



**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

PROYECTO TÉCNICO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE  
INGENIERO MECÁNICO

**TEMA:**

---

“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SOPORTE PARA EL SENSOR  
ELECTRO-ÓPTICO SEO-D1 A SER INSTALADO EN EL HELICÓPTERO  
TH57 DE LA FAE, PARA LOGRAR LA MÍNIMA AFECTACIÓN  
AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL.”

---

**AUTOR:** Christian Danilo Coba Gavilánez

**TUTOR:** Ing. Mg. Gonzalo López

AMBATO-ECUADOR

2017

## **APROBACIÓN DEL TUTOR**

### **CERTIFICACIÓN**

En mi calidad de tutor del presente proyecto técnico, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico con el tema: “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SOPORTE PARA EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO-D1 A SER INSTALADO EN EL HELICÓPTERO TH 57 DE LA FAE, PARA LOGRAR LA MÍNIMA AFECTACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL”, elaborado por el señor Christian Danilo Coba Gavilánez, egresado de la carrera de Ingeniería Mecánica de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica, de la Universidad Técnica de Ambato. CERTIFICO que el presente proyecto de titulación fue elaborado en su totalidad por el autor, revisado en todos sus capítulos y ha sido concluido.

Ambato, mayo del 2017

-----

Ing. Mg. Gonzalo López

**TUTOR DEL PROYECTO TÉCNICO**

## **AUTORÍA DEL TRABAJO**

Yo, Christian Danilo Coba Gavilánez, portador de la C.I. 1804348744 tengo a bien indicar que las ideas expuestas en el presente proyecto técnico de titulación: “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SOPORTE PARA EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO-D1 A SER INSTALADO EN EL HELICÓPTERO TH 57 DE LA FAE, PARA LOGRAR LA MÍNIMA AFECTACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL”, así como también los contenidos, representaciones, análisis, conclusiones son de mi absoluta responsabilidad.

Ambato, mayo del 2017

## **EL AUTOR**

-----  
Christian Danilo Coba Gavilánez

C.I. 1804348744

## **DERECHOS DE AUTOR**

Autorizo a la Universidad Técnica de Ambato, para que haga de este proyecto técnico o parte de él, un documento disponible para su lectura, consulta y procesos de investigación, según las normas de la Institución.

Cedo los Derechos en línea patrimoniales de mi proyecto técnico con fines de difusión pública, además apruebo la reproducción de este documento dentro de las regulaciones de la Universidad, siempre y cuando ésta reproducción no suponga una ganancia económica y se realice respetando mis derechos de autor.

Ambato, mayo del 2017.

Autor

-----  
Christian Danilo Coba Gavilánez

CI: 1804348744

## **APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO**

Los miembros del tribunal de Grado aprueban el informe de proyecto técnico realizado por el estudiante Christian Danilo Coba Gavilánez de la Carrera de Ingeniería Mecánica, bajo el tema: “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SOPORTE PARA EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO-D1 A SER INSTALADO EN EL HELICÓPTERO TH 57 DE LA FAE, PARA LOGRAR LA MÍNIMA AFECTACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL.”

Ambato, agosto de 2017

Para constancia firman:

-----  
Ing. Mg. Germánico López

-----  
Ing. Mg. César Arroba

## **AGRADECIMIENTO**

*A las autoridades, profesores y personal de la biblioteca de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la UTA.*

*Al Centro de investigación y desarrollo de la FAE, por haber auspiciado el proyecto.*

*A mis compañeros de clase de trabajos en grupo por el empeño para poder presentar las tareas.*

*A mi familia y amigos que me han sabido respaldar cuando así se lo requería.*

## **DEDICATORIA**

*Dedico este proyecto de titulación a mis padres Fanny y Danilo, a mi hermana Verónica y mis hermanos Stalin y Kevin, por su apoyo, enseñanzas y confianza depositada en mi persona.*

## ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDOS

PÁGINAS PRELIMINARES .....	I
PORTADA.....	I
APROBACIÓN DEL TUTOR.....	II
AUTORÍA DEL TRABAJO .....	III
DERECHOS DE AUTOR .....	IV
APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO .....	V
AGRADECIMIENTO .....	VI
DEDICATORIA .....	VII
ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDOS.....	VIII
ÍNDICE DE FIGURAS Y TABLAS .....	XIII
FIGURAS.....	XIII
TABLAS .....	XV
SIMBOLOGÍA.....	XVII
RESUMEN EJECUTIVO .....	XIX
ABSTRACT.....	XX
CAPÍTULO I.....	1
1. ANTECEDENTES.....	1
1.1. Tema.....	1
1.2. Antecedentes .....	1
1.3. Justificación.....	2
1.4. Objetivos .....	2
1.4.1. Objetivo General .....	2
1.4.2. Objetivos Específicos.....	2
CAPÍTULO II .....	4



2.	FUNDAMENTACIÓN .....	4
2.1.	Investigaciones previas.....	4
2.2.	Fundamentación teórica .....	5
2.2.1.	Sensor electro-óptico SEO .....	5
2.2.2.	Helicóptero .....	6
2.2.2.1.	Componentes principales del helicóptero .....	6
2.2.2.2.	Fuerzas que actúan en la aeronave.....	8
2.2.2.3.	Peso y Balance .....	12
2.2.2.4.	Factores que afectan el desempeño del helicóptero.....	14
2.2.2.5.	Operaciones nocturnas .....	14
2.2.3.	Materiales .....	14
2.2.3.1.	Selección de materiales.....	14
2.2.3.2.	Propiedades de los materiales .....	16
2.2.3.3.	Costo y disponibilidad .....	18
2.2.3.4.	Apariencia, vida de servicio y reciclamiento.....	18
2.2.4.	Selección de procesos de manufactura.....	18
2.2.4.1.	Maquinado .....	19
2.2.5.	Método de elementos finitos.....	21
2.2.5.1.	Mallado.....	21
2.2.6.	Diseño mecánico .....	23
2.2.6.1.	Proceso de diseño en ingeniería.....	23
2.2.6.2.	Esfuerzo y resistencia .....	24
2.2.6.3.	Esfuerzos en los cuerpos estáticos [15] .....	24
2.2.6.4.	Factor de seguridad.....	28
2.2.6.5.	Fallas resultantes de carga estática [13].....	28
	CAPÍTULO III.....	30
3.	DISEÑO DEL PROYECTO .....	30

3.1.	Selección de alternativas .....	32
3.1.1.	Especificaciones del sistema a diseñar.....	32
3.1.2.	Planteamiento de soluciones .....	33
3.1.3.	Selección de material. ....	35
3.1.3.1.	Parámetros a considerar en la selección del material: .....	37
3.2.	Cálculos.....	38
3.2.1.	Análisis aerodinámico:.....	38
3.2.1.1.	Determinación de cargas:.....	38
3.2.2.	Geometría y elementos del soporte del SEO D1.....	39
3.2.2.1.	Elementos de análisis de la estructura: .....	39
3.2.3.	Análisis de dinámica de fluidos computacional:.....	53
3.2.4.	Fuerzas que actúan en la estructura.....	66
3.2.4.1.	Fuerzas aerodinámicas.....	66
3.2.4.2.	Fuerzas traslacionales: .....	66
3.2.4.3.	Fuerzas rotacionales:.....	67
3.2.5.	Análisis estático. ....	67
3.2.6.	Optimización diseño soporte.....	76
3.2.7.	Análisis de frecuencias.....	81
3.2.8.	Análisis de fatiga.....	86
3.2.9.	Cálculo junta de sujeción. ....	91
3.2.10.	Cálculo de tolerancias: .....	100
3.2.11.	Parámetros de mecanizado: .....	104
3.2.11.1.	Velocidad de corte $V_c$ .....	105
3.2.11.2.	Revoluciones por minuto $n$ : .....	105
3.2.11.3.	Avance $F_{mmrev}$ .....	106
3.2.12.	Análisis Peso y Balance. ....	109
3.2.12.1.	Datos técnicos de peso y balance .....	109

3.3.	Presupuesto.....	113
3.3.1.	Costo de producción:.....	113
3.3.1.1.	CMD: Costo material directo.....	113
3.3.1.2.	MOD: Costo mano de obra directa.....	113
3.3.1.3.	CIF: Costo indirecto de fabricación.....	114
3.4.	Especificaciones técnicas.....	118
3.4.1.	Manual de instalación del soporte.....	118
3.4.2.	Manual de mantenimiento soporte SEO-D1.....	125
CAPÍTULO IV.....		127
4.	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	127
4.1.	Conclusiones.....	127
4.2.	Recomendaciones.....	128
BIBLIOGRAFÍA.....		130
ANEXOS.....		132
ANEXO A.....		133
	Tabla A1. Factores atmosféricos ISA.....	133
	Tabla A2. Velocidad del viento en función de la altura.....	135
	Tabla A3. Especificaciones de requisitos de fuerza establecidos por FAR.....	138
	Tabla A4. Diagramas de cálculo directo de vigas.....	139
ANEXO B.....		140
	Tabla B1. Procedimiento sugerido para determinar la rigidez del sujetador... ..	140
	Tabla B2. Dimensiones básicas de arandelas simples estándar americano. ....	141
	Tabla B3. Dimensiones de tuercas hexagonales.....	142
	Tabla B4. Dimensiones de pernos de cabeza cuadrada y hexagonal.....	143
	Tabla B5. Tamaños preferidos.....	143
	Tabla B6. Diámetros y áreas de roscas unificadas de tornillo UNC y UNF....	144
ANEXO C.....		145

Tabla C1. Tolerancias fundamentales en micrómetros.....	145
Tabla C2. Descripción y aplicaciones de los ajustes preferentes.....	146
Tabla C3. Ajustes preferentes del sistema de agujero base. ....	147
Tabla C4. Ajustes preferentes del sistema de eje base.....	147
Tabla C5. Desviaciones fundamentales en milímetros (mm) para zonas de tolerancia de ejes.....	148
Tabla C6. Desviaciones fundamentales en milímetros (mm) para zonas de tolerancia de agujeros.....	149
ANEXO D.....	150
Tabla D1. Propiedades de aleaciones de aluminio a temperatura ambiente. ...	150
Tabla D2. Características generales de los metales y aleaciones no ferrosas. .	150
Tabla D3. Propiedades de manufactura y aplicaciones típicas de aleaciones forjables de aluminio seleccionadas.....	151
Tabla D4. Propiedades mecánicas de diversos materiales a temperatura ambiente.....	151
Tabla D5. Propiedades físicas de diversos materiales a temperatura ambiente.....	152
Tabla D6. Relación de esfuerzo con respecto a la densidad de algunos metales.....	152
ANEXO E.....	153
FOTOS.....	153
ANEXO F.....	159
PLANOS.....	159
ANEXO G.....	169
ARTÍCULO TÉCNICO.....	169

## ÍNDICE DE FIGURAS Y TABLAS

### FIGURAS

Figura 2.1. Componentes principales del helicóptero [4].	6
Figura 2.2. Rotor antitorque [4].	7
Figura 2.3. Cuatro fuerzas que actúan en un helicóptero [4].	8
Figura 2.4. Ecuación de Bernoulli en perfil alar [10].	9
Figura 2.5. Factor de carga según el ángulo de inclinación [4].	10
Figura 2.6. Arrastre según diferentes geometrías [4].	11
Figura 2.7. La formación de arrastre inducido [4].	11
Figura 2.8. Localización del CG influye en el manejo del helicóptero [4].	14
Figura 2.9. Elementos con relación de aspecto (a) cercano a 1, (b) considerable. [14]	22
Figura 2.10. Flujograma del proceso de diseño según French [7].	24
Figura 2.11. Barra prismática en tracción [15].	25
Figura 2.12. Esfuerzo cortante [15].	26
Figura 2.13. Barra sometida a torsión por los momentos T1, T2 [15].	26
Figura 2.14. Deflexión en viga [15].	27
Figura 2.15. Teoría de fallas. Cargas estáticas.	29
Figura 3.1. Helicóptero TH 57	30
Figura 3.2. Esquema de la instalación del SEO en el exterior de la aeronave.	32
Figura 3.3. Cotas de los puntos de referencia del anclaje, visto desde abajo de la aeronave	33
Figura 3.4. Componentes del soporte para el SEO D1	39
Figura 3.5. Elementos de la estructura. (a) soporte “T”, (b) ángulo.	40
Figura 3.6. Placa con concentración de esfuerzos.	41
Figura 3.7. Placa delgada en tensión o compresión simple con un orificio central transversal, siendo t: el espesor de la placa [13].	42
Figura 3.8. Ángulo sometido a presión del viento y carga puntual.	43
Figura 3.9. Coeficiente de arrastre placa rectangular.	44
Figura 3.10. Coeficiente de arrastre placa rectangular [17].	44
Figura 3.11. Elemento considerado como doblemente empotrado, plano x-y.	46
Figura 3.12. Diagrama de esfuerzos cortantes y momentos flectores plano x-y.	47

Figura 3.13. Elemento doblemente empotrado, plano x-z. ....	47
Figura 3.14. Diagrama de esfuerzos cortantes y momentos flectores plano x-z.....	48
Figura 3.15. Sección transversal del ángulo, determinación de los centroides e inercia.....	49
Figura 3.16. Sección transversal de dos perfiles disponibles.....	50
Figura 3.17. Zonas de vibración del helicóptero [18]. ....	81
Figura 3.18. Junta de sujeción empernada. ....	91
Figura 3.19. Representación gráfica análisis conos de presión de Rotscher.....	92
Figura 3.20. Compresión de un elemento con las propiedades elásticas equivalentes representadas por un tronco de un cono hueco, Aquí, l representa la longitud del agarre [13]. ....	95
Figura 3.21. Elemento de sujeción sometido a cortante. ....	98
Figura 3.22. Componentes para determinación de ajustes.....	100
Figura 3.23. Posiciones de tolerancias del eje y del agujero.....	101
Figura 3.24. Posiciones de tolerancias del eje y del agujero.....	102
Figura 3.25. Posiciones de tolerancias del eje y del agujero.....	103
Figura 3.26. Datum (referencia) y brazo al centro de masa del soporte [23].....	109
Figura 3.27. Centro de gravedad de la aeronave de acuerdo al peso bruto [23]. ....	111

## TABLAS

Tabla 2.1. Relación de esfuerzo a la fluencia respecto a la densidad de algunos metales.....	15
Tabla 2.2. Características generales de manufactura de algunos materiales.....	16
Tabla 2.3. Componentes principales de aleaciones de aluminio.....	16
Tabla 2.4. Propiedades mecánicas de las aleaciones de aluminio utilizadas en aeronáutica. ....	17
Tabla 2.5. Disponibilidad de materiales.....	18
Tabla 2.6. Velocidades de corte recomendadas para fresado.....	19
Tabla 2.7. Avance por diente recomendado para fresas de alta velocidad. ....	20
Tabla 3.1. Especificaciones técnicas helicóptero TH 57.....	31
Tabla 3.2. Características Sensor electro-óptico SEO D1.....	31
Tabla 3.3. Alternativas de diseño planteadas .....	33
Tabla 3.4. Escalas de ponderación .....	34
Tabla 3.5. Peso para los criterios de selección de alternativas.....	35
Tabla 3.6. Ponderación de alternativas. ....	35
Tabla 3.7. Propiedades mecánicas en aplicaciones industriales. ....	36
Tabla 3.8. Alternativas de materiales.....	37
Tabla 3.9. Ponderación selección de material .....	37
Tabla 3.10. Parámetros para análisis de fluidos.....	54
Tabla 3.11. Simulación de operación.....	55
Tabla 3.12. Fuerzas aerodinámicas máximas.....	66
Tabla 3.13. Resumen fuerzas ejercidas por el viento.....	66
Tabla 3.14. Cargas resultantes. ....	67
Tabla 3.15. Carga resultantes con placa central de espesor 6 mm.....	72
Tabla 3.16. Frecuencias rotor principal. ....	85
Tabla 3.17. Valores de frecuencia para helicóptero TH 57.....	85
Tabla 3.18. Propiedades mecánicas materiales junta de sujeción.....	93
Tabla 3.19. Parámetros ajustes Fig. 3.19 (a) .....	100
Tabla 3.20. Dimensiones del eje y del agujero. ....	101
Tabla 3.21. Parámetros ajustes figura 3.19 (b).....	101
Tabla 3.22. Dimensiones del eje y del agujero. ....	102
Tabla 3.23. Parámetros ajustes figura 3.19 (c).....	102

Tabla 3.24. Dimensiones del eje y del agujero. ....	103
Tabla 3.25. Operaciones de mecanizado para obtener los elementos mecánicos. ...	104
Tabla 3.26. Velocidades de corte recomendadas para operaciones de fresado.....	105
Tabla 3.27. Avance por diente recomendado fresas de alta velocidad. ....	106
Tabla 3.28. Parámetros de mecanizado calculados.....	108
Tabla 3.29. Pesos y brazos de carga helicóptero TH 57. ....	110
Tabla 3.30. Condición de la aeronave con 1 piloto, 2 pasajeros, full combustible sin el soporte y SEO D1.....	111
Tabla 3.31. Condición de la aeronave con 1 piloto, 2 pasajeros, full combustible con el soporte, SEO D1 y equipo.....	112
Tabla 3.32. Condición de la aeronave con 1 piloto, 3 pasajeros, full combustible con el soporte, SEO D1 y equipo.....	112
Tabla 3.33. Costo material directo. ....	113
Tabla 3.34. Costo mano de obra directa técnico de operación.....	113
Tabla 3.35. Costo mano de obra diseñador. ....	114
Tabla 3.36. Costo total mano de obra directa. ....	114
Tabla 3.37. Costo materiales indirectos de construcción. ....	114
Tabla 3.38. Consumo energía eléctrica. ....	115
Tabla 3.39. Costo total energético de producción.....	115
Tabla 3.40. Costo consumo de agua.....	115
Tabla 3.41. Costo total servicios básicos por producción.....	116
Tabla 3.42. Depreciaciones maquinaria. ....	116
Tabla 3.43. Gastos generales.....	116
Tabla 3.44. Resumen costos de fabricación. ....	117
Tabla 3.45. Almacenamiento, limpieza y ensamblaje del soporte y SEO-D1 .....	125
Tabla 3.46. Inspección del soporte antes de cada vuelo. ....	125



## SIMBOLOGÍA

$\varepsilon_f$ :	Deformación real.
$Hz$ :	Hertz.
$K$ :	Kelvin.
$kg$ :	Kilogramos
$Km/h$ :	Kilómetro por hora.
$m$ :	Metros.
$m/s$ :	Metros por segundo
$mm$ :	Milímetros.
$MPa$ :	Mega Pascales.
$N$ :	Newton.
$plg$ :	Pulgadas.
$rad$ :	<i>Radianes.</i>
$S_{yt}$ :	Esfuerzo a la fluencia a tensión.
$S_{yc}$ :	Esfuerzo a la fluencia a compresión.
$S_{ut}$ :	Esfuerzo último a tensión.
$S_{uc}$ :	Esfuerzo último a compresión.
$\emptyset$ :	Diámetro
$CAD$ :	Computer Aided Design (Diseño Asistido por Computadora)
$CIDFAE$ :	Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.
$CFD$ :	Computational fluid dynamics (dinámica computacional de fluidos).
$CG$ :	Centro de gravedad.
$CIF$ :	Costo indirecto de fabricación.
$CMD$ :	Costo de material directo
$ESPE$ :	Universidad de las Fuerzas Armadas
$FAE$ :	Fuerza Aérea Ecuatoriana.
$FAR$ :	Federal Aviations Regulations.
$FS$ :	Factor de seguridad.
$HSS$ :	High Speed Steel (acero de alta velocidad)
$INAMHI$	Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología.
$ISA$ :	International Standard Atmosphere.
$IR$ :	Infrarrojo.

*MOD:* Costo mano de obra directa.  
*m.s.n.m* Metros sobre el nivel del mar.  
*NAS:* National Aeronautical Standard.  
*SEO:* Sensor electro-óptico.

## **RESUMEN EJECUTIVO**

El proyecto técnico se desarrolló de acuerdo a los requerimientos del Departamento de Diseño del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE); se ha iniciado con revisiones de investigaciones previas y trabajos realizados, planteando y seleccionando la mejor alternativa de diseño según las especificaciones, criterios y restricciones.

Con el diseