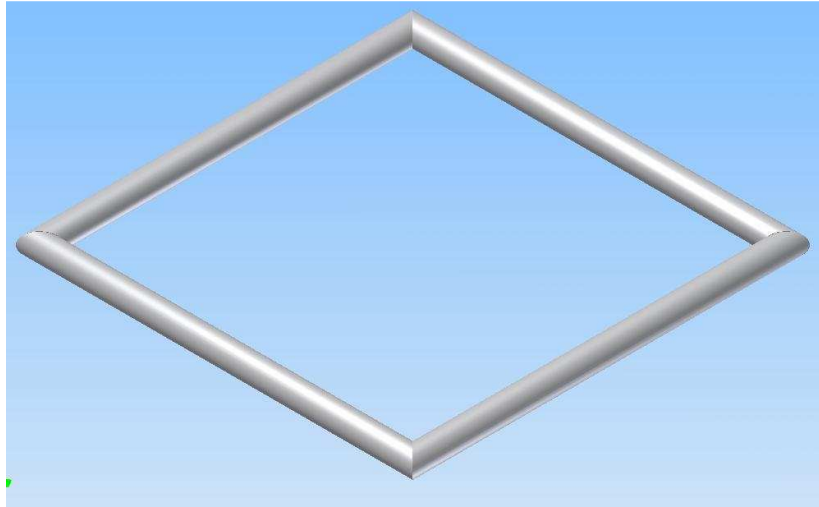


Figura 24: Estructura de tubos de la base superior del asiento.

Para analizar la estructura se sometió a una prueba de cargas horizontales y a una prueba de cargas verticales.

a.1.- Cargas horizontales aplicadas a la estructura de tubos de la base superior del asiento:

El análisis de las cargas horizontales se realizó aplicando cuatro momentos transferidos de 665 N·m y cuatro cargas de 2.100 N en los puntos donde se une el respaldar y la estructura de tubos de la base superior del asiento, y en el tubo opuesto se aplicó una carga equivalente de 5.604,75 N que representa el otro 40% de la distribución corporal, empotrando esta estructura en los puntos que unen a este con la estructura de láminas. Esto lo podemos observar en la figura 25.

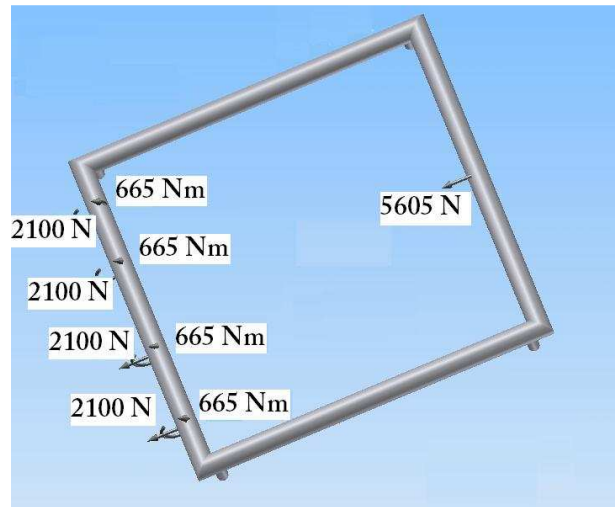


Figura 25: Estructura de tubos de la base superior del asiento con aplicación de cargas horizontales.

El mallado generado por INVENTOR para hacer el análisis por método de elemento finito, lo podemos ver en la figura 26, como se observa el mallado es de forma tetraédrica.

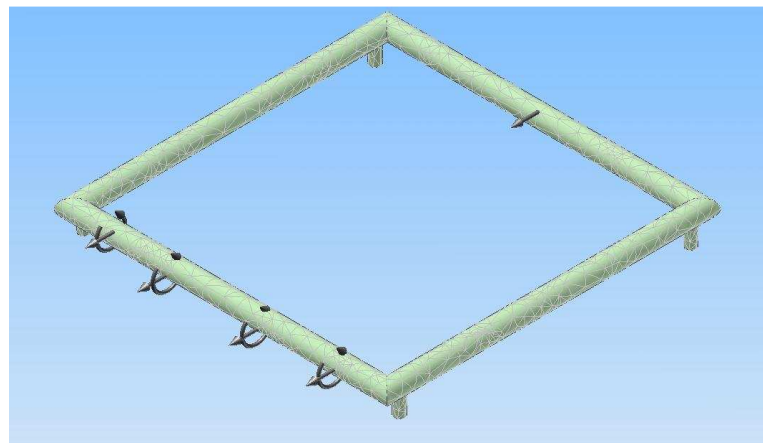


Figura 26: Malla de estructura de tubos de la base superior.

En la figura 27 se observa cómo queda la pieza deformada después de aplicadas la cargas, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como bien

podemos observar en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

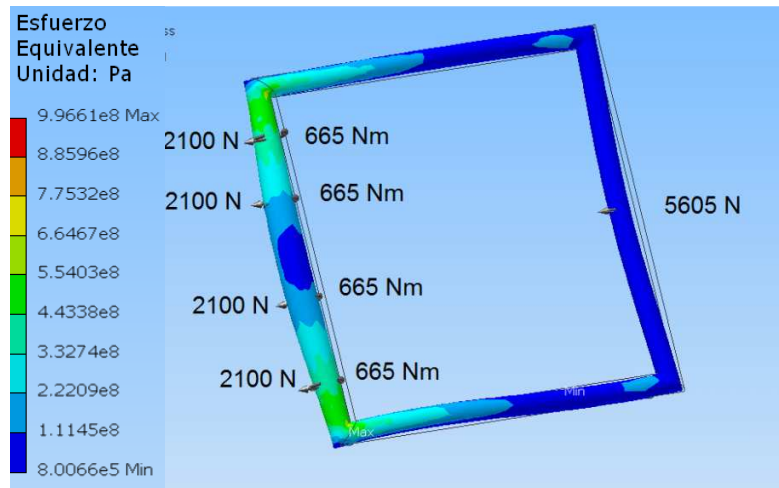


Figura 27: Análisis de esfuerzos de la estructura de tubos de la base superior con cargas horizontales en acero inoxidable 17-4.

La tabla 11 muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales.

Tabla 11: Resultados de análisis de estructura de tubos de la base superior con aplicación de cargas horizontales.

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	996	996	996	996
Factor de Seguridad	0,33	0,10	1,28	0,46

Como bien podemos observar en la tabla anterior, la estructura diseñada en acero inoxidable 17-4 un factor de seguridad de 1,2799, es esta la razón por la cual este acero es el más favorable para construir la pieza.

a.2.- Cargas verticales aplicadas a la estructura de tubos de la base superior del asiento:

El análisis de las cargas verticales se realizó aplicando cuatro cargas de 4.000 N cada una, distribuidas en los diferentes tubos que conforman la pieza, las cargas provienen de multiplicar la masa promedio del ocupante por las dieciséis gravedades (16 g) que exige la norma. La estructura será empotrada en los puntos de contacto de esta con la estructura de láminas. Esto lo podemos observar en la figura 28.

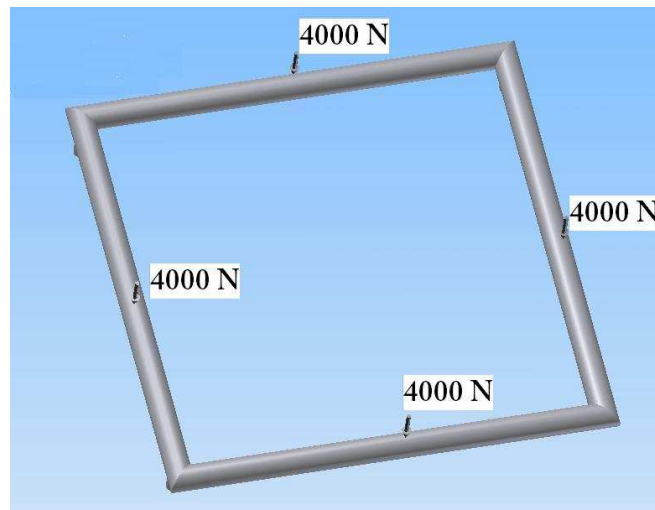


Figura 28: estructura de tubos de la base superior del asiento con aplicación de cargas verticales.

La segunda fase del método de elementos finitos que corresponde al mallado del respaldar del asiento, dicho mallado es suministrado por el software y es de estructura tetraédrica, como lo podemos ver en la figura 29.

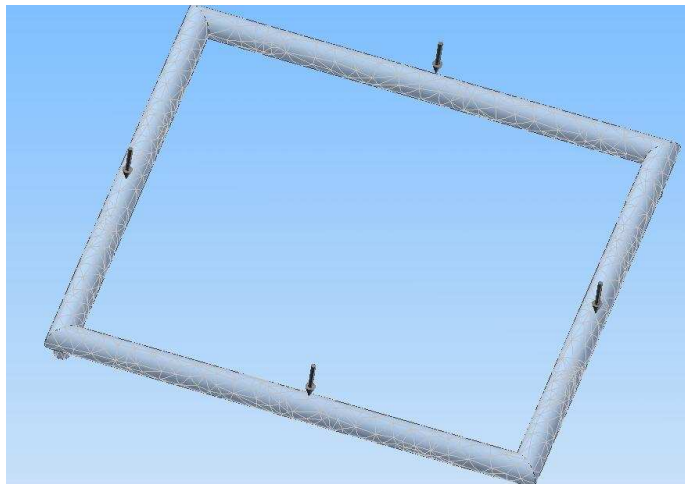


Figura 29: Malla de estructura de tubos de la base superior.

En la figura 30 se observa cómo queda la pieza deformada después de aplicadas la cargas, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como bien se puede observar en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

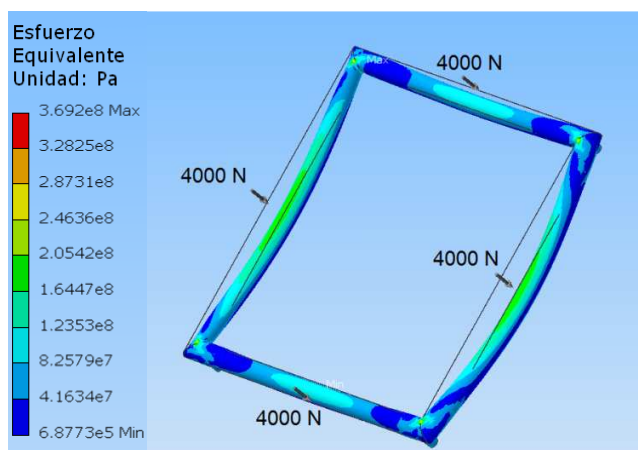


Figura 30: Análisis de esfuerzos de la estructura de tubos de la base superior del asiento con cargas verticales en acero inoxidable 17-4.

La tabla 12 muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales, como bien podemos observar el acero 17-4 es el que nos genera un factor de seguridad más alto siendo de 3,45.

Tabla 12: Resultados de análisis de estructura de tubos de base superior del asiento con aplicación de cargas verticales.

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	369	369	369	369
Factor de Seguridad	0,90	1,42	3,45	1,21

Los cálculos de comprobación de esfuerzo y del factor de seguridad de esta estructura los encontramos en la tabla C1, en el apéndice C.

Esta estructura tubular va estar unida por soldadura a la estructura de láminas en los puntos de contacto mediante cordones de soldadura en forma de líneas continuas y los cálculos se encuentran en la Tabla E1, en el apéndice E.

Después de hacer los dos análisis nos queda que el diseño nos ofrece un factor de seguridad mínimo de 1,27 que al ser multiplicado por los factores de seguridad de la gravedad y la masa nos queda un factor total de 2,62.

Esta estructura tubular será recubierta en la parte superior por una superficie acolchada que va ser construida con tres capas de espumas fabricadas con sustancias ignífugas, cubiertas con cuero certificado para interiores de avión, para evitar inconvenientes y garantizar que esto se cumpla es necesario que el material y la mano de obra sean suministradas por una industria de tapizados aeronáuticos certificada.

b.- Estructura de láminas de la base superior del asiento:

La estructura de láminas se diseñó doblando dos láminas de 1,8 mm de espesor y unidas en la parte delantera por una lámina de 1,8 mm de espesor doblada en forma de U, esto lo podemos observar en la figura 31.

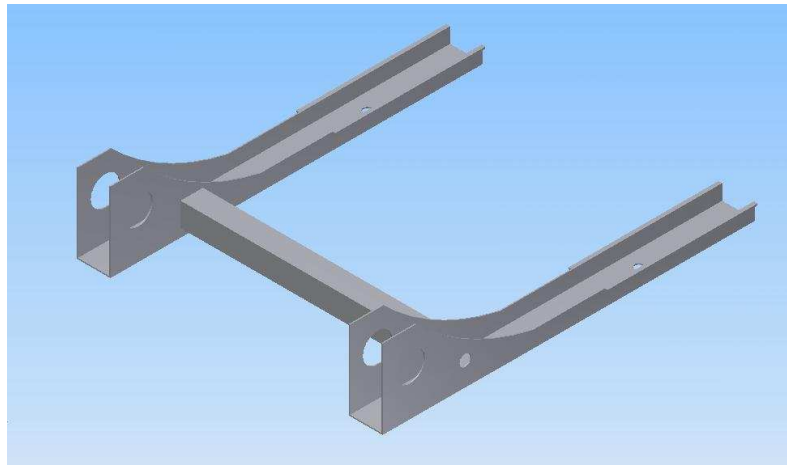


Figura 31: Estructura de láminas de la base superior del asiento.

Para analizar la estructura de láminas de la base superior del asiento, la misma se sometió a una prueba de cargas horizontales y a una prueba de cargas verticales.

b.1.- Cargas horizontales aplicada a la estructura de láminas de la base superior del asiento:

El análisis de las cargas horizontales se realizó aplicando cargas provenientes de los puntos de contacto entre esta pieza y la estructura de tubos, en la parte delantera las cargas aplicadas fueron de 1.400 N mientras que en la parte posterior fueron de

3.000N. Esta pieza se empotró en los agujeros que la unen con el mecanismo de translación horizontal. Todo esto lo podemos observar en la figura 32.

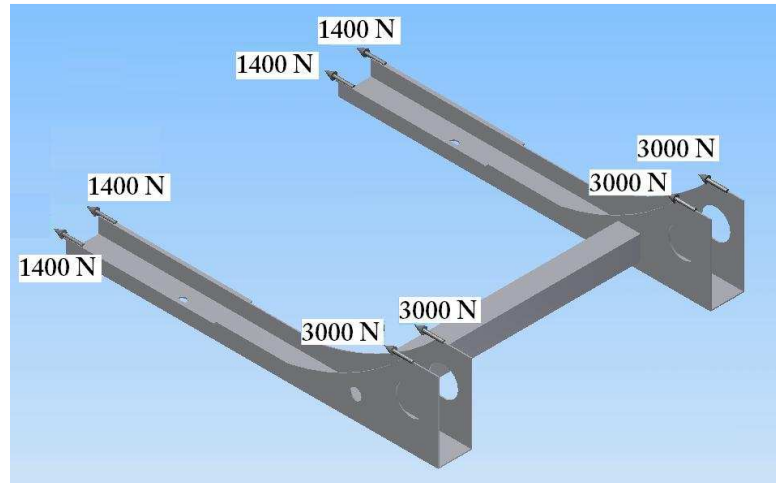


Figura 32: estructura de láminas de la base superior del asiento con cargas horizontales.

La figura 33 muestra el mallado generado por INVENTOR para hacer el análisis por método de elementos finitos, como bien podemos observar el mallado utiliza estructuras tetraédricas.

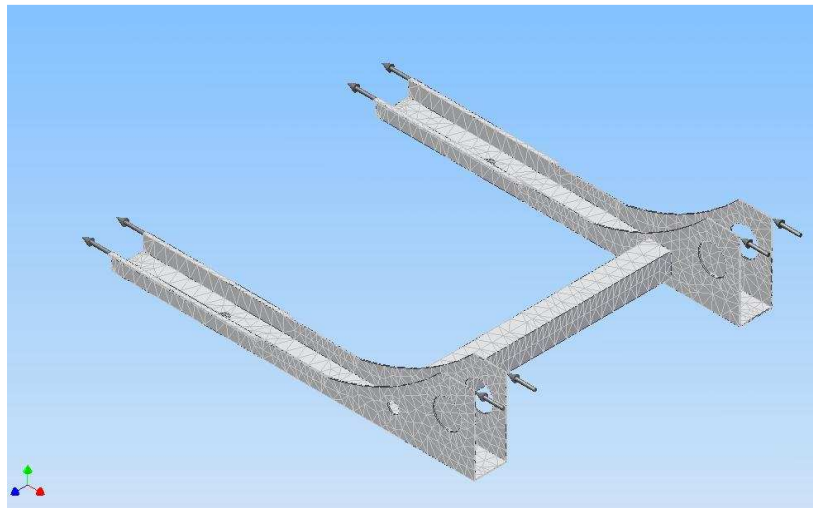


Figura 33: Malla de estructura de láminas de la base superior del asiento.

La deformación de la pieza después de aplicadas la cargas, la podemos observar en la figura 34, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como se observa en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

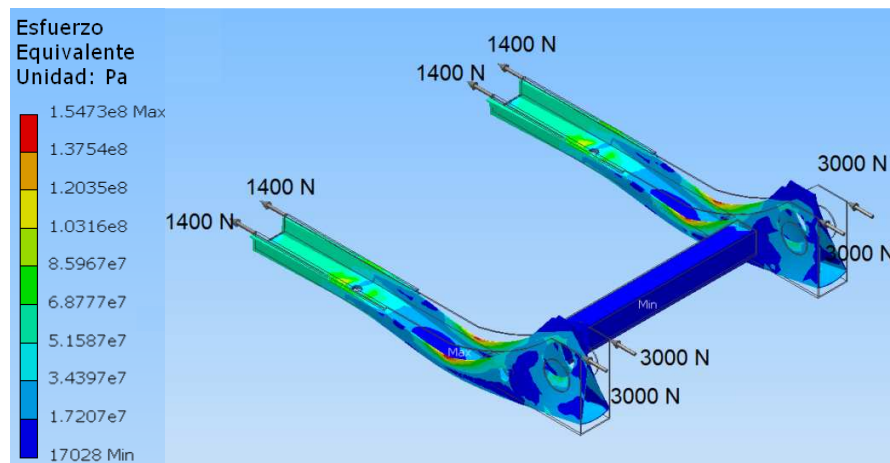


Figura 34: Análisis de esfuerzos de la estructura de láminas de base superior del asiento con cargas horizontales en acero inoxidable 17- 40.

La tabla 13 muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente, deformación y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales.

Tabla 13: Resultados de análisis de la estructura de láminas de base superior con aplicación de cargas horizontales.

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	154	154	154	154
Factor de Seguridad	2,12	3,29	8,24	2,94

Como bien podemos observar en la tabla anterior, todos los materiales, soportan las cargas, siendo la estructura diseñada en acero inoxidable 17-4 la que genera mejor

resultado, un factor de seguridad de 8,24, por lo tanto para seleccionar el material hay que ver los resultados obtenidos en el estudio de las cargas verticales.

b.2.- Cargas verticales aplicada a la estructura de tubos de la base superior del asiento:

El análisis de las cargas verticales se realizó aplicando cargas de 2.000 N. provenientes de los puntos de contacto entre esta y la estructura de tubos. Esta pieza se empotro en los agujeros que la unen con el mecanismo de translación horizontal. Todo esto lo podemos observar en la figura 35.

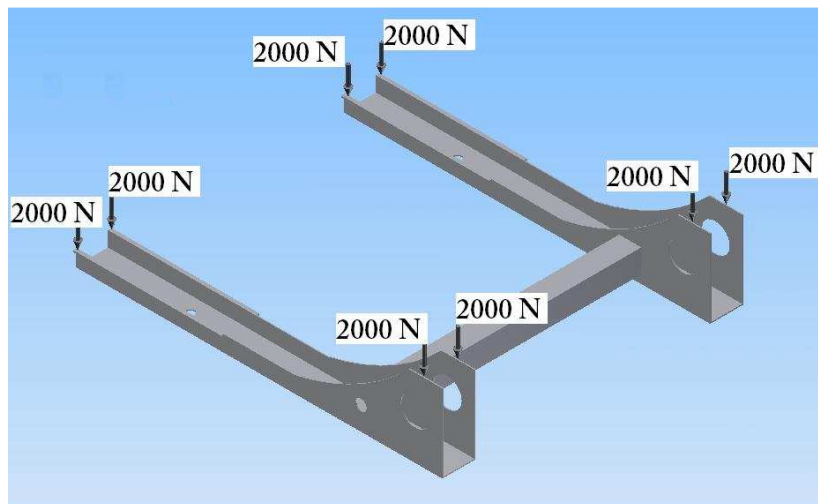


Figura 35: Estructura de láminas de base superior con cargas verticales.

La figura 36 muestra el mallado generado por INVENTOR para hacer el análisis por método de elementos finitos, como se observa el mallado utiliza estructuras tetraédricas

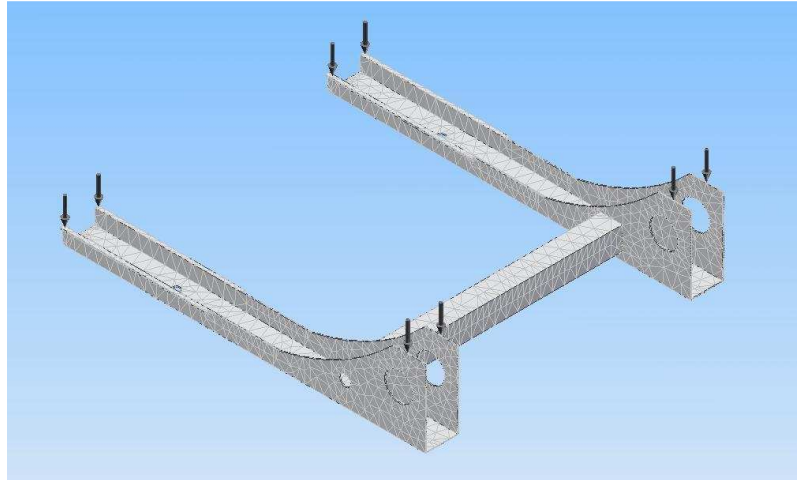


Figura 36: Malla de la estructura de láminas de base superior cargas verticales.

La deformación de la pieza después de aplicadas la cargas, la podemos observar en la figura 37, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como se observa en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

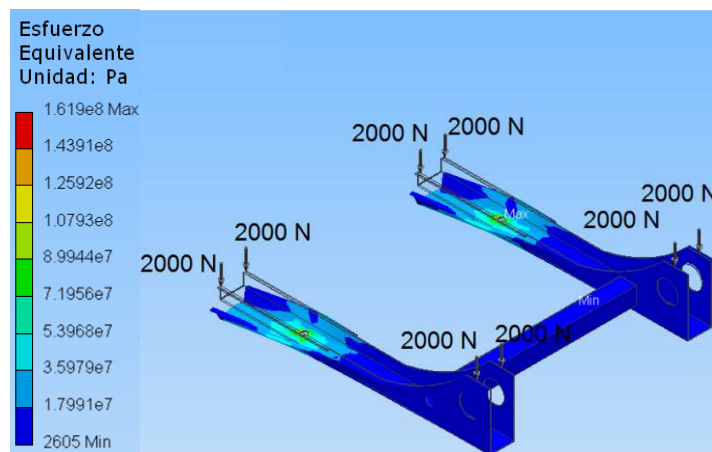


Figura 37: Análisis de esfuerzos de la estructura de láminas de base superior con cargas verticales en acero inoxidable 17-40.

La tabla 14 muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales, Como bien podemos observar en la tabla, todos los materiales, soportan las cargas, siendo la estructura diseñada en acero inoxidable 17-4 la que genera mejor resultado, un factor de seguridad de 7,87.

Tabla 14: Resultados de análisis de la estructura de láminas de base superior con aplicación de cargas verticales.

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	162	162	162	162
Factor de Seguridad	2,09	3,25	7,87	2,90

Después de hacer los dos análisis nos queda que el diseño puede ser construido con cualquiera de los materiales estudiados, sin embargo como esta estructura va a estar unida a la de tubos mediante cordones de soldadura se va seleccionar para el diseño el acero inoxidable 17-4.

Esta base superior del asiento va estar unida a través de tornillos a las variantes de los mecanismos de translación, a continuación se presenta el cálculo del tornillo que une dicha estructura con los el mecanismo de barras rotatorias. En el apéndice D, se presentan los cálculos de los diferentes tornillos que se calcularon.

c.- Cálculos del tornillo que une la base superior del asiento con el mecanismo de translación horizontal:

Para calcular el tornillo, lo primero que hicimos fue elegir un diámetro de tornillo en la tabla del fabricante, esta tabla la podemos encontrar en los anexos, el diámetro seleccionado fue de 5 mm, luego se calcularon los coeficientes de rigidez (K_m) del

material de la pieza y de las arandelas, también se calculo el coeficiente de rigidez del tornillo (K_b).

$$K_m = \frac{0,577 * \pi * E * d}{2 * \ln \left(5 * \frac{0,577 * l + 0,5 * d}{0,577 * l + 2,5 * d} \right)} \quad (\text{Ec. 25})$$

Usando esta ecuación de K_m calculamos el del material K_{m1} y el de la arandela K_{m2}

$$K_{m1} = \frac{0,577 * \pi * 197 \times 10^9 * 0,005}{2 * \ln \left(5 * \frac{0,577 * 0,04494 + 0,5 * 0,005}{0,577 * 0,04494 + 2,5 * 0,005} \right)} = 683 \times 10^6 \frac{N}{m}$$

$$K_{m2} = \frac{0,577 * \pi * 200 \times 10^9 * 0,006}{2 * \ln \left(5 * \frac{0,577 * 0,04843 + 0,5 * 0,006}{0,577 * 0,04843 + 2,5 * 0,006} \right)} = 693 \times 10^6 \frac{N}{m}$$

Teniendo los K_m de los diferentes materiales calculamos el K_m total, sustituyendo en la (Ec. 26) los valores antes obtenidos

$$K_m = \frac{K_{m1} * K_{m2}}{K_{m1} + K_{m2}} \quad (\text{Ec. 26})$$

$$K_m = 343 \times 10^6 \frac{N}{m}$$

Calculamos K_b del tornillo

$$K_b = \frac{A * E}{l} \quad (\text{Ec. 27})$$

$$Kb = \frac{1,96 \times 10^{-5} * 200 \times 10^9}{0,04494} = 87 \times 10^6 \frac{N}{m}$$

Teniendo los K_m y K_b calculamos C

$$C = \frac{Kb}{Km + Kb} \quad (\text{Ec. 28})$$

$$C = \frac{87 \times 10^6}{343 \times 10^6 + 87 \times 10^6} = 0,20$$

Luego se calculó la fuerza de la precarga Fi .

$$Fi = 0,85 * A * Sy \quad (\text{Ec. 29})$$

Donde el área del tornillo (A) es $1,96 \times 10^{-5}$ y la resistencia a la fluencia del material del tornillo (Sy) es $2,5 \times 10^8$, sustituyendo estos valores nos queda:

$$Fi = 4.172 N$$

Teniendo C y Fi , calculamos la fuerza que debe soportar el tornillo (Fb).

$$Fb = C * P + Fi \quad (\text{Ec. 30})$$

Sustituyendo los valores de C , de la carga aplicada ($P=12.800N$) y de la precarga (Fi), conseguimos:

$$Fb = 6.732N$$

Una vez calculadas Fb y Fi calculamos los esfuerzos máximo y mínimos que debe soportar el tornillo.

(Ec. 31)

$$\sigma_{max} = \frac{Fb}{A}$$

$$\sigma_{max} = 418 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{min} = \frac{Fb - (2 * Fi)}{A} \quad (\text{Ec. 32})$$

$$\sigma_{min} = 205 \text{ MPa}$$

Teniendo los valores de esfuerzo máximo y mínimo procedimos a calcular el esfuerzo alternante (σ_a) y el esfuerzo medio (σ_m).

$$\sigma_a = |(\sigma_{max} - \sigma_{min})/2| = \left| \frac{418 - 205}{2} \right| = 106,5 \text{ MPa} \quad (\text{Ec. 18})$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} = \frac{418 + 205}{2} = 311,5 \text{ MPa} \quad (\text{Ec. 19})$$

Con los valores de esfuerzo alternante y medio calculados, obtuvimos el factor de seguridad (n) por el criterio Goodman (Ec. 7)

$$\left(\frac{\sigma_a}{S_e} \right) + \left(\frac{\sigma_m}{S_{ut}} \right) = \left(\frac{1}{n} \right)$$

Sustituyendo los valores numéricos se tiene que el factor de seguridad es

$$n = 1,02$$

Los tornillos que unen la estructura de láminas con el mecanismo de rieles serán suministrados por el fabricante del mecanismo.

Habiendo analizado las dos estructuras que componen la base superior del asiento y calculados los tornillos que unen esta pieza con el mecanismo de translación horizontal, nos queda que el diseño de las estructuras ofrece un factor de seguridad mínimo de 1,27 que al ser multiplicado por los factores de seguridad de la gravedad y la masa nos queda un factor total de 2,62.

El tornillo seleccionado de 5 mm de diámetro nos ofrece un factor de seguridad de 1,02 que al ser multiplicados por los factores de seguridad de la gravedad y la masa nos queda un factor total de 2,10.

3.7.3.- Variante 1: Mecanismo de cuatro barras rotatorias.

Para analizar esta variante se sometió a una prueba de cargas horizontales y a una prueba de cargas verticales.

a.- Cargas horizontales aplicada al mecanismo de cuatro barras del asiento:

Para realizar este estudio se aplicó una carga horizontal de 12.800 N en el punto de contacto con la pieza anterior que es en donde se concentra las fuerzas, y será empotrada en el eje que se encuentra al otro extremo, en donde se une con la base inferior del asiento a través de un tornillo. Esto lo podemos observar en la figura 38.

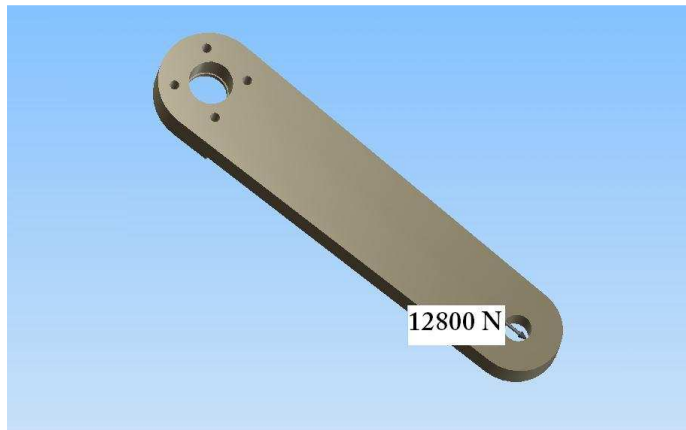


Figura 38: barra rotatoria con cargas horizontales.

La figura 39 muestra el mallado generado por INVENTOR para hacer el análisis por método de elementos finitos, como se observa el mallado utiliza estructuras tetraédricas

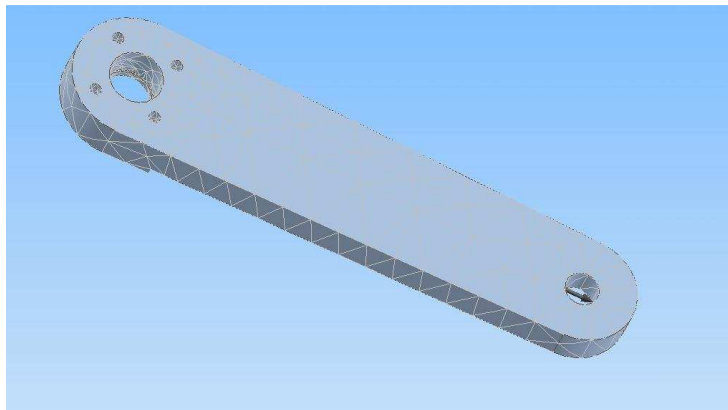


Figura 39: Malla de la barra rotatoria.

La deformación de la pieza después de aplicadas la cargas, la podemos observar en la figura 40, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como se observa en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

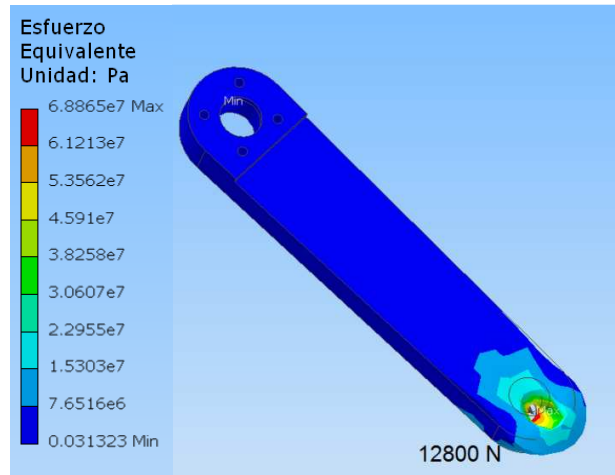


Figura 40: Análisis de esfuerzos de barra rotatoria con carga vertical en acero inoxidable 17-4.

La tabla 15 muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales.

Tabla 15: Resultados de punto con aplicación en barra de cargas horizontales

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	69	69	69	69
Factor de Seguridad	4,80	7,46	15	6,67

Como bien podemos observar en la tabla anterior, todos los materiales, soportan las cargas, siendo la estructura diseñada en acero inoxidable 17-4 la que genera mejor resultado, un factor de seguridad de 15, por lo tanto para seleccionar el material hay que ver los resultados obtenidos en el estudio de las cargas verticales.

b.- Cargas verticales aplicadas al mecanismo de cuatro barras del asiento:

Para realizar este estudio se aplicó una carga vertical de 4.000 N en el punto de contacto con la pieza anterior que es en dónde se concentran las fuerzas, y será empotrada en el eje que se encuentra al otro extremo, en donde se une con la base inferior del asiento a través de un tornillo. Esto lo podemos observar en la figura 41.

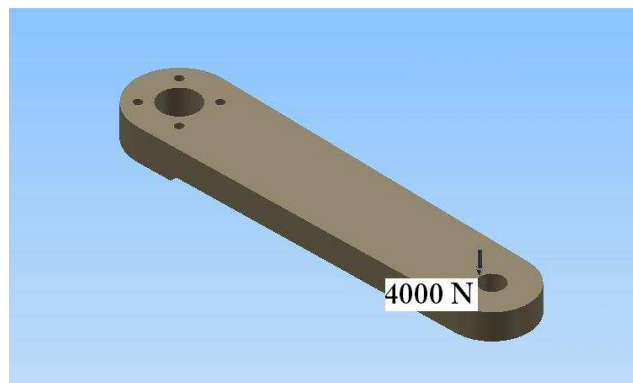


Figura 41: Barra rotatoria con carga vertical.

La figura 42 muestra el mallado generado por INVENTOR para hacer el análisis por método de elemento finito, como se observa el mallado utiliza estructuras tetraédricas

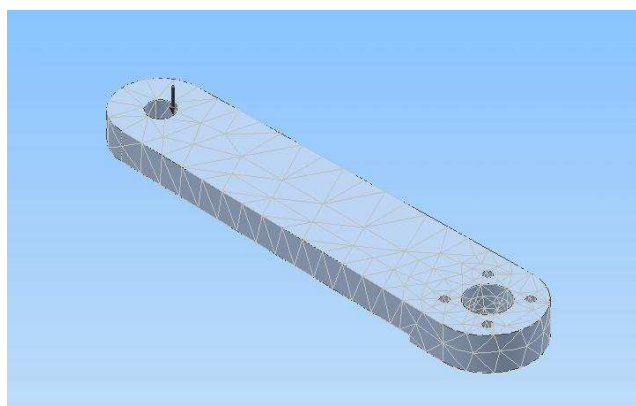


Figure 42: Malla de barra rotatoria con carga vertical.

La deformación de la pieza después de aplicadas la cargas, la podemos observar en la figura 43, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como se observa en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

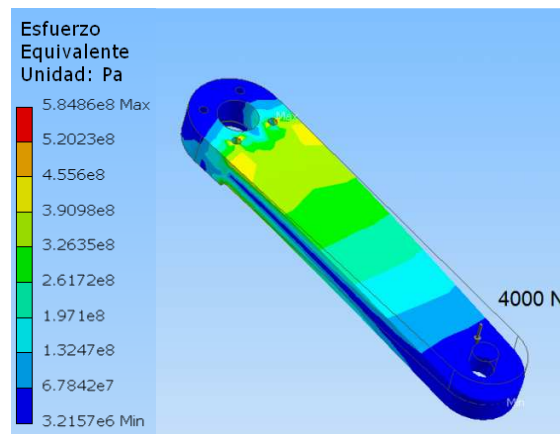


Figura 43: Análisis de esfuerzos de la barra rotatoria con carga vertical en acero inoxidable 17-4.

La tabla 16 se muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales, Como bien podemos observar en la tabla la estructura diseñada en acero inoxidable 17-4 es la que genera mejor resultado, un factor de seguridad de 2,18. El resto de los materiales ofrecen una buena deformación pero el factor de seguridad que ofrecen no es el apropiado

Tabla 16: Resultados de punto con aplicación en barra de cargas verticales.

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	585	585	585	585
Factor de Seguridad	0,56	0,88	2,18	0,79

Luego de hacer los dos análisis nos queda que el diseño nos ofrece un factor de seguridad mínimo de 2,18 que al ser multiplicado por los factores de seguridad de la gravedad y la masa nos queda un factor total de 4,49.

Este mecanismo va a estar unido a través de tornillos M6 de longitud 50 mm a la base superior y a la base inferior a través de tornillos M8 de longitud 35 mm ambos escogidos en el catálogo de Inox Ibérica, S.A. que se encuentra en los anexos.

3.7.4.- Variante 2: rieles telescópicos:

Para analizar esta variante se sometió a una prueba de cargas horizontales y a una prueba de cargas verticales.

a.- Cargas horizontales aplicada al mecanismo de rieles telescópicos del asiento:

Esta variante no la vamos a calcular porque requieren cálculos que van más allá de los necesarios para diseñar el asiento, simplemente se va a seleccionar un juego de rieles del catálogo de fabricantes que soporten una carga axial de 12.800 N o un equivalente de 1.280 Kg aproximadamente.

Si se llegara a utilizar esta variante habría que ponerse en contacto con el fabricante antes de colocarlos en el asiento, con la finalidad de que el mismo nos garantice y demuestre que su producto es apto para las condiciones a la que lo vamos a someter

La figura que se muestra a continuación es un dibujo que indica la forma en que los rieles van a ser fijados en el asiento, su aspecto físico va a depender del riel seleccionado.

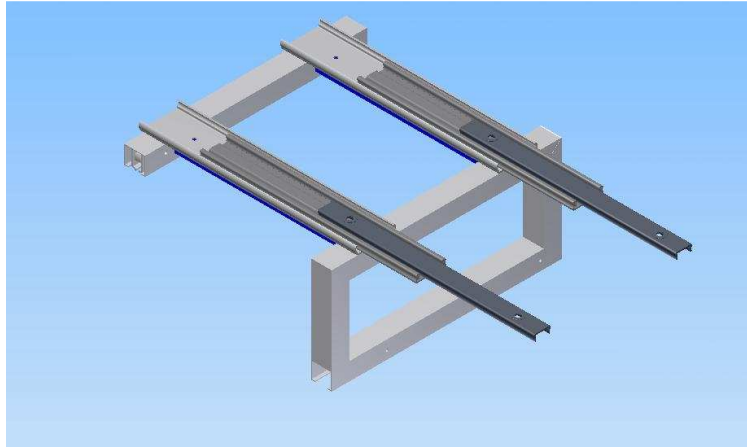


Figura 44: Base con rieles característicos.

b.- Cargas verticales aplicada al mecanismo de rieles telescópicos del asiento:

Como este estudio presenta características similares al anterior se va ser exactamente lo mismo, lo único que esta vez las cargas que deben soportar los rieles debe ser cortante y de 4.000 N. A la hora de elegir los rieles finales se escogerá el riel que soporte ambas cargas.

El sistema de rieles escogido fue el modelo HGT 150 del catálogo de Hegra, que se encuentra en los anexos, se desconoce el factor de seguridad del fabricante, pero como nosotros trabajamos con factor de seguridad en las gravedades y en la masa, este sistema tiene un factor de seguridad inicial de 2,06 y el mismo será unido a la base superior e inferior como lo especifique el fabricante.

3.7.5.- Base inferior del asiento:

Para analizar la base inferior del asiento, la misma se sometió a una prueba de cargas horizontales y a una prueba de cargas verticales.

a.- Cargas horizontales aplicada a la base inferior del asiento:

El análisis de las cargas horizontales se realizó aplicando cargas provenientes de los puntos de contacto entre esta pieza y el mecanismo de translación horizontal, en la parte delantera las cargas aplicadas fueron de 2.800 N mientras que en la parte posterior fueron de 12.800N. Esta pieza se empotró en los agujeros que la unen con el sistema de rieles originales del avión. Todo esto lo podemos observar en la figura 45.

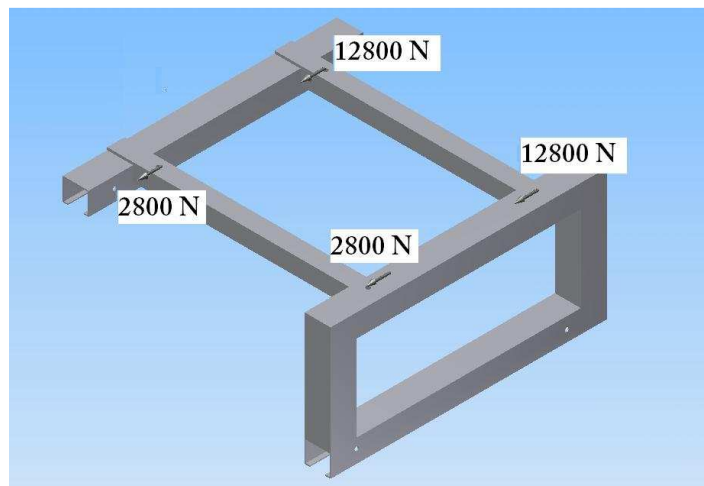


Figura 45: Base inferior del asiento con aplicación de cargas horizontales.

La figura 46 muestra el mallado generado por INVENTOR para hacer el análisis por método de elementos finitos, como bien podemos observar el mallado utiliza estructuras tetraédricas.

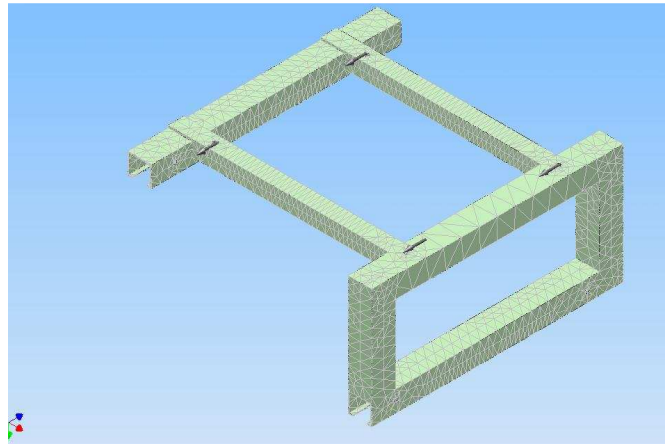


Figura 46: Malla de la base inferior del asiento.

La deformación de la pieza después de aplicadas la cargas, la podemos observar en la figura 47, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como se observa en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

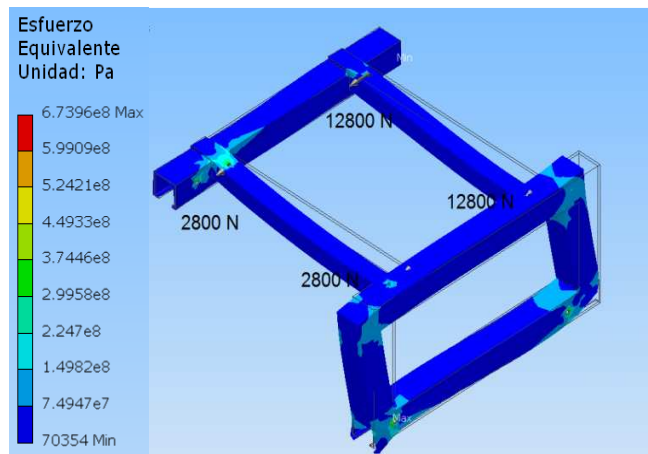


Figura 47: Análisis de esfuerzos de la base inferior del asiento con cargas horizontales en acero inoxidable 17-4.

La tabla 17 muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales.

Tabla 17: Resultados de aplicación de cargas horizontales a la base inferior del asiento

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	674	674	674	674
Factor de Seguridad	0,05	0,78	1,82	0,70

Como bien podemos observar en la tabla anterior, la estructura diseñada en acero inoxidable 17-4 es la que genera mejor resultado, un factor de seguridad de 1,82.

b.- Cargas verticales aplicada a la base inferior del asiento:

El análisis de las cargas verticales se realizó aplicando cargas provenientes de los puntos de contacto entre esta pieza y el mecanismo de translación horizontal, en la parte delantera se aplicaron cargas de 2.400 N y momentos de 312 N·m. mientras que en la parte posterior las cargas fueron de 1.530N y los momentos de 190 N·m. Esta pieza se empotró en los agujeros que la unen con el sistema de rieles originales del avión. Todo esto lo podemos observar en la figura 48.

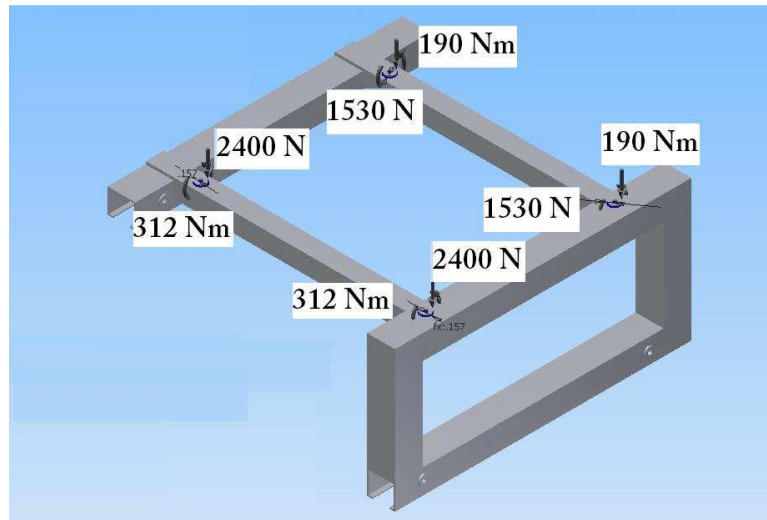


Figura 48: Base inferior del asiento con aplicación de cargas verticales.

La figura 49 muestra el mallado generado por INVENTOR para hacer el análisis por método de elementos finitos, como bien se puede observar el mallado utiliza estructuras tetraédricas.

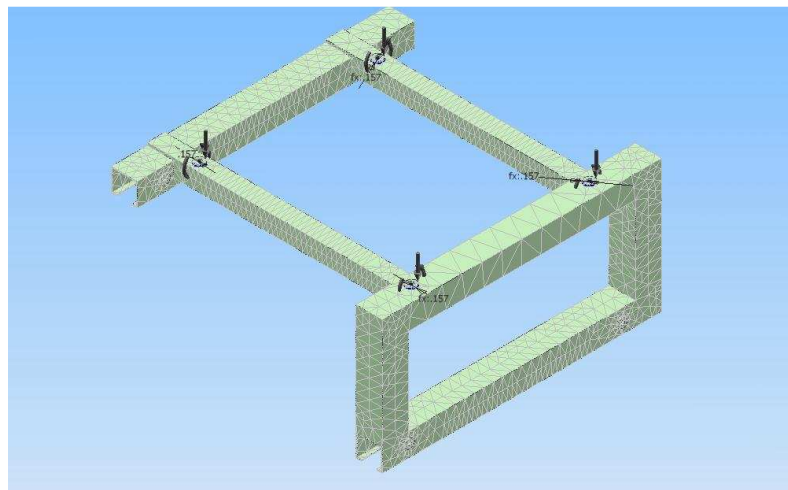


Figura 49: Malla de la base con aplicación de cargas verticales.

La deformación de la pieza después de aplicadas las cargas, la podemos observar en la figura 50, el marco con fondo transparente es la pieza antes de ser deformada y el compuesto por diferentes colores es la pieza ya deformada, los colores como se observa en la leyenda corresponden a los diferentes esfuerzos equivalentes al que está sometida la pieza.

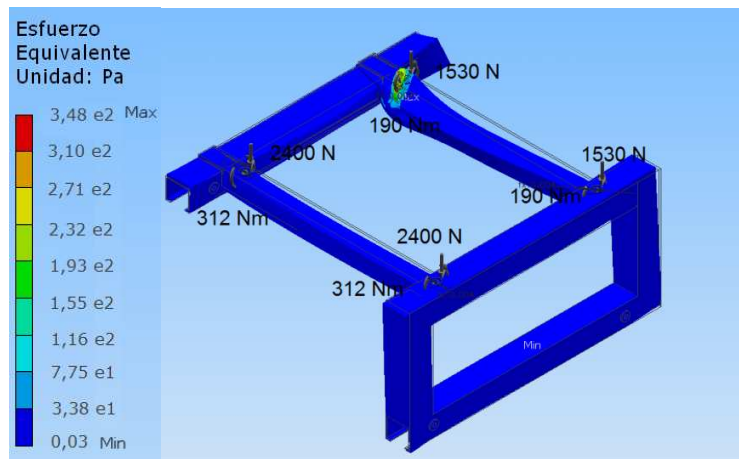


Figura 50: Análisis de esfuerzos de la base inferior del asiento con cargas vertical en acero inoxidable 17-4.

La tabla 18 muestra los resultados de esfuerzo máximo equivalente y factor de seguridad obtenidos después de analizar la pieza construida con cuatro diferentes materiales, Como bien podemos observar en la tabla la estructura diseñada en acero inoxidable 17-4 es la que genera mejores resultados, un factor de seguridad de 3,65.

Tabla 18: Resultados de aplicación de cargas verticales a la base inferior del asiento construida con diferentes materiales.

	2024	7075	17-4	321
Esfuerzo equivalente (Mpa)	292	292	292	292
Factor de Seguridad	0,94	1,46	3,65	1,30

La base inferior se diseñó siguiendo el esquema del sistema de fijación de los asientos existentes. Como se desconoce el material con el que están hechos nosotros lo diseñamos con tubos cuadrados de 1 pulgada de ancho y un calibre de 4 mm, lo que nos generó después de los dos análisis un factor de seguridad mínimo de 1,82 que al ser multiplicado por los factores de seguridad de la gravedad y la masa nos genera un factor de seguridad total de 3,75.

Para fijar la base inferior al piso del avión se va utilizar el mismo sistema de ruedas y rieles que suministra la Cessna, por tal motivo su instalación y remoción va ser exactamente igual al resto de los asientos sin requerir un instructivo extra al suministrado por la compañía.

En el diseño de este asiento se cumplió con las características de seguridad, dispuestos en la Administración Federal de la Aviación, permitiendo el acceso a cualquiera de las salidas regulares o de emergencias requeridas y teniendo dispositivos de seguridad tales como el cinturón y mascarilla de oxígeno. Adicionalmente sigue teniendo una adecuada iluminación y el peso del asiento diseñado es menor al de los existentes en estos aviones lo que significa que no se le está agregando peso adicional significativo.

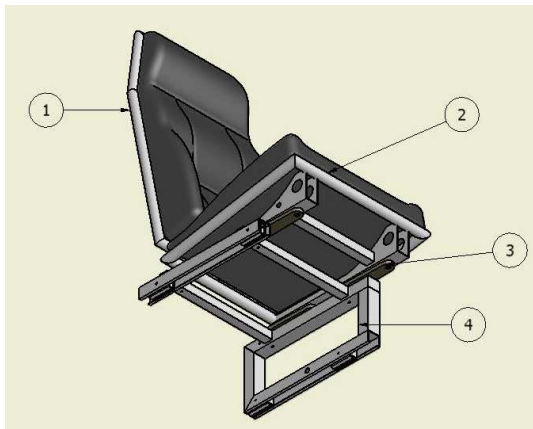
Durante los vuelos el asiento va a estar ubicado entre el Piloto y Copiloto y no perturbará la visión de los pasajeros de cualquier señal, en los despegues y aterrizajes, este asiento se recogerá y permanecerá detrás del Copiloto. Su ubicación le va a permitir al Jefe de Máquinas del Grupo Aéreo de Transporte Número 5 cumplir con sus obligaciones permitiendo que haga mejor su trabajo ya que va a tener una visión más amplia de los instrumentos de vuelo. Este asiento no altera la imagen interna actual del avión ya que se sigue una línea de diseño semejante para conservar su armonía.

3.8.-Análisis de resultados:

El asiento fue diseñado tomando en cuenta los aspectos de tamaño, modificaciones al avión, ergonomía, visibilidad, seguridad, comunicación, evacuación del personal del avión, aspecto físico y costo, también se consideró la línea de diseño en el interior de los aviones Cessna Citation I y II de la Aviación Militar en Venezuela y se buscó que el asiento tuviera características estéticas semejantes a las actuales del avión para que al momento de incorporar el nuevo hubiese armonía en toda la cabina.

3.8.1.- Diseño del asiento:

Como podemos ver en la figura 51 el asiento fue diseñado como el resto de los existentes en los aviones, está compuesto por un respaldar, una base superior, un mecanismo de translación horizontal y una base inferior.



Número	Pieza
1	Respaldar
2	Base superior
3	Mecanismo de translación
4	Base inferior

Figura 51: Partes del asiento

a.- Respaldar del asiento:

El respaldar como podemos ver en la figura 52 está conformado por una estructura construida con tubos circulares de 1 pulgada de diámetro y un calibre de 4 mm, que por la parte delantera están cubierto por una superficie acolchada ergonómica de tres capas, la estructura está sujeta a la base superior a través de cuatro barras soldadas,

haciendo que éste tenga una inclinación entre el respaldo y la base de 95 grados permanente.

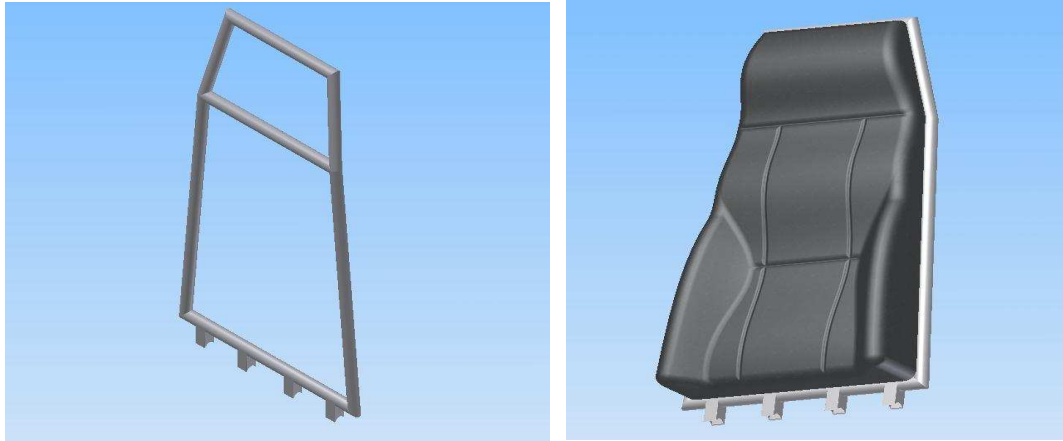


Figura 52: Respaldo del asiento

La superficie acolchada que recubre la estructura tubular del respaldo va ser construida con 3 capas de espumas fabricadas con sustancias ignifugas, cubiertas con cuero certificado para interiores de avión. Para garantizar que esto se cumpla es necesario que el material y la mano de obra sean suministradas por una industria de tapizados aeronáuticos certificada.

b.- La base superior del asiento:

La base superior como se observa en la figura 53 se diseñó en dos partes, una estructura cuadrada de tubos circulares y una estructura de láminas dobladas unidas por un perfil. Para construir la primera se utilizó tubos de 1 pulgada de diámetro y un calibre de 4 mm, Esta estructura está cubierta en la parte superior por un almohadón ergonómico de iguales características al que cubre el respaldo.

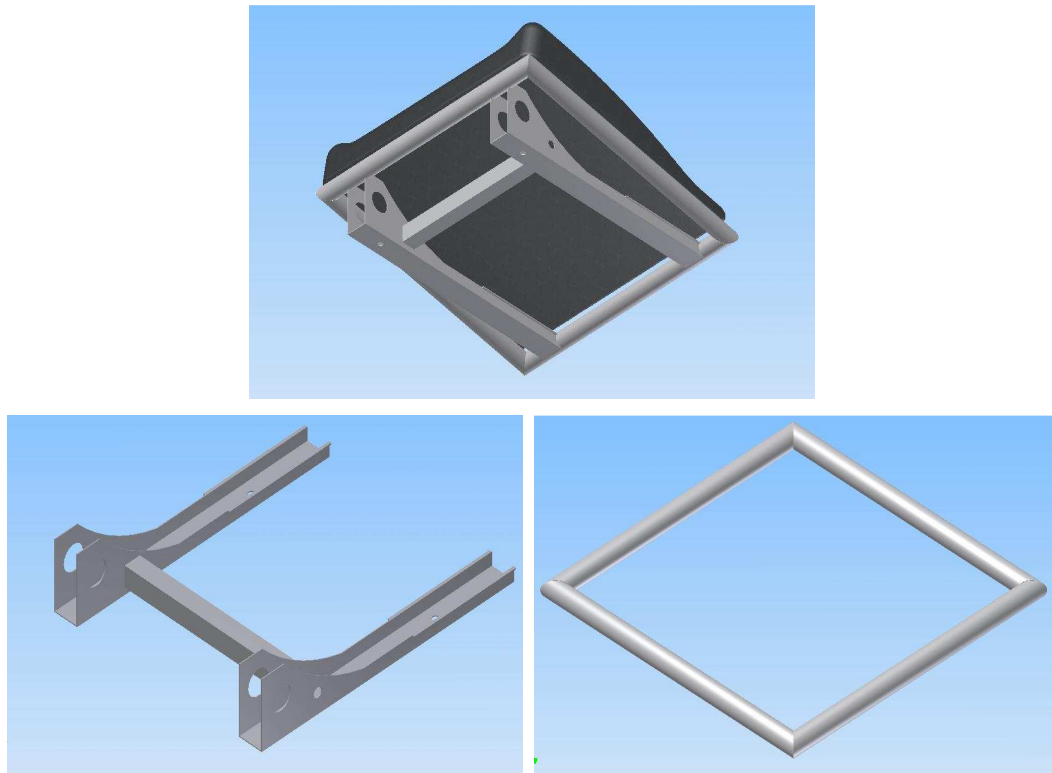


Figura 53: Base superior del asiento

La segunda estructura se construirá doblando láminas de 1,8 mm de espesor. Las dos estructuras se unirán en los puntos de contacto utilizando cordones de soldadura y la estructura completa se unirá al mecanismo de translación horizontal a través de tornillos.

c.- Mecanismo de traslación horizontal:

El mecanismo de translación horizontal es el que nos va a permitir desplazar el asiento desde un lado del pasillo hasta el centro de la cabina de mando, ya que el asiento a la hora de despegar y aterrizar se va encontrar ubicado justo detrás del copiloto viendo hacia el frente del avión, tal como se muestra en la figura 54, asiento 7, posición 7a, una vez el avión haya ascendido el asiento se desplazará de la posición “a” a la posición “b” donde quedará ubicado entre el piloto y copiloto teniendo una

buena visión de todos los instrumentos, como se muestra en la figura 54, asiento 7, posición 7b.

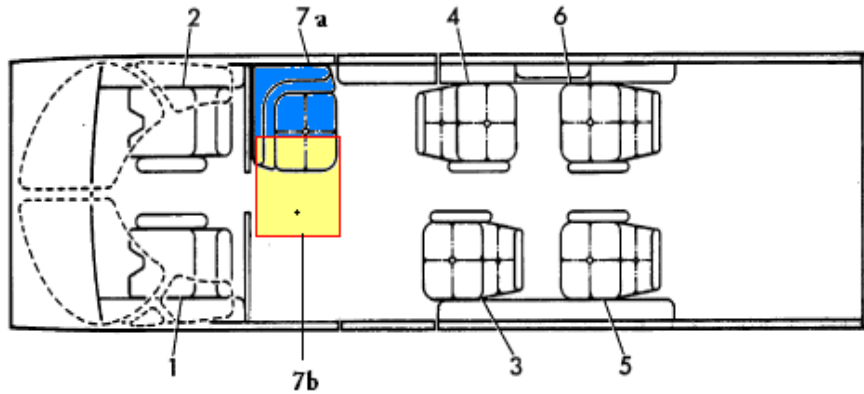


Figura 54: Configuración actual del asiento en posición 7a en despegue y aterrizaje, y 7b durante el vuelo.

Para hacer estos movimientos se diseñaron dos mecanismos, como se muestra en la figura 55, un sistema de cuatro barras rotatorias y un sistema de rieles. Las barras se mecanizarán partiendo de una más grande de 0,5 pulgadas de ancho por 1,5 de alto. Las mismas estarán unidas a la base superior a través de tornillos M6 de longitud 50 mm y a la base inferior a través de tornillos M8 de longitud 35 ambos escogidos en el catálogo de Inox Ibérica, S.A. que se encuentra en los anexos.

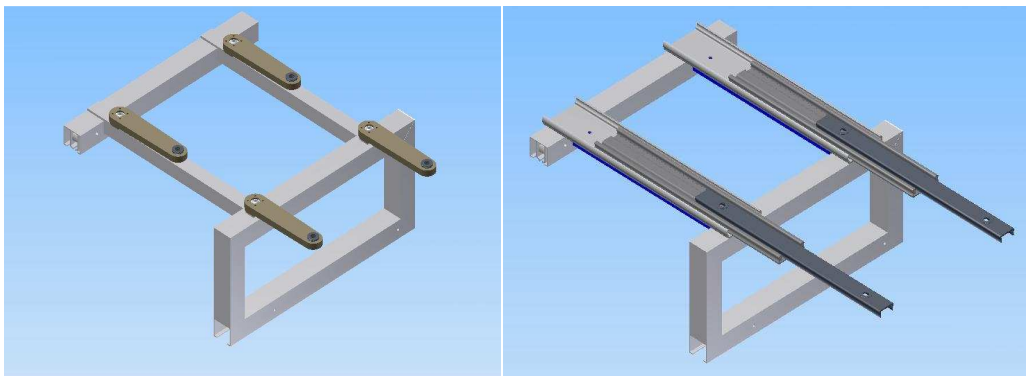


Figura 55: Sistema de cuatro barras y sistema de rieles.

d.- Base Inferior:

El diseño de la base inferior del asiento es una estructura de tubos cuadrados igual a la que poseen los asientos originales del avión, los tubos son cuadrados de 1 pulgada de ancho y un calibre de 4 milímetros. Como se observa en la figura 56 para fijar la base inferior del asiento al piso del avión se va utilizar el mismo sistema de ruedas y rieles que suministra la Cessna, ya que por normativas de dicha empresa no se podrá alterar el interior de la estructura de ninguna manera. Por tal motivo la instalación y remoción va ser exactamente igual al resto de los asientos.



Figura 56: Sistema de fijación.

Las uniones soldadas serán realizadas mediante cordones de soldadura tipo TIG, el soldador que las realice tiene que estar certificado de acuerdo con la sección 4 de la AWS D17.1, que especifica la norma MIL-STD-2219A. Según la misma norma después de realizadas las soldaduras serán 100% examinadas visualmente por un inspector calificado y se le harán inspecciones radiográficas, de partículas magnéticas y con líquido penetrante.

En las figura 57 y 58 vemos una vista isométrica, una vista frontal y una vista lateral del asiento con la configuración de cuatro barras paralelas y el sistema de barras, también podemos apreciar una lista en donde se enumeran e identifican las principales partes del asiento.

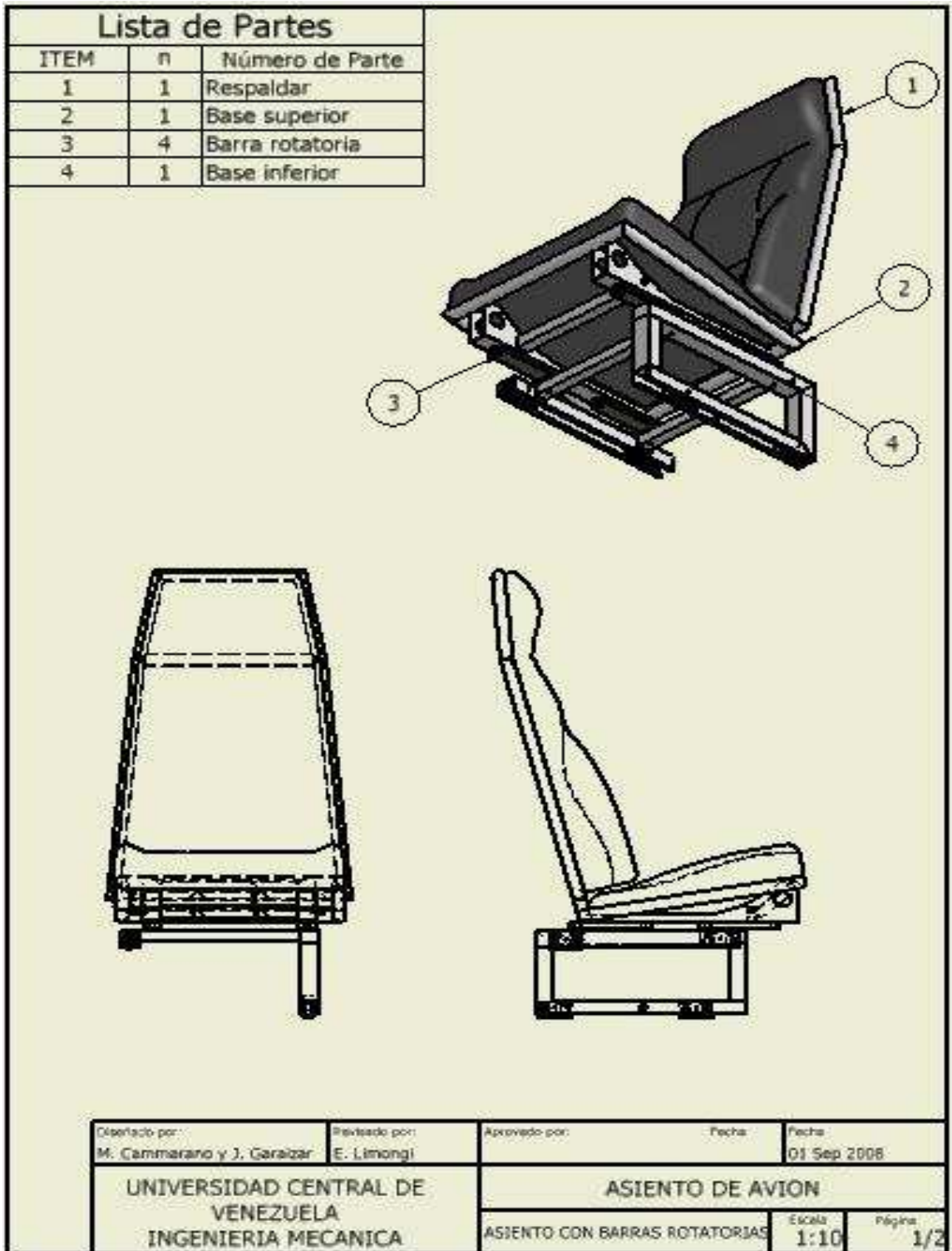


Figura 57: Vista isométrica, frontal y lateral del asiento con la configuración de las barras de translación

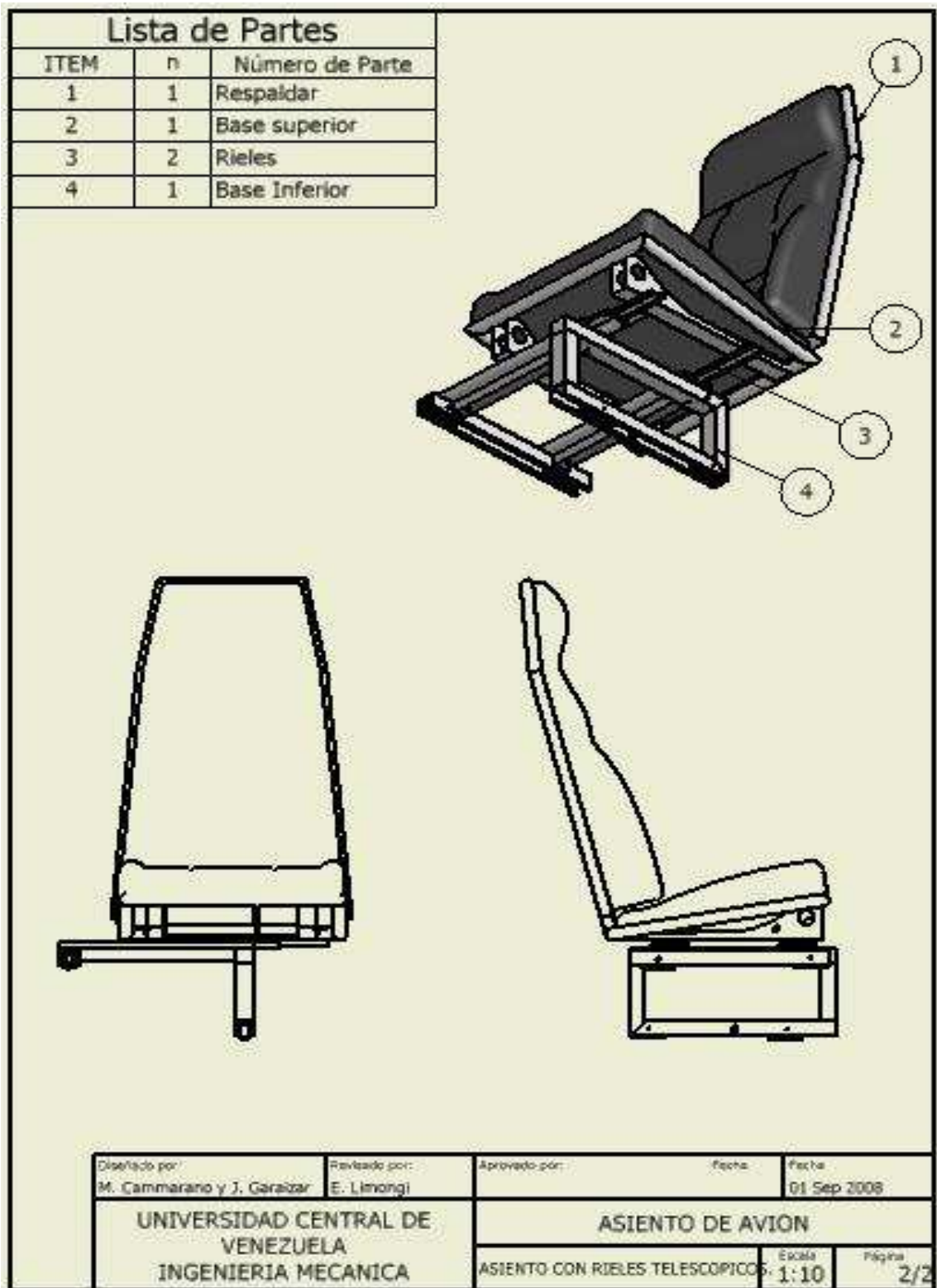


Figura 58: Vista isométrica, frontal y lateral del asiento con la configuración de rieles

3.8.2.- Pruebas y materiales de diseño:

El asiento fué sometido a dos pruebas exigidas por la Administración Federal de la Aviación (FAA), en la primera se aplicó una carga horizontal de catorce gravedades (14g) y la segunda una carga vertical de dieciséis gravedades (16g), como una persona no soporta más de 9g esto nos genera un factor de seguridad de 1,55 y 1,77 respectivamente.

Las cargas aplicadas a este análisis se distribuyeron de manera anatómica tomando como patrón la distribución de masas en el cuerpo humano, la masa utilizada fué de 100 Kg, siendo este un valor que está por encima de un 33 por ciento de la masa promedio de los Jefes de Máquinas del Grupo 5 de la Aviación Militar Venezolana, proporcionando un factor de seguridad de 1,33.

Como vemos en la tabla 19, luego de aplicadas las cargas y estudiado los factores de seguridad, nos quedó que la estructura del respaldo tiene un factor de seguridad mínimo de 2,72, esto nos indica que el diseño en su punto crítico es 2,72 veces más fuerte de lo que debería soportar. El factor de seguridad de la estructura de tubos es 2,62, de la estructura de láminas es 16,22, del sistema de barras 4,49 y el de la base inferior es 3,75.

Tabla 19: Factores de seguridad obtenidos después de aplicadas las cargas

Pieza	Factor de Seguridad
Respaldo	2,72
Estructura de tubos	2,62
Estructura de laminas	16,22
Sistema de barras	4,49
Base inferior	3,75

En el sistema de rieles se desconoce el factor de seguridad del fabricante, cuando se conozca será multiplicado por 2,06 que representa el factor de seguridad correspondientes a las gravedades y la masa.

De los resultados obtenidos al aplicar las cargas se determinó que el material con mejor comportamiento fue el acero inoxidable 17-4 martensítico, el mismo demostró ser un aporte efectivo en mejorar el diseño comparado con los materiales que no fueron elegidos, dicho acero posee excelentes cualidades mecánicas, pues combina buena resistencia a la tracción y a la abrasión con buena resistencia a la ruptura y a la flexión.

3.8.3.- Ventajas de la ubicación del asiento:

Como se puede apreciar en la figura 59 durante el despegue y el aterrizaje, el asiento número 7 permanecerá en esa posición, en donde apreciamos que no interrumpe las salidas regulares y de emergencia en caso de una evacuación. El sistema de iluminación y ventilación permanecerán en el mismo lugar ya que el desplazamiento del asiento a un lado, no va a interferir en su función.

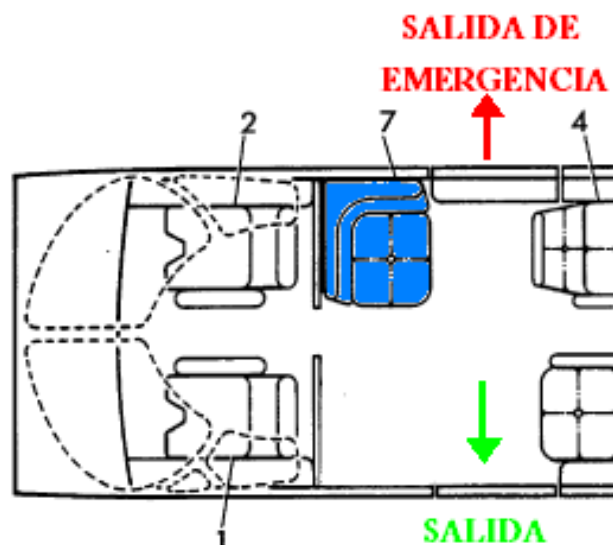


Figura 59: Ubicación del asiento ante salidas regular y emergencia

En la figura 60 podemos apreciar el campo de visión del Jefe de Máquinas en la posición original del avión, mirando a la parte posterior del avión y la posición que tendrá el asiento diseñado por nosotros cuando el avión ha ascendido. En ambos casos se aprecia el campo de visión, notablemente mejorando con este diseño permitiendo un aumento en la eficiencia del trabajo, comodidad y seguridad ya que podrá hacer uso del cinturón en todo momento sin tener que retirarlo para hacer su labor como lo hace actualmente.

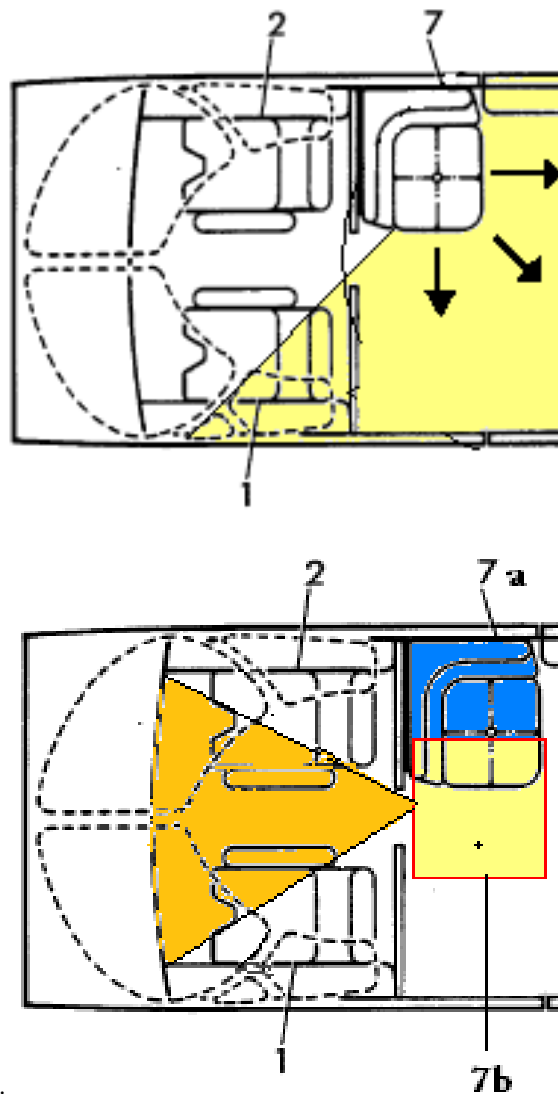


Figura 60: De arriba a abajo: Configuración actual y configuración diseñada

El sistema del cinturón de seguridad va ser de cadera de dos puntos de anclaje modelo G-6573-5 escogido del catálogo de Aircraft Spruce & Specialty que se encuentra en los anexo y será fijado a la base inferior del asiento en los puntos que se muestran en la figura 61.

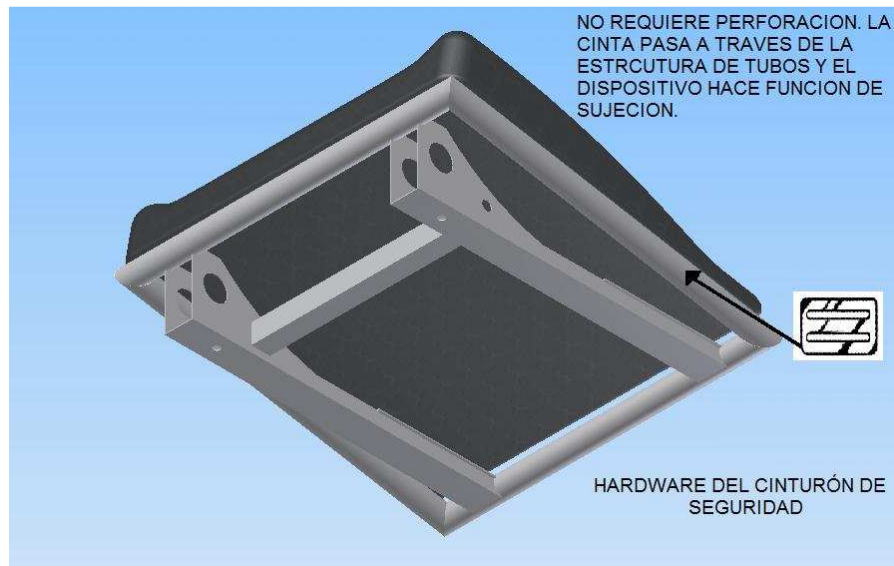


Figura 61: Sistema de fijación del cinturón de seguridad

Como bien vimos el sistema de barras y el de rieles, cumplen con la función de trasladar el asiento desde la posición inicial hasta la posición de trabajo y cumplen con las normas de la Administración Federal de la Aviación, por tal motivo nosotros hemos decidido presentar las dos opciones en todo momento, ahora bien si tuviéramos que decidir por una de ellas nos tendríamos que ir a un análisis tecnológico-económico que nos ayude a decidir.

3.8.4.- Comparación tecnológica económica de diseño del asiento:

Cuando hablamos de la tecnología, nos enfocamos en la dependencia tecnológica total o parcial con otro país. Decimos parcial cuando la producción del asiento se hace en el país y compramos la materia prima en otro, en nuestro caso el acero 17-40

es comprado en los Estados Unidos porque el acero nacional con mejores propiedades para este diseño es el 321 y como vimos en la diferentes pruebas no soporta las cargas aplicadas. También es parcial comprar los rieles en otro país. Como se ve en el capítulo III el diseño de las barras rotatorias es simple, su producción se puede hacer en una fresadora, a diferencia de los rieles que son producidos con otra tecnología.

Con objeto de poder ofrecer una alternativa entre ambos diseños en las condiciones más económicas y favorables, se ha tomado en cuenta el costo de la materia prima y el proceso de fabricación para hacer la variante de las barras rotatorias o el costo de compra de los rieles. Después de comparar proveedores de rieles y de materiales, notamos en los precios promedios de ambos, que es mayor el costo de comprar el acero y producir las piezas a comprar los rieles.

Desde el punto de vista de la dependencia tecnológica el diseño más adecuado para fabricar es el que utiliza para su desplazamiento las barras rotatorias, sin embargo económicamente es mejor el uso de rieles. Ambos diseños soportan las condiciones adversas a las que pueden estar expuestos y además cumplen con las normativas. Hemos decidido que el asiento con rieles es la mejor opción ya que hay una gama más extensa de diseños de los fabricantes y cuentan con valores de resistencia a cargas iguales o mayores a los estudiados en esta investigación

CONCLUSIONES

En este trabajo se han diseñado dos asientos de acuerdo a las regulaciones de la FAA, obteniendo dos alternativas de mecanismo de traslación horizontal; ambos satisfacen los criterios establecidos para los requerimientos que debe tener el asiento de un Jefe de Máquinas para que pueda realizar su labor.

A lo largo de la investigación hemos definido los límites de carga dinámicas al que estará sometido el asiento durante los vuelos, así como su efecto en el centro de gravedad y el peso de la aeronave. Tomando en cuenta los criterios, necesidades, aplicaciones similares, costos y beneficios, se seleccionaron las soluciones más adecuadas para la elaboración de un asiento de avión.

Utilizando el método de elementos finitos se proporcionó un estudio numérico de los diseños seleccionados, que nos permitió evaluar a través de un software de computación ANSYS proporcionado por INVENTOR, la suficiencia estructural del asiento en condiciones reales, tanto normales como extremas simulando las fuerzas asociadas a una caída o desplome.

Se cumplió con las características de seguridad, dispuestos en la Administración Federal de la Aviación, permitiendo el acceso a cualquiera de las salidas regulares o de emergencias requeridas y teniendo dispositivos de seguridad tales como el cinturón y mascarilla de oxígeno. Adicionalmente sigue teniendo una adecuada iluminación y el peso del asiento diseñado es menor al de los existentes en estos aviones lo que significa que no se le está agregando peso adicional al avión.

Durante los vuelos va a estar ubicado entre el Piloto y Copiloto y no perturbará la visión de los pasajeros de cualquier señal, en los despegues y aterrizajes, este asiento se recogerá y permanecerá detrás del Copiloto. Su ubicación le va a permitir al Jefe de Máquinas del Grupo Aéreo de Transporte Número 5 cumplir con sus necesidades

permitiendo que haga mejor su trabajo ya que va a tener una visión más amplia de los instrumentos de vuelo. Este asiento no altera la imagen interna actual del avión ya que se sigue una línea de diseño semejante para conservar su armonía.

El estudio desarrollado a lo largo de este trabajo, despeja dudas de los puntos de tensión máximo que soporta el asiento considerando valores mayores a los pesos de pasajeros promedio, fuerzas mayores a las que se consideran fatales, y se utiliza un factor de seguridad de diseño que nos confirma que el diseño de asientos que hicimos con sus variantes de desplazamiento lateral de barras rotatorias y de rieles telescópicos es factible de desarrollar tanto físicamente como económicamente.

BIBLIOGRAFÍA

1. Arias, F. (2004). *El Proyecto de Investigación, Introducción a la Metodología Científica* (Cuarta ed.). Venezuela: Epitesme.
2. Askeland, D. (1985). *La Ciencia e Ingeniería de los Materiales*. Mexico: Grupo Ed.Iberoamérica.
3. Balestrini, M. (2002). *Como se elabora un proyecto* (sexta ed.). Venezuela: B.L. Consultores Asociados.
4. Barrios, M. (2006). *Manual de Trabajos de Grado de Especialización y Maestría y Tesis Doctorales* (Cuarta ed.). Venezuela: FEDUPEL.
5. Beechcraft. *Manual de Mantenimiento Super King 200*. Houston.
6. Bruhm, E. (1975). *Analysis & Design of flight vehicle structures* (Segunda ed.). USA: McGraw Hill.
7. Cessna. (1983). *Manual de mantenimiento de Cessna Citation I*. USA.
8. Cessna. (1989). *Manual de Mantenimiento de Cessna Citation II*. USA.
9. Evans, U. (1981). *The Corrosion and Oxidation of Metals*. Edward Arnold Ltd.
10. Flinn, R. (1983). *Materiales de Ingeniería y sus aplicaciones*. Mexico: McGraw Hill.
11. Fontana, M. (1985). *Corrosion Engineering*. USA: McGraw Hill .
12. Hernández, V. (1998). *Diseño de un asiento para avión comercial*. Gran Canaria.
13. Iberia. (1999). *Abreviaturas Aeronáuticas* (segunda ed.). Valencia, España: Amara.
14. Jones, D. (1992). *Principles and Prevention of Corrosion*. McMillan Publishing Company.
15. Lemaitre, J. (1985). *A continuous damage mechanical model for ductile fracture* (T. ASME, Ed.) USA.
16. Merto Merlin. (1993). *Manual de Mantenimiento de C26*. USA.
17. Moore, E. (2005). *Manual de Trauma*. Barcelona: McGraw Hill.
18. Morris, M. (1990). *Digital Logic and Computer*. Inglaterra : Pearson Education.
19. NACE. (1985). *Basic Corrosion Course*. USA.
20. Norris, C. (1945). *Photoelastic Investigation of Stress Distribution in Transverse Fillet Welds*. Welding J.
21. Oñate, E. (2005). *Conocimientos del Avión*. Mexico: Paranifo.
22. Darwin, S. (1973). *Elasticidad para Técnicos*. Reverte.
23. Padrón, M. (2005). *Instructivo para la presentación de trabajos especiales de grado*. Caracas: Comisión de bibliotecas de la Facultad de Ingeniería y la UCV.
24. Palacios, M. (2001). *Ergonomía y Mueble* (primera ed.). Valencia, España: Instituto de Biomecánica de Valencia.
25. Peri, D. (1950). *Aircraft Structure*. USA: McGraw Hill.
26. Reynolds, H. (1993). *Automotive seat design for Sitting Comfort*. Automotive Ergonomics.

27. Salakian, A. (1937). *Stress Distribution in fillet Welds* (Vol. 16). Welding J.
28. Shames, W. (1969). *Ingeniería Mecánica - Estática*. Hnos. Herrero.
29. Shen, W. (1997). Redefining seat comfort. SAE Paper.
30. Shigley. (2001). *Diseño en Ingeniería Mecánica* (sexta ed.). McGraw Hill.
31. Willki, A. (2001). *Aircraft structure and system*. USA: Longman.

Material Consultado en Internet:

1. Accuride. (2008). *Catálogo de rieles*. Disponible en: <http://www.accuride.com> [Consulta: 2008, Julio 12].
2. Administration, F. A. (2007). *Federal Aviation Regulation*. Disponible en: <http://www.faa.gov> [Consulta: 2007, Enero 21].
3. Aerospacemetals. (2008). *Catálogo de rieles*. Disponible en <http://www.aerospacemetals.com> [Consulta: 2008, Julio 17].
4. Beaver. (2007). *The Sealand Jump Seat for the Havilland.*, Disponible en: <http://www.sealandaviation.com> [Consulta: 2007, Mayo 2].
5. Civil, I. N. (2007.). *Leyes Vigentes.*, de Disponible en: <http://www.inac.gov.ve> [Consulta: 2007, Agosto 11]
6. Intoco. (2007). *Presipitation Hardening Martensitic Stainless Steel*. Disponible en: <http://www.17-4ph.co.uk> [Consulta: 2008, Julio 19].
7. Marratxi. (2006). *Calculos de centrado y carga*. Disponible en: <http://www.aerojetcenter.com> [Consulta: 2007, Mayo 7].
8. Melo, J. (2006). *La importancia de la Eleccion de la Silla*. Disponible en: <http://www.estrucplan.com.ar> [Consulta: 2007, Mayo 14].
9. Metals, A. I. (2008). *Stainless Steel Catalog*. Disponible en: <http://www.americaninternationalmetals.com> [Consulta: 2008, Julio 9].
10. Muñoz, M. (2001). *Calculos de carga y centrado*. Disponible en: <http://www.inicia.es> [Consulta: 2007, Noviembre 20].
11. NASA. (2005). *General Fusion Welding Requirements for Aerospace Materials used in flight hardware*. Disponible en: <http://www.standards.msfc.nasa.gov> [Consulta: 2007, Diciembre 2].
12. Network, A. S. (2007). *Passenger Safety Information*. Disponible en: <http://www.aviation-safety.net> [Consulta: 2007, Abril 11].
13. Observatorio Tecnológico de Soldadura. (2007). *Endurecidos por Presipitación*. Disponible en: <http://www.obtesol.es> [Consulta: 2007, Septiembre 11].
14. Routio, P. (2007). *Estudios ideográficos de muebles* . Disponible en: <http://www.uiah.fi> [Consulta: 2007, Agosto 13].
15. Sachon. (2008). *Federación de Industrias Alemanas*. Disponible en: <http://www.sachon-exportadressbuch.de> [Consulta: 2008, Abril 15].
16. SCIF. (2007). *Cinturon de seguridad*. Disponible en: <http://www.scif.com> [Consulta: 2007, Septiembre 13].
17. U.S. Department of Defense. (2007). *MIL-STD-2219A*. Disponible en: <http://www.assistdocs.com> [Consulta: 2007, Septiembre 2].

APÉNDICE A

ENTREVISTAS REALIZADAS A EL PERSONAL DE LA AVIACIÓN MILITAR PARA
OBTENER VALORES PARA CRITERIOS DE SELECCIÓN DE PROPUESTAS

TORMENTA DE IDEAS:

La Tormenta de Ideas se realizó el 10 julio de 2007, los participantes están integrados por:

- 1 Diseñador gráfico: Aitzbea Ramos.
- 1 Deportista extremo: Thomas Schwarzer.
- 1 Licenciado en química: Ana Cammarano.
- 2 Ingenieros mecánicos: Caterina Tonón y Omar Padrón.
- 1 Estudiante de publicidad y mercadeo: Érica Puente.
- 2 Tapiceros de la aviación: Juan Requena y Oscar Méndez.
- 1 Jefe de Maquinas: Julio Vallepuerta.
- 1 Estudiantes de ingeniería: Jon Garaizar
- Moderador: Mariana Cammarano.

La técnica utilizada fue:

- 1.- Se explicó el problema para estar bien definido.
- 2.- Una persona se encargó de escribir todas las ideas.
- 3.- Se conformó un grupo de personas.
- 4.- Se asignó una persona que se encargara de hacer respetar las siguientes reglas:
 - Suspender juicio o crítica.
 - Toda idea es aceptada y registrada.
 - Se animó a los participantes a construir ideas sobre los demás.
 - Se animó a que se expresaran ideas “locas” o “fuera de foco”.

IDEAS:

1. Enderezar el asiento (Caterina Tonón).
2. Colocar un espejo para solucionar el problema del Jefe de Máquinas (Juan Requena)
3. Colocar un asiento detrás del copiloto que se mueva desde la parte posterior del avión hacia un lado del avión (Jon Garaizar)
4. Quitar al Jefe de Maquinas (Juan Requena).
5. Que el Copiloto haga ambas funciones, de copiloto y de Jefe de Maquinas (Oscar Méndez).
6. Hacer un asiento abatible detrás del Copiloto (Jon Garaizar).
7. Instalar una Masaya (Thomas Schwarzer).
8. Hacer un asiento removible entre el Piloto y el Copiloto (Julio Vallepuerta).
9. Sentar al Jefe de Maquinas en las piernas del Copiloto (Omar Padrón).
10. Hacer un asiento que baje del techo (Caterina Tonón).
11. Hacer un asiento como el de los carros Malibu, que tienen un asiento en donde pueden sentarse 3 personas (Ana Cammarano).
12. Mover los controles para la parte de atrás (Omar Padrón).
13. Hacer un panel de instrumentos para el Jefe de Maquinas (Caterina Tonón).
14. Colocar un tronco como asiento (Erika Puente).
15. Hacer una base giratoria para situar el asiento (Juan Requena).
16. Colocar un Poof (Aitzbea Ramos).
17. Colocar una silla como la que usa el personal de cargo de los aviones Airbus (Jon Garaizar).
18. Sacar el Mini bar (Julio Vallepuerta).
19. Sacar el baño (Thomas Sschwarzer).
20. Montar un chinchorro (Erika Puente).
21. Instalar una butaca como las de salas y que sea reclinable (Caterina Tonón).
22. Colocar un asiento tipo las bandejas de comida de aviones. (Jon Garaizar).

23. Ampliar la cabina (Ana Cammarano).
24. Poner el bar en el techo (Oscar Méndez).
25. Que el copiloto sea un híbrido (Aitzbea Ramos).
26. Tele transportar la silla tipo Star trek (Thomas Schwarzer).
27. Hacer dos controles (Omar Padrón).
28. Colocar una cámara donde el Jefe de Máquinas pueda visualizar los controles desde atrás (Caterina Tonón).
29. Mover los controles al bar (Erika Puente).
30. Digitalizar los controles (Aitzbea Ramos).
31. Que se estrellen los aviones (Omar Padrón).
32. Colocar un asiento en rieles que venga desde la parte posterior hasta adelante (Julio Vallepuerta).
33. Anclar un arnés al techo (Thomas Schwarzer).
34. Hacer un asiento sujeto por guayas (Julio Vallepuerta).
35. Colocar un asiento afuera con una clara bolla (Ana Cammarano).
36. Colocar un asiento inflable (Aitzbea Ramos).
37. Hacer un equipo de vuelo en tierra que prescindiera del Jefe de Maquinas en vuelo y que sea todo computarizado (Ana Cammarano).
38. Hacer los vuelos computarizados (Oscar Méndez).
39. Poner un muñeco inflable (Erika Puente).

Posterior a enumerar las ideas, se evaluarán para descubrir soluciones, seleccionando las más útiles.

ENTREVISTAS HECHAS A JEFES DE MÁQUINAS, PILOTOS, Y TÉCNICOS DEL GRUPO AÉREO DE TRANSPORTE N 5 EN ENERO 2008 EN EL AEROPUERTO GENERALISIMO FRANCISCO DE MIRANDA, PARA PONDERAR LOS CRITERIOS DE SELECCIÓN DE PROPUESTAS EN UNA ESCALA DEL 1 AL 5.

A1: Entrevista 1

	%	PROPUESTAS															
		1		2		3		4		5		6		7		8	
		EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT
Tamaño del asiento	4.45	5	0.22	1	0.045	4	0.178	3	0.134	2	0.089	2	0.089	5	0.223	5	0.223
Modificaciones en el avión	6.66	4	0.27	1	0.067	5	0.333	3	0.2	1	0.067	3	0.2	3	0.2	4	0.266
Ergonomía	8.89	5	0.44	2	0.178	5	0.445	5	0.445	4	0.356	5	0.445	4	0.356	4	0.356
Visibilidad del J.M.	15.6	5	0.78	1	0.156	4	0.622	5	0.778	5	0.778	5	0.778	5	0.778	5	0.778
Seguridad	17.8	5	0.89	1	0.178	1	0.178	3	0.533	4	0.711	2	0.356	5	0.889	5	0.889
Comunicación	20	5	1.00	1	0.2	5	1	5	1	5	1	4	0.8	4	0.8	5	1
Evacuación	13.3	5	0.67	1	0.133	1	0.133	1	0.133	2	0.267	2	0.267	4	0.533	5	0.667
Aspecto físico	2.24	5	0.11	1	0.022	3	0.067	4	0.09	3	0.067	1	0.022	2	0.045	4	0.09
Costo de fabricación	11.1	5	0.56	1	0.111	4	0.444	4	0.345	3	0.333	2	0.222	3	0.333	5	0.555
TOTAL	100		4.93		1.089		3.4		3.656		3.667		3.177		4.155		4.822

A2: Entrevista 2

	PROPUESTAS																
	1		2		3		4		5		6		7		8		
	%	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT		
Tamaño del asiento	4.45	4	0.18	1	0.045	4	0.178	4	0.178	2	0.089	4	0.178	5	0.223	5	0.223
Modificaciones en el avión	6.66	5	0.33	1	0.067	5	0.333	3	0.2	2	0.133	3	0.2	4	0.266	4	0.266
Ergonomía	8.89	5	0.44	1	0.089	3	0.267	4	0.356	4	0.356	5	0.445	4	0.356	4	0.356
Visibilidad del J.M.	15.6	5	0.78	1	0.156	4	0.622	5	0.778	5	0.778	5	0.778	5	0.778	5	0.778
Seguridad	17.8	5	0.89	2	0.356	1	0.178	4	0.711	4	0.711	1	0.178	5	0.889	5	0.889
Comunicación	20	5	1.00	1	0.2	5	1	5	1	5	1	4	0.8	4	0.8	5	1
Evacuación	13.3	5	0.67	1	0.133	2	0.267	1	0.133	1	0.133	2	0.267	4	0.533	5	0.667
Aspecto físico	2.24	5	0.11	1	0.022	3	0.067	4	0.09	4	0.09	3	0.067	2	0.045	4	0.09
Costo de fabricación	11.1	5	0.56	1	0.111	4	0.444	3	0.333	2	0.222	2	0.222	3	0.333	5	0.555
TOTAL	100		4.96		1.178		3.355		3.778		3.511		3.133		4.222		4.822

A3: Entrevista 3

	PROPUESTAS																
	1		2		3		4		5		6		7		8		
	%	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT
Tamaño del asiento	4.45	5	0.22	1	0.045	4	0.178	4	0.178	2	0.089	4	0.178	5	0.223	5	0.223
Modificaciones en el avión	6.66	5	0.33	1	0.067	5	0.333	3	0.2	2	0.133	2	0.133	3	0.2	4	0.266
Ergonomía	8.89	4	0.36	1	0.089	4	0.356	4	0.356	4	0.356	5	0.445	4	0.356	5	0.445
Visibilidad del J.M.	15.6	5	0.78	1	0.156	4	0.622	5	0.778	5	0.778	4	0.622	5	0.778	5	0.778
Seguridad	17.8	5	0.89	2	0.356	2	0.356	1	0.178	4	0.711	1	0.178	5	0.889	5	0.889
Comunicación	20	5	1.00	1	0.2	5	1	5	1	5	1	4	0.8	4	0.8	5	1
Evacuación	13.3	5	0.67	1	0.133	2	0.267	1	0.133	1	0.133	1	0.133	4	0.533	4	0.533
Aspecto físico	2.24	5	0.11	1	0.022	4	0.09	4	0.09	4	0.09	2	0.045	2	0.045	4	0.09
Costo de fabricación	11.1	5	0.56	1	0.111	3	0.333	4	0.444	2	0.222	3	0.333	3	0.333	5	0.555
TOTAL	100		4.91		1.178		3.533		3.356		3.511		2.867		4.155		4.778

A4: Entrevista 4

	%	PROPUESTAS															
		1		2		3		4		5		6		7		8	
		EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT
Tamaño del asiento	4.45	5	0.22	1	0.045	4	0.178	3	0.134	2	0.089	3	0.134	5	0.223	5	0.223
Modificaciones en el avión	6.66	5	0.33	1	0.067	4	0.266	4	0.266	3	0.2	5	0.333	4	0.266	4	0.266
Ergonomía	8.89	5	0.44	2	0.178	5	0.445	4	0.356	4	0.356	5	0.445	4	0.356	4	0.356
Visibilidad del J.M.	15.6	5	0.78	1	0.156	4	0.622	5	0.778	5	0.778	4	0.622	5	0.778	5	0.778
Seguridad	17.8	5	0.89	1	0.178	1	0.178	3	0.533	4	0.711	1	0.178	5	0.889	5	0.889
Comunicación	20	5	1.00	1	0.2	5	1	5	1	5	1	4	0.8	4	0.8	5	1
Evacuación	13.3	5	0.67	1	0.133	2	0.267	1	0.133	1	0.133	2	0.267	5	0.667	5	0.667
Aspecto físico	2.24	4	0.09	1	0.022	2	0.045	4	0.09	4	0.09	1	0.022	2	0.045	4	0.09
Costo de fabricación	11.1	5	0.56	1	0.111	4	0.444	4	0.444	3	0.333	3	0.333	3	0.333	5	0.555
TOTAL	100		4.98		1.089		3.444		3.733		3.689		3.133		4.355		4.822

A5: Entrevista 5

	PROPUESTAS																
	1		2		3		4		5		6		7		8		
	%	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT	EV	TOT
Tamaño del asiento	4.45	5	0.22	1	0.045	4	0.178	4	0.178	2	0.089	3	0.134	5	0.223	5	0.223
Modificaciones en el avión	6.66	5	0.33	1	0.067	5	0.333	3	0.2	3	0.2	5	0.333	3	0.2	4	0.266
Ergonomía	8.89	5	0.44	1	0.089	5	0.445	4	0.356	5	0.445	5	0.445	4	0.356	4	0.356
Visibilidad del J.M.	15.6	5	0.78	1	0.156	5	0.778	5	0.778	5	0.778	4	0.622	5	0.778	5	0.778
Seguridad	17.8	5	0.89	2	0.356	1	0.178	4	0.711	4	0.711	1	0.178	5	0.889	5	0.889
Comunicación	20	5	1.00	1	0.2	5	1	5	1	5	1	4	0.8	4	0.8	5	1
Evacuación	13.3	5	0.67	1	0.133	2	0.267	1	0.133	1	0.133	1	0.133	4	0.533	5	0.667
Aspecto físico	2.24	4	0.09	1	0.022	2	0.045	4	0.09	3	0.067	4	0.09	2	0.045	4	0.09
Costo de fabricación	11.1	5	0.56	1	0.111	4	0.444	4	0.444	1	0.111	3	0.333	3	0.333	5	0.555
TOTAL	100		4.98		1.178		3.666		3.889		3.534		3.067		4.155		4.822

Promedio de valores obtenidos en las entrevistas

A6: Promedio de valores obtenidos en las entrevistas por cada idea propuesta.

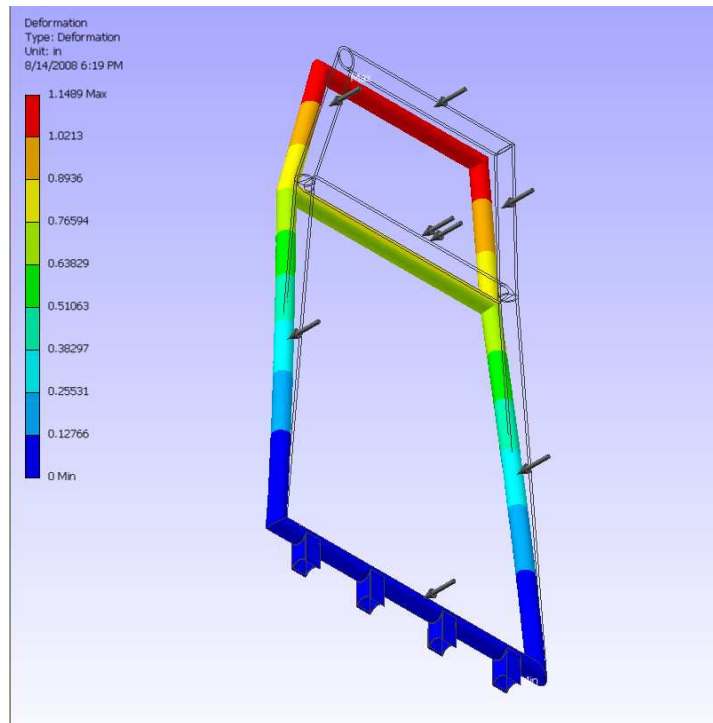
	1	2	3	4	5	6	7	8
ENCUESTA 1	4.93	1.089	3.4	3.656	3.667	3.177	4.155	4.822
ENCUESTA 2	4.96	1.178	3.355	3.778	3.511	3.133	4.222	4.822
ENCUESTA 3	4.91	1.178	3.533	3.356	3.511	2.867	4.155	4.778
ENCUESTA 4	4.98	1.089	3.444	3.733	3.689	3.133	4.355	4.822
ENCUESTA 5	4.98	1.178	3.666	3.889	3.534	3.067	4.155	4.822
PROMEDIO	4.952	1.1424	3.4796	3.6824	3.5824	3.0754	4.2084	4.8132

APÉNDICE B

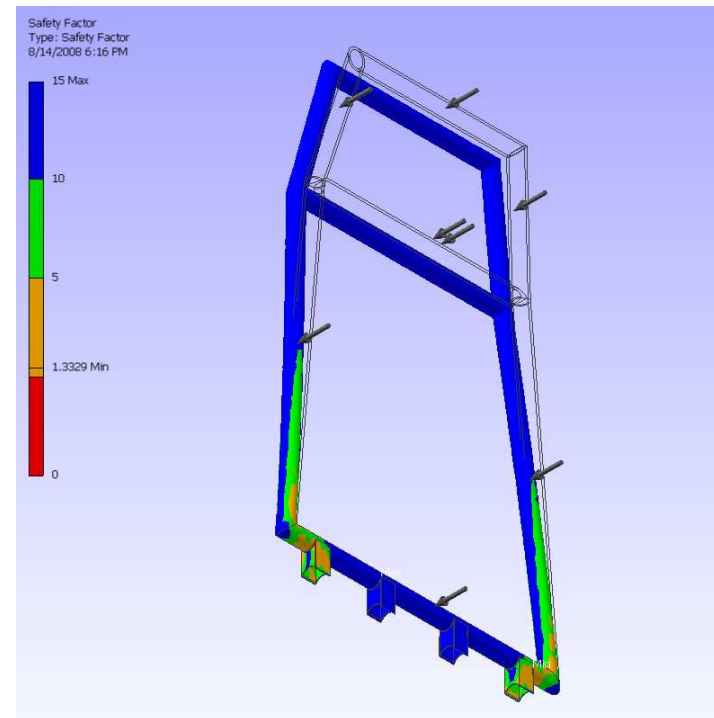
RESULTADOS GRÁFICOS ELABORADOS CON INVENTOR

Respaldo del Asiento:

Deformación y factor de seguridad del respaldo del asiento aplicándole cargas horizontales



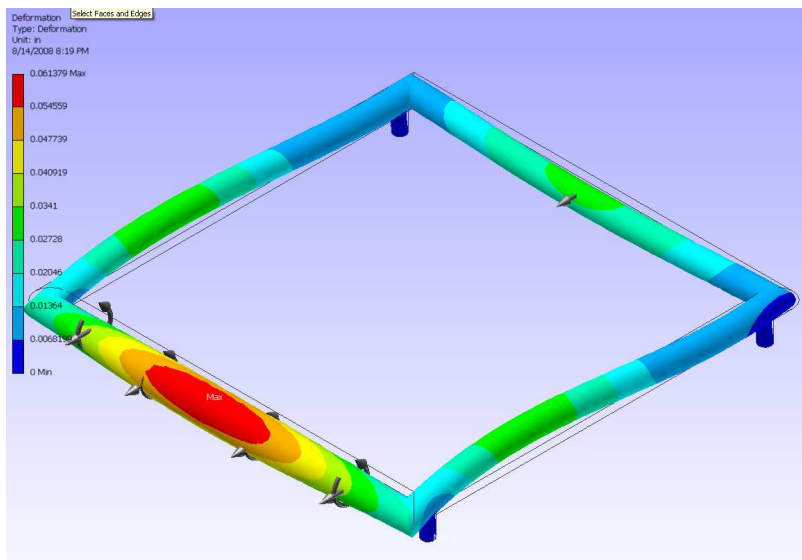
B1: deformación del respaldo con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.



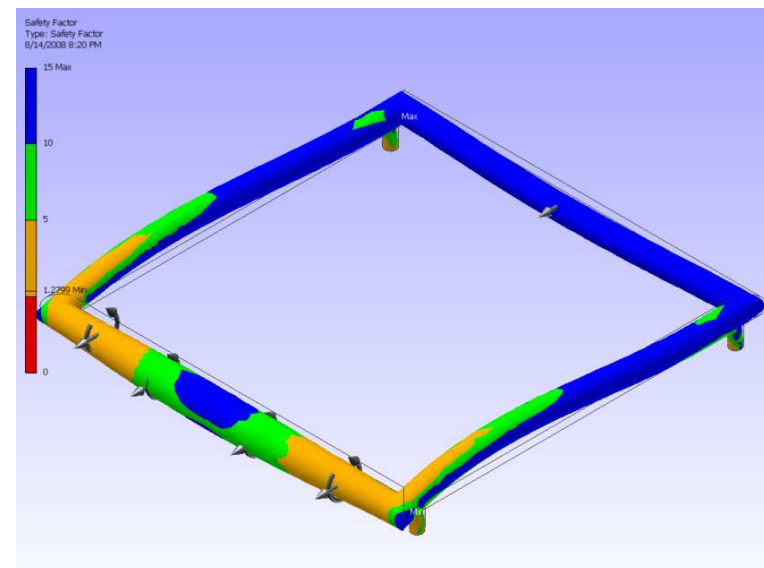
B2: Factor de seguridad del respaldo con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.

Estructura de tubos

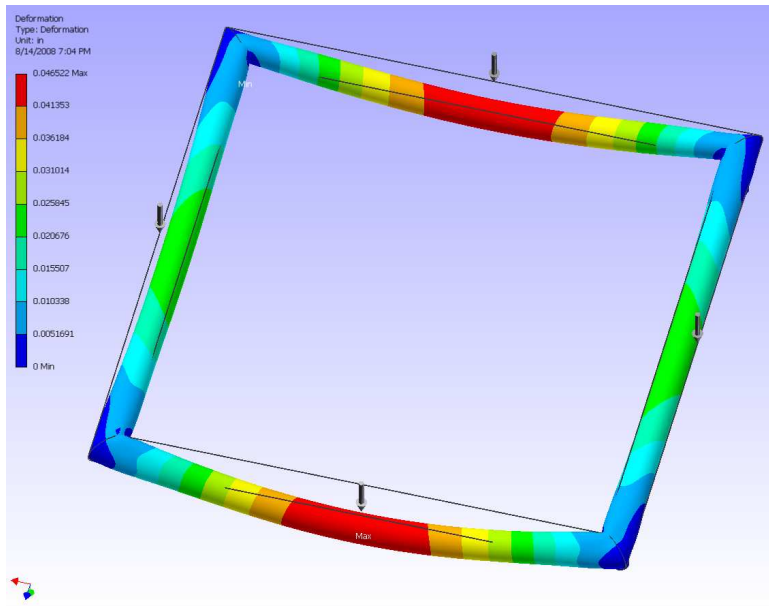
Deformación y factor de seguridad del respaldo del avión aplicándole cargas horizontales



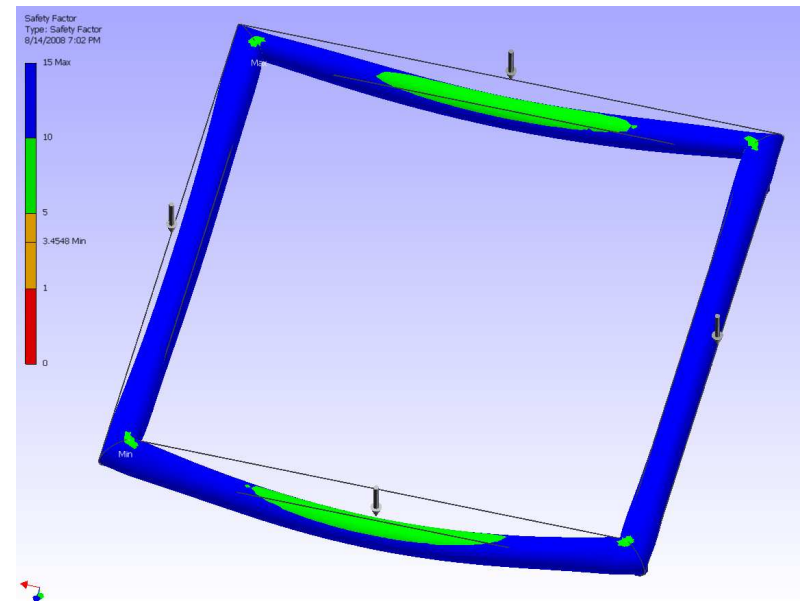
B3: deformación de la estructura de tubos con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.



B4: Factor de seguridad de la estructura de tubos con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.



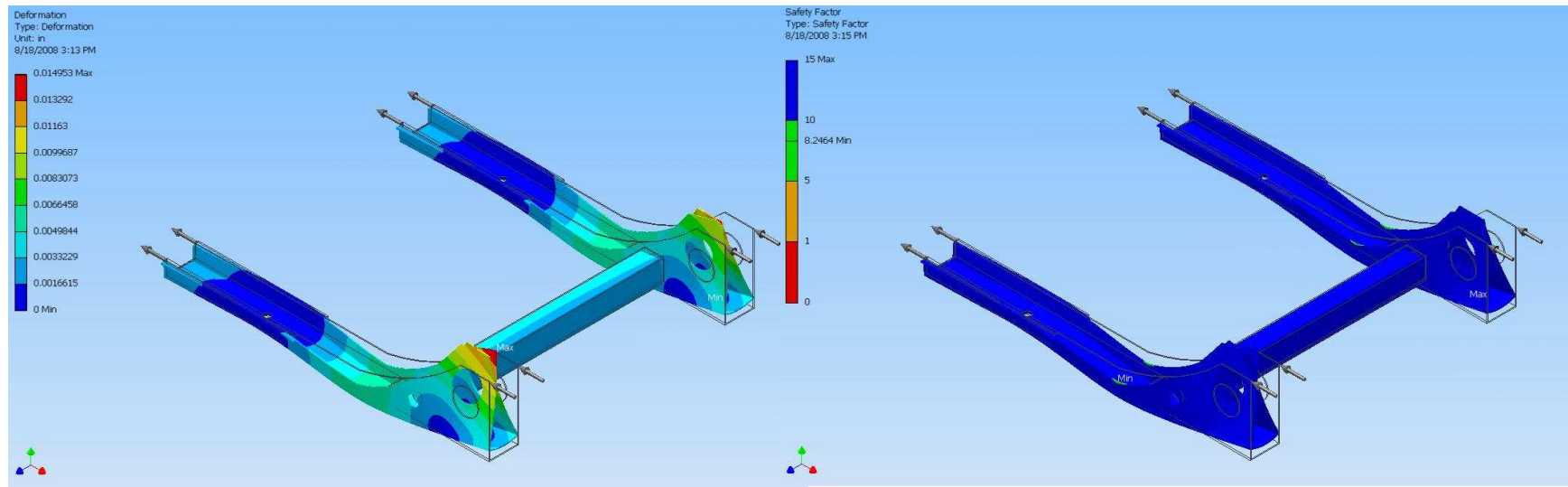
B5: deformación de la estructura de tubos con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.



B6: Factor de seguridad de la estructura de tubos con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.

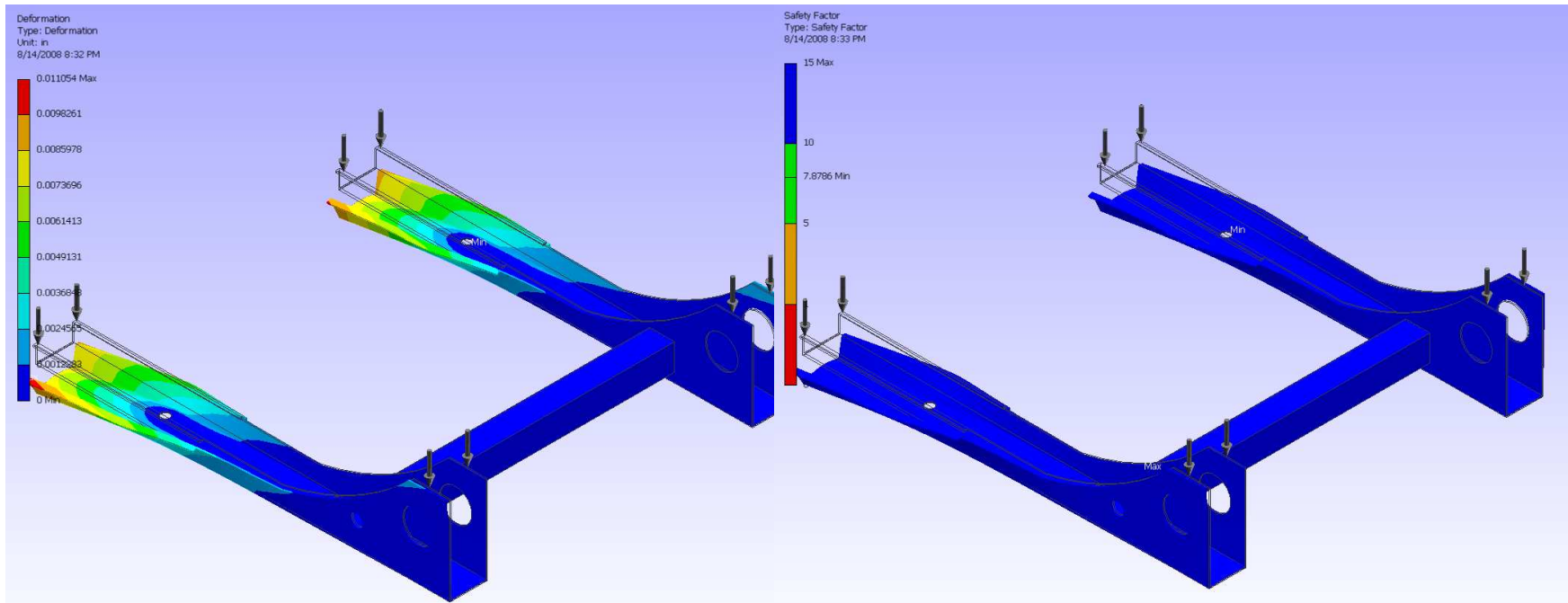
Estructura de Láminas:

Deformación y factor de seguridad de la estructura de láminas del avión aplicándole cargas horizontales.



B7: deformación de la estructura de láminas con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.

B8: Factor de seguridad de la estructura de láminas con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.

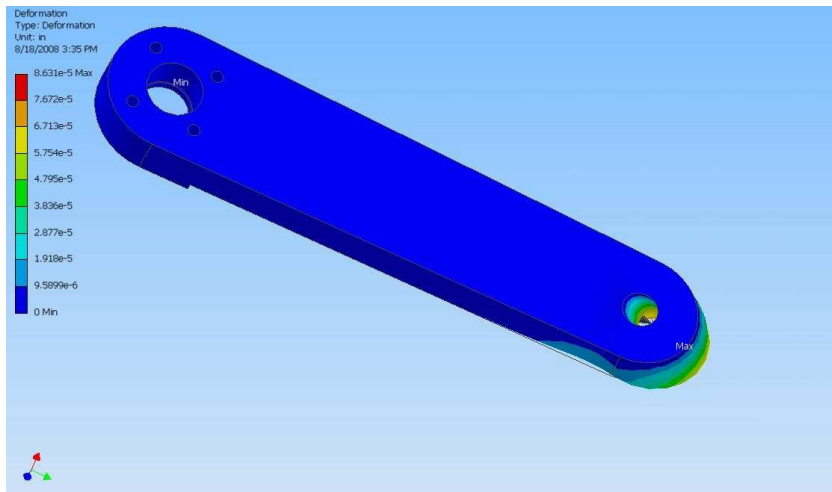


B9: deformación de la estructura de láminas con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.

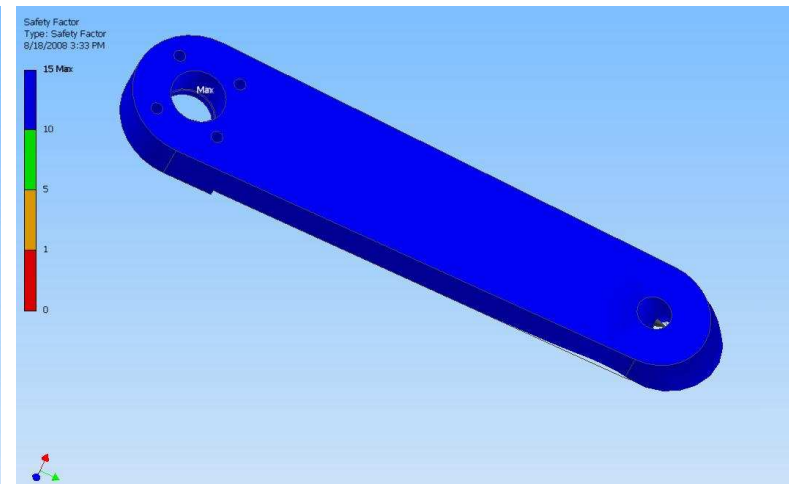
B10: Factor de seguridad de la estructura de láminas con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.

Barras Rotatorias:

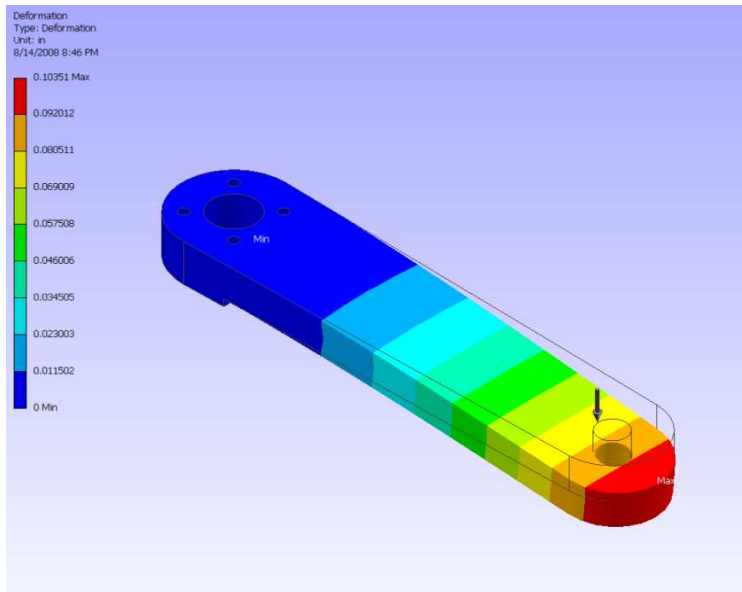
Deformación y factor de seguridad de barras rotatorias del avión aplicándole cargas horizontales.



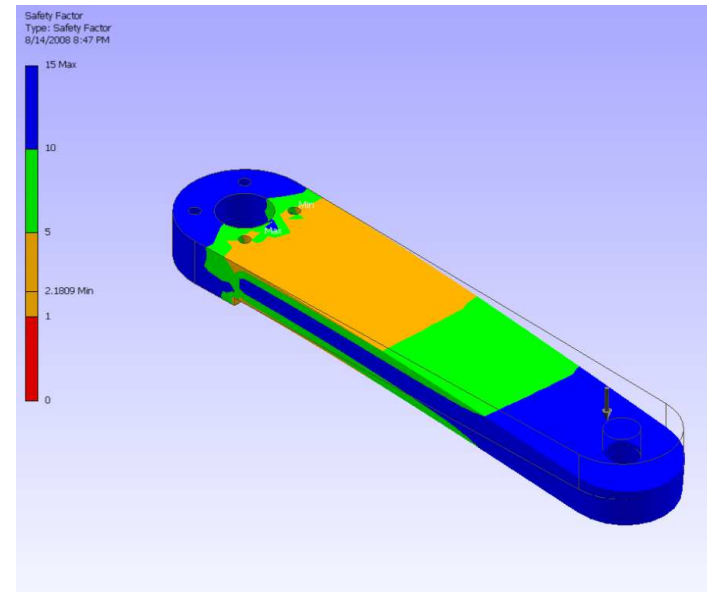
B11: deformación de la barra rotatoria con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.



B12: Factor de seguridad de la barra rotatoria con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.



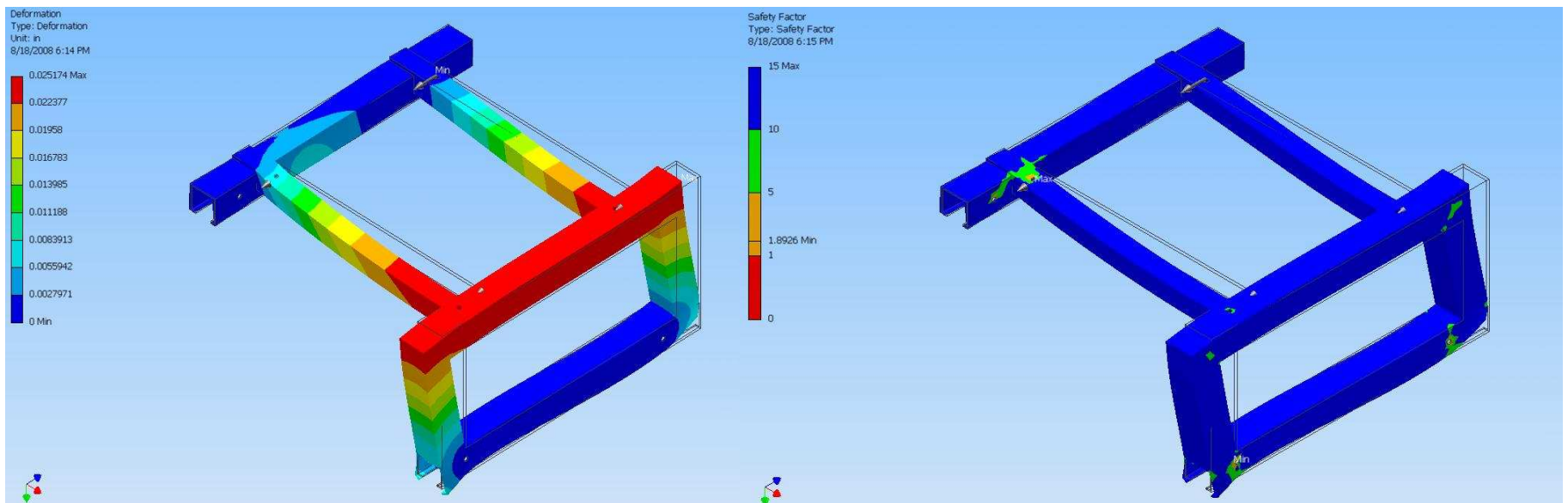
B13 : deformación de la barra rotatoria con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.



B14: Factor de seguridad de la barra rotatoria con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.

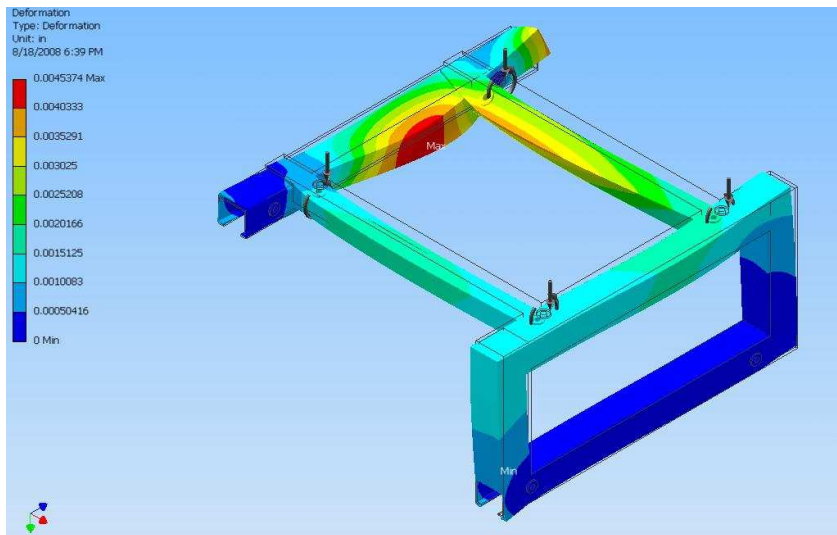
Base inferior

Deformación y factor de seguridad de la base inferior del avión aplicándole cargas horizontales.

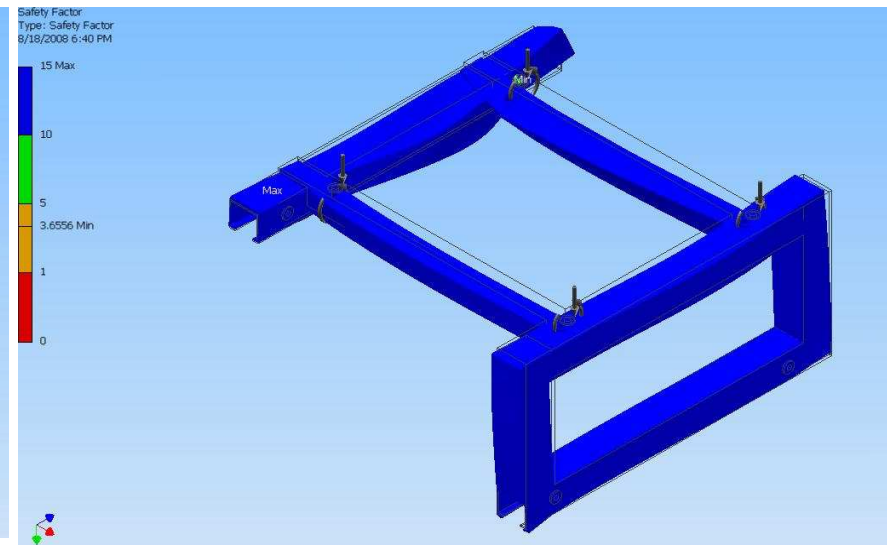


B15: Deformación de la base inferior con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.

B16: Factor de seguridad de la base inferior con aplicación de cargas horizontales en acero 17-40.



B17: Deformación de la base inferior con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.



B18: Factor de seguridad de la base inferior con aplicación de cargas verticales en acero 17-40.

APÉNDICE C

**COMPROBACIÓN DEL ESFUERZO Y DEL FACTOR DE SEGURIDAD DEL
ASIENTO POR CRITERIO DE GOODMAN**

Comprobación del esfuerzo y del factor de seguridad por el criterio de Goodman de las diferentes piezas.

C1: Tabla con valores de comprobación del esfuerzo y del factor de seguridad por el criterio de Goodman

PIEZA	V (N)	M (N.m)	Y (m)	I (m ⁴)	σ (Pa)	Se (Pa)	Sut (Pa)	n
Respaldar	2100	665	0.012	9.62E-09	8.64E+08	7.4E+08	1.38E+09	1.11
Estructura de tubos con cargas horizontales	10260	780	0.013	1.32E-08	8.15E+08	7.4E+08	1.38E+09	1.18
Estructura de tubos con cargas verticales	2000	340	0.013	1.32E-08	3.55E+08	7.4E+08	1.38E+09	2.70
Estructura de láminas con cargas horizontales	2000	220	0.009	1.64E-08	1.21E+08	7.4E+08	1.38E+09	7.93
Estructura de láminas con cargas verticales	15180	0	0	1.36E-04	1.12E+08	7.4E+08	1.38E+09	8.62
Barras rotatorias con cargas horizontales	12800	0	0	3.19E-04	0.04E+08	7.4E+08	1.38E+09	24.01
Barras rotatorias con cargas verticales	2460	323	0.005	3.36E-09	4.99E+08	7.4E+08	1.38E+09	1.92
Base inferior con cargas horizontales	4900	680	0.012	1.72E-08	5.02E+08	7.4E+08	1.38E+09	1.91
Base inferior con cargas verticales	4026	343	0.012	1.72E-08	2.53E+08	7.4E+08	1.38E+09	3.80

V: Fuerza de corte Máxima que experimenta la pieza, expresada en Newton.

M: Momento flector Máximo que experimenta la pieza, expresada en Newton por metro.

Y: Distancia desde el eje neutro hasta la fibra más lejana, expresada en metros.

I: Inercia de la pieza con respecto al eje neutro, expresada en m a la cuatro.

σ : Esfuerzo al que está sometida la pieza, expresado en Pascales.

Se: Límite de resistencia a la fatiga, expresado en Pascales.

Sut: resistencia media última a la tensión, expresada en Pascales.

n: Factor de seguridad calculado por el criterio de Goodman

APÉNDICE D

CÁLCULOS DE TORNILLOS

Leyenda de las Tablas D1, D2, D3 y D4, referidas al cálculo de tornillos.

d tor: diámetro del tornillo, expresado en milímetros.

l aran: longitud de la arandela, expresada en milímetros.

l t aran: longitud total de las arandelas que resulta de multiplicar l aran por el número de arandelas, expresada en milímetros.

l tuerca: longitud de la tuerca, expresada en milímetros.

l mat: espacio del tornillo ocupado por el material de la base, expresado en milímetros.

l hueco: espacio del tornillo que no abarca material, es decir, los espacios huecos de la estructura, expresado en milímetros.

L tor: longitud total del tornillo, que resulta de sumar l t aran, l tuerca, l mat y l hueco, expresado en milímetros.

A tor: área del tornillo, expresada en metros al cuadrado.

E mat: módulo de Young del material de la estructura del asiento, expresado en Pascales.

E tor: módulo de Young del material del tornillo, expresado en Pascales.

Sut: resistencia media última a la tensión del tornillo, expresado en Pascales.

Sy: resistencia a la fluencia del tornillo, expresado en Pascales.

Se: límite de resistencia a la fatiga del tornillo, expresado en Pascales.

Km₁: coeficiente de rigidez del material de la estructura del asiento, expresado en Newton sobre metro.

Km₂: coeficiente de rigidez de las arandelas, expresado en Newton sobre metro.

Kb: coeficiente de rigidez del tornillo, expresado en Newton sobre metro.

C: factor de aplicación de carga.

P: cargas aplicada sobre la unión, expresada en Newton.

Fi: fuerza de precarga, expresada en Newton.

Fb: fuerza que debe soportar el tornillo, expresada en Newton.

σ_{max} : esfuerzo máximo, expresado en Pascales.

σ_{min} : esfuerzo mínimo, expresado en Pascales.

n: factor de seguridad, calculado por el criterio de Goodman.

D1: Tabla de cálculos del tornillo que une las barras rotatorias con la base superior cargado con una fuerza cortante

d tor	l aran	l t aran	l tuerca	l mat	l hueco	l tor	A tor	E mat	E tor	Sut	Sy
5	0.8	4.8	4	16.07	0	24.87	2.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
6	1.6	9.6	5	16.07	0	30.67	3.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
8	2	12	6.5	16.07	0	34.57	5.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
10	2.5	15	8	16.07	0	39.07	8.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
12	3	18	10	16.07	0	44.07	0.0001	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
14	3	18	11	16.07	0	45.07	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
16	3	18	13	16.07	0	47.07	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
18	4	24	15	16.07	0	55.07	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
20	4	24	16	16.07	0	56.07	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08
22	4	24	18	16.07	0	58.07	0.0004	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08

d tor	Se	Km1	Km2	Kmt	Kb	C	P	Fi	Fb	σ_{max}	σ_{min}	n
5	7.40E+08	4.96E+08	5.04E+08	2.50E+08	1.58E+08	0.3872	12800	4172.4	9128.03	4.45E+08	2.32E+08	0.94
6	7.40E+08	5.89E+08	5.98E+08	2.97E+08	1.84E+08	0.3834	12800	6008.3	10915.4	4.06E+08	1.93E+08	1.07
8	7.40E+08	8.43E+08	8.56E+08	4.25E+08	2.91E+08	0.4065	12800	10681	15883.9	3.71E+08	1.58E+08	1.22
10	7.40E+08	1.10E+09	1.12E+09	5.55E+08	4.02E+08	0.42	12800	16690	22065.5	3.53E+08	1.40E+08	1.32
12	7.40E+08	1.36E+09	1.38E+09	6.86E+08	5.13E+08	0.4282	12800	24033	29513.6	3.43E+08	1.30E+08	1.38
14	7.40E+08	1.69E+09	1.72E+09	8.51E+08	6.83E+08	0.4452	12800	32712	38409.9	3.37E+08	1.25E+08	1.42
16	7.40E+08	2.02E+09	2.05E+09	1.02E+09	8.54E+08	0.4565	12800	42726	48568.4	3.33E+08	1.21E+08	1.45
18	7.40E+08	2.23E+09	2.26E+09	1.12E+09	9.24E+08	0.4516	12800	54075	59854.9	3.30E+08	1.18E+08	1.47
20	7.40E+08	2.59E+09	2.63E+09	1.30E+09	1.12E+09	0.4624	12800	66759	72677.3	3.28E+08	1.16E+08	1.48
22	7.40E+08	2.93E+09	2.98E+09	1.48E+09	1.31E+09	0.4697	12800	80778	86789.9	3.27E+08	1.14E+08	1.49

D2: Tabla de cálculos del tornillo que une las barras con la base inferior cargado con una fuerza cortante

d tor	l aran	l t aran	l tuerca	l mat	l hueco	l tor	A tor	E mat	E tor	Sut	Sy	Se
5	0.8	4.8	4	16.07	0	24.87	2.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
6	1.6	9.6	5	16.07	0	30.67	3.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
8	2	12	6.5	16.07	0	34.57	5.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
10	2.5	15	8	16.07	0	39.07	8.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
12	3	18	10	16.07	0	44.07	0.0001	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
14	3	18	11	16.07	0	45.07	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
16	3	18	13	16.07	0	47.07	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
18	4	24	15	16.07	0	55.07	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
20	4	24	16	16.07	0	56.07	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
22	4	24	18	16.07	0	58.07	0.0004	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08

d tor	Km1	Km2	Kmt	Kb	C	P	Fi	Fb	σ_{max}	σ_{min}	n
5	4.96E+08	5.04E+08	2.50E+08	1.58E+08	0.3872	12800	4172.4	9128.03	4.45E+08	2.32E+08	0.94
6	5.89E+08	5.98E+08	2.97E+08	1.84E+08	0.3834	12800	6008.3	10915.4	4.06E+08	1.93E+08	1.07
8	8.43E+08	8.56E+08	4.25E+08	2.91E+08	0.4065	12800	10681	15883.9	3.71E+08	1.58E+08	1.22
10	1.10E+09	1.12E+09	5.55E+08	4.02E+08	0.42	12800	16690	22065.5	3.53E+08	1.40E+08	1.32
12	1.36E+09	1.38E+09	6.86E+08	5.13E+08	0.4282	12800	24033	29513.6	3.43E+08	1.30E+08	1.38
14	1.69E+09	1.72E+09	8.51E+08	6.83E+08	0.4452	12800	32712	38409.9	3.37E+08	1.25E+08	1.42
16	2.02E+09	2.05E+09	1.02E+09	8.54E+08	0.4565	12800	42726	48568.4	3.33E+08	1.21E+08	1.45
18	2.23E+09	2.26E+09	1.12E+09	9.24E+08	0.4516	12800	54075	59854.9	3.30E+08	1.18E+08	1.47
20	2.59E+09	2.63E+09	1.30E+09	1.12E+09	0.4624	12800	66759	72677.3	3.28E+08	1.16E+08	1.48
22	2.93E+09	2.98E+09	1.48E+09	1.31E+09	0.4697	12800	80778	86789.9	3.27E+08	1.14E+08	1.49

D3: Tabla de cálculos del tornillo que une las barras rotatorias con la base superior cargado con una fuerza axial

d tor	l aran	l t aran	l tuerca	l mat	l hueco	l tor	A tor	E mat	E tor	Sut	Sy	Se
5	0.8	2.4	4	16.07	22.47	44.94	2.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
6	1.6	4.8	5	16.07	22.47	48.34	3.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
8	2	6	6.5	16.07	22.47	51.04	5.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
10	2.5	7.5	8	16.07	22.47	54.04	8.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
12	3	9	10	16.07	22.47	57.54	0.0001	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
14	3	9	11	16.07	22.47	58.54	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
16	3	9	13	16.07	22.47	60.54	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
18	4	12	15	16.07	22.47	65.54	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
20	4	12	16	16.07	22.47	66.54	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08
22	4	12	18	16.07	22.47	68.54	0.0004	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+08

d tor	Km1	Km2	Kmt	Kb	C	P	Fi	Fb	σ_{max}	σ_{min}	n
5	3.98E+08	4.04E+08	2.01E+08	87382955	0.3035	2460	4172.4	4919.02	3.38E+08	1.25E+08	1.41
6	4.96E+08	5.03E+08	2.50E+08	1.17E+08	0.319	2460	6008.3	6793.09	3.33E+08	1.20E+08	1.45
8	7.19E+08	7.3E+08	3.62E+08	1.97E+08	0.3522	2460	10681	11547.8	3.27E+08	1.15E+08	1.49
10	9.59E+08	9.74E+08	4.83E+08	2.91E+08	0.3756	2460	16690	17613.7	3.25E+08	1.12E+08	1.51
12	1.21E+09	1.23E+09	6.09E+08	3.93E+08	0.3922	2460	24033	24998	3.23E+08	1.11E+08	1.52
14	1.50E+09	1.52E+09	7.54E+08	5.26E+08	0.4109	2460	32712	33722.6	3.22E+08	1.10E+08	1.53
16	1.79E+09	1.82E+09	9.02E+08	6.64E+08	0.4242	2460	42726	43769.3	3.21E+08	1.09E+08	1.53
18	2.05E+09	2.08E+09	1.03E+09	7.77E+08	0.4293	2460	54075	55130.7	3.21E+08	1.08E+08	1.54
20	2.38E+09	2.41E+09	1.20E+09	9.44E+08	0.441	2460	66759	67843.6	3.20E+08	1.08E+08	1.54
22	2.70E+09	2.74E+09	1.36E+09	1.11E+09	0.4493	2460	80778	81883.5	3.20E+08	1.08E+08	1.54

D4:Tabla de cálculos del tornillo que une la barra con la estructura inferior cargado con una fuerza cortante

d tor	l aran	l t aran	l tuerca	l mat	l hueco	l tor	A tor	E mat	E tor	Sut	Sy	Se
5	0.8	4.8	4	16.07	0	24.87	2.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
6	1.6	9.6	5	16.07	0	30.67	3.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
8	2	12	6.5	16.07	0	34.57	5.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
10	2.5	15	8	16.07	0	39.07	8.00E-05	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
12	3	18	10	16.07	0	44.07	0.0001	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
14	3	18	11	16.07	0	45.07	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
16	3	18	13	16.07	0	47.07	0.0002	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
18	4	24	15	16.07	0	55.07	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
20	4	24	16	16.07	0	56.07	0.0003	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8
22	4	24	18	16.07	0	58.07	0.0004	1.97E+11	2.00E+11	5.00E+08	2.50E+08	7.40E+8

d tor	Km1	Km2	Kmt	Kb	C	P	Fi	Fb	σ_{max}	σ_{min}	n
5	4.96E+08	5.04E+08	2.50E+08	1.58E+08	0.3872	2460	4172.4	5124.83	3.43E+08	1.31E+08	1.38
6	5.89E+08	5.98E+08	2.97E+08	1.84E+08	0.3834	2460	6008.3	6951.38	3.35E+08	1.23E+08	1.43
8	8.43E+08	8.56E+08	4.25E+08	2.91E+08	0.4065	2460	10681	11681.3	3.29E+08	1.16E+08	1.48
10	1.10E+09	1.12E+09	5.55E+08	4.02E+08	0.42	2460	16690	17722.9	3.25E+08	1.13E+08	1.5
12	1.36E+09	1.38E+09	6.86E+08	5.13E+08	0.4282	2460	24033	25086.4	3.23E+08	1.11E+08	1.52
14	1.69E+09	1.72E+09	8.51E+08	6.83E+08	0.4452	2460	32712	33806.9	3.22E+08	1.10E+08	1.53
16	2.02E+09	2.05E+09	1.02E+09	8.54E+08	0.4565	2460	42726	43848.6	3.22E+08	1.09E+08	1.53
18	2.23E+09	2.26E+09	1.12E+09	9.24E+08	0.4516	2460	54075	55185.6	3.21E+08	1.08E+08	1.54
20	2.59E+09	2.63E+09	1.30E+09	1.12E+09	0.4624	2460	66759	67896.3	3.21E+08	1.08E+08	1.54
22	2.93E+09	2.98E+09	1.48E+09	1.31E+09	0.4697	2460	80778	81933.6	3.20E+08	1.08E+08	1.54

APÉNDICE E

CÁLCULOS DE SOLDADURA

E1:Tabla de cálculos de las soldaduras utilizadas

	ANCHO	LARGO	DIAM	H	AREA	Iu	I
RESPALDO FORMA 1	0.0254	0.0398	0	0.004	0.0004	3.1E-05	8.7E-08
RESPALDO FORMA 2	0	0	0.0254	0.004	0.0002	6.4E-06	1.8E-08
RESPALDO FORMA 3	0.0254	0.0398	0	0.004	0.0002	1.1E-05	3E-08
CUADRADO	0.004	0	0	0.004	1E-05	0	0
BASE INFERIOR	0.0254	0.0597	0	0.004	0.0005	8.1E-05	2.3E-07

	V	M	τ'	τ	Se	Sut	n
RESPALDO FORMA 1	2100	665	5694588	1.5E+08	7.4E+08	1.38E+09	6.3
RESPALDO FORMA 2	2100	665	9305863	4.6E+08	7.4E+08	1.38E+09	2.07
RESPALDO FORMA 3	2100	665	9328822	4.5E+08	7.4E+08	1.38E+09	2.16
CUADRADO	6200	0	5.5E+08	0	7.4E+08	1.38E+09	1.76
BASE INFERIOR	10700	680	2.2E+07	8.9E+07	7.4E+08	1.38E+09	10.8

Ancho: Es el ancho del cordón de soldadura, expresado en metros.

Largo: Es el largo del cordón de soldadura, expresado en metros.

Diámetro: Es el diámetro del cordón de soldadura, expresado en metros.

H: Es la Garganta del cordón de soldadura, expresada en metros.

Área: Es el área del cordón de soldadura, expresada en metros al cuadrado.

Iu: Segundo momento del área unitaria, expresado en metros al cubo.

I: Inercia, expresado en metros a la cuatro.

V: Fuerza de corte, expresada en Newton.

M: Momento flector, Expresado en Newton por metro.

τ' : Esfuerzo producido por la fuerza cortante, expresado en Pascales.

τ : Esfuerzo producido por el momento flector, expresado en Pascales.

Se: Limite de resistencia a la fatiga, expresado en Pascales.

Sut: Resistencia media ultima a la tensión.

n: Factor de seguridad calculado por el criterio de Goodman.

ANEXOS

CATÁLOGOS DE TORNILLOS, DE MATERIALES, DE CINTURÓN DE SEGURIDAD Y DE RIELES

ANEXO 1: Catálogo de cinturón de seguridad



Aircraft Spruce & Specialty Co.
Worldwide Distributor of Aircraft Parts and Pilot Supplies

Log In -

ORDER STATUS
CART/CHECKOUT
ORDER FORM
HOME
SEARCH
HELP
CONTACT US

Product Search

GO >

Popular Searches

PRODUCT INDEX

- Airframe Parts
- Avionics
- Books & Videos
- Composite Materials
- Covering Supplies
- Electrical
- Engine Parts
- Hardware
- Instruments
- Landing Gear
- Metals & Plastics
- Pilot Shop
- Tools
- Wood Products
- Kits & Plans
- FBO Supplies

SPRUCE STORES

- West Coast
- East Coast
- Canada
- Avionics - West
- Avionics - East

INTERNATIONAL

- Representatives

EAA

- Dates/Locations
- EAA Homepage
- EAA Chapter Listing
- EAA Credit Card

SPRUCE NEWS

- 2008 Air Shows
- Specials/New Products
- Employment
- Customer Comments
- Sponsorships
- President's Message
- About Us
- Mission Statement

LINKS

- Gift Cards
- Chart Master
- Shopping Lists

Airframe Parts - Seat Belts - Seat Belts

STYLE NO. 1A SEAT BELT




These are top quality, new manufactured assemblies. They are designed, manufactured, and proof tested to rigid FAA standards. All seat belts use proven lift to release style Davis metal to metal buckles. Push-to-release buckles are not used due to difficulties in releasing under emergency conditions. Aircraft quality alloys and 2-inch nylon webbing are used throughout. Seatbelts are certified to FAA TSO-C22f.

Most popular metal-to-metal seat belt. Furnished with FD34904 end fitting. This 56" adjustable seat belt offers a heavyduty combination of an all-nylon 2" wide herringbone webbing and a metal-to-metal "quick release" buckle. Buckle mates with harness adapters (Shoulder Harness Items 3B or 3C) for safety belt/harness set or use belt alone. Choice of colors: Black, Brown, Tan, Navy Blue, Royal Blue, Gray, Red, Green.

Description	Part No.	Price	Buy
#1A SEATBELT G-6573-5 BLACK	13-00201	\$42.95	ORDER
#1A SEATBELT G-6573-5 BROWN	13-00202	\$42.95	ORDER
#1A SEATBELT G-6573-5 TAN	13-00203	\$42.95	ORDER
#1A SEATBELT G-6573-5 NAVY BL	13-00204	\$42.95	ORDER
#1A SEATBELT ROYAL BLUE	13-00205	\$42.95	ORDER
#1A SEATBELT G-6573-5 GRAY	13-00206	\$44.95	ORDER
#1A SEATBELT G-6573-5 RED	13-00207	\$42.95	ORDER
#1A SEATBELT G-6573-5 GREEN	13-00210	\$42.95	ORDER

ANEXO 2: Hardware para sujetar cinturón de seguridad.

[Log In -](#)



Aircraft Spruce & Specialty Co.

Worldwide Distributor of Aircraft Parts and Pilot Supplies

ORDER STATUS
CART/CHECKOUT
ORDER FORM
HOME
SEARCH
HELP
CONTACT US

Product Search

Popular Searches

PRODUCT INDEX

- Airframe Parts
- Avionics
- Books & Videos
- Composite Materials
- Covering Supplies
- Electrical
- Engine Parts
- Hardware
- Instruments
- Landing Gear
- Metals & Plastics
- Pilot Shop
- Tools
- Wood Products
- Kits & Plans
- FBO Supplies

SPRUCE STORES

- West Coast
- East Coast
- Canada
- Avionics - West
- Avionics - East

INTERNATIONAL

Representatives

EAA

- Dates/Locations
- EAA Homepage
- EAA Chapter Listing
- EAA Credit Card

SPRUCE NEWS


- 2008 Air Shows
- Specials/New Products
- Employment
- Customer Comments
- Sponsorships
- President's Message
- About Us
- Mission Statement

LINKS


- Gift Cards
- Chart Master
- Shopping Lists

Airframe Parts - Seat Belts - Hardware

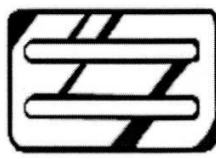
SEAT BELT HARDWARE



Triangular End Fitting
P/N 13-04101



Clip Type End Fitting
P/N 442868



Slide Adjuster
P/N 442663

Description	Part No.	Price	Buy
TRI END FITTING 442879-1-72	13-04101	\$7.90	<input type="button" value="ORDER"/>
CLIP TYPE FITTING # 442868	442868	\$11.70	<input type="button" value="ORDER"/>
3-BAR SLIDE ADJUSTER FD-1595-1	442663	\$5.60	<input type="button" value="ORDER"/>

ANEXO 3: Catálogo de rieles del fabricante HEGRA.



Grenzweg 10b · D-65582 Diez
 Telefon 0 64 32 / 6 22 12 · Fax 0 64 32 / 6 22 11
 Internet: www.hegra-linear.de
 E-Mail: info@hegra-linear.de



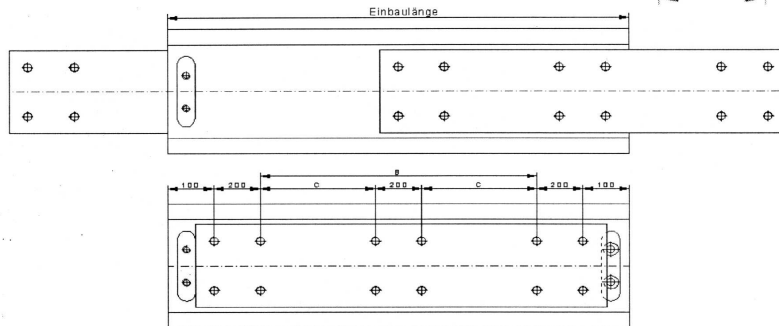
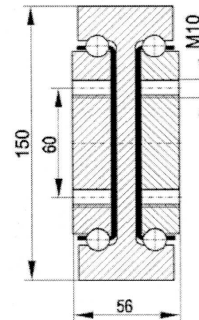
Teleskopschiene HGT 150

Basistyp:

- Seitenmontage
- Vollauszüge
- Stahl verzinkt
- Befestigungsbohrungen

Sonderanfertigungen:

- Sonderlängen
- Bohrungen / Lochabstände
- Anbauelemente
- Kombinationen



Einbaulänge	Längen		Lochbild		Gewicht/ Paar Kg	Auszugslänge A	Belastung/ Paar Kg
	B	C	1	2			
E (1)	B	C	1	2	Kg	A	Kg
800	200		8	8		800	1300
850	250		8	8		850	1300
900	300		8	8		900	1250
1000	400		8	8		1000	1200
1100		150	12	12		1100	1150
1200		200	12	12		1200	1100
1300		250	12	12		1300	1050
1400		300	12	12		1400	1000
1600		400	12	12		1600	950
1800		500	12	12		1800	800
2000		600	12	12		2000	700

Continuación del catálogo de rieles del fabricante HEGRA

Teilauszüge
Lineare Führungssysteme

Vollauszüge
Überauszüge

Schwerlastauszüge
Edelstahl

Startseite


- Wir über uns
- Produkte
- Hegra in Europa
- Kontakt
- Impressum

HEGRA Linear

Lineare Führungssysteme und Teleskopschienen

Willkommen bei Hegra. Wir sind einer der führenden Hersteller von linearen Führungssystemen und Teleskopschienen.

Unsere Produkte werden europaweit und in verschiedenen Anwendungsbereichen eingesetzt.



**TÜV
CERT**

DIN EN ISO 9001:2000
Zertifiz. Nr. 100 070714

Wenn Sie Fragen haben und mehr über unsere Produkte und Leistungen wissen möchten, verwenden Sie einfach unsere **Kontaktseite**.

Startseite

Teilauszüge

Vollauszüge

Überauszüge

Schwerlastauszüge

Lineare Führungssysteme

ANEXO 4: Proveedores de Acero 17-4 (American International Metals)



Same Day Delivery if Needed



ALUMINUM

Sheet, Plate, Bar and Coil:

1100-F, 2011-T3, 2014-T4, 2017-T4, 2024-T4, T351-T3511, 2219-T851, 5456, 5086, 6061, All Tempers, 6063-T52, 6262-T6511-T8-59, 7050, 7075 All Tempers

Aluminum Tube and Pipe:

2024-0, -T3, 3003, 5052-0, 6061-T6, T4, HYD

AIRCRAFT ALLOYS

Sheet, Plate and Bar:

4130, 4140, 4150, 4330, 4340, 4340 VM, 4620, 6150, 8620, 8740, 9310, 9-4-30, Hy Tuf, 52100; *Billet available* in 4330, 4340, 300M cut to size; Material available in ANN, NORM and Modified

Aircraft Alloy Tube and Pipe:

4130, 4140, 4150, 4330, 4340
Available in Annealed, Normalized and Modified



BRASS ALLOY, COPPER & BRONZE

Sheet, Plate, Foil, Bar, Tube and Pipe:

CDA 110, 101, 172, 173, 70-30, 90-10, etc... ALUM Bronze, MAGN Bronze, PHOS Bronze, Silicon Bronze; Nickel Silver; Brass 360, 464

Bar and Tube:

C93200 - Continuous Cast Up To 16"
and Centrifugal Up To 30"

BRONZE ALUMINUM (SAE 954)

Bar and Tube:

C95400 - Continuous Cast Up To 8"
and Centrifugal Up To 30"

Wear Plate

C95400 - Continuous Cast Up To 15" Width
and 3" Thickness



Every Metal For Every Need

NICKEL & SPECIALTY ALLOY

Sheet, Plate, Foil, Bar, Tube and Pipe:

200, 201, 400, 405, K500, 600, 625, 718, X750, 800, 901, 904L; HAST X #5, 276, C22, G-30; A286; MP 35N, MP 159 #4; Rene 41 #5; Invar 36 #1, Kovar #1; Maraging 250, 300; Custom 450, 455; Waspaloy #3; Moly; L605, L605 Cold Reduced

STAINLESS STEEL

Sheet, Plate, Foil, Bar, Tube, and Pipe:

301, 302, 303S, 304, 304L, 309, 316/316L, 321, 347, 410, 416, 418, 430, 440 A, C; 13-8, 15-5, 15-7, 17-4, 17-7 PH; NIT 40, NIT 50, NIT 60 #2; *Billet available* in 13-8 PH, 15-5 PH, 17-4 PH cut to size

STEEL

Sheet, Plate, Bar, Tube, Pipe and Shapes:

ASTM A36, ASTM AH36, ASTM DH36, MIL S 22698 Corten, ABS Hull Plate, HY80, HY100; ASTM A 105, 131, 182, 202, 242; ASTM A 366, 387, 514, 515, 516; ASTM A 572, 588, 606, 633, 656; Galvanized Steel Sheet; Cold Rolled and Hot Rolled 1008/1010, 1018, 1095; C-1045 TG&P, C-1141, C1144, 12L14, C1215, Stress Proof, Leadloy

TITANIUM

Sheet, Plate, Foil, Bar, Tube and Pipe:

CP Grades 1, 2, 3, 4, 6AL/4V, 6AL/6V/2SN, 6242, 662, 3-2.5, 5-2.5 15-333; *Billet available* in 6-4 cut to size; Specialty Titanium available upon request.

TOOL STEEL

Bar and Plate:

O-1, O-2, A2, D2, D6, D-7, H-11 H-13, M1, M2, M42, M-50, M-59, P20, S-1, S-2, S-7, T-1, T-15, W1

PRE-PRODUCTION PROCESSING

Shearing, Grinding, Plate Burning, Roll and Weld, Abrasive Cutting, Saw Cutting, Heat Treating and Coil Slitting, Forging and Castings - upon request.

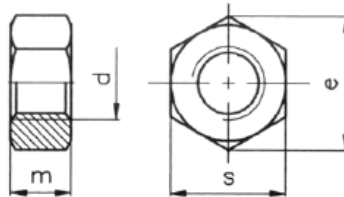
ANEXO 5B: Catálogo de tuercas de la compañía Inox Ibérica.



Inox Ibérica, S.A.

A2/A4 - DIN 934
DIN EN ISO 4032

TUERCA HEXAGONAL



d	s	e	m
M-1,6	3,2	3,48	1,3
M-2	4	4,38	1,6
M-2,5	5	5,45	2
M-3	5,5	6,01	2,4
M-3,5	6	6,58	2,8
M-4	7	7,66	3,2
M-5	8	8,79	4
M-6	10	11,05	5
M-7	11	12,12	5,5
M-8	13	14,38	6,5
M-10	17	18,9	8
M-12	19	21,1	10
M-14	22	24,49	11
M-16	24	26,75	13
M-18	27	29,56	15
M-20	30	32,95	16
M-22	32	35,03	18
M-24	36	39,55	19
M-27	41	45,2	22
M-30	46	50,85	24
M-33	50	55,37	26
M-36	55	60,79	29
M-39	60	66,44	31
M-42	65	72,09	34
M-45	70	76,95	36
M-48	75	82,6	38
M-52	80	88,25	42

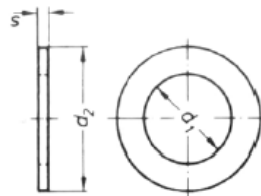
ANEXO 5C: Catálogo de arandelas de la compañía Inox Ibérica.



Inox Ibérica, S.A.

A2/A4 - DIN 1440
DIN EN ISO 28738

ARANDELA PARA PERNOS



d1	d2	s
3	6	0,8
4	8	0,8
5	10	0,8
6	12	1,6
7	14	1,6
8	16	2
10	20	2,5
12	25	3
13	25	3
14	28	3
16	28	3
18	30	4
20	32	4
22	34	4
23	36	4
24	38	4
25	40	4
26	40	5
27	40	5
28	42	5
30	45	5
32	50	5
33	50	5
35	52	6
36	52	6
40	58	6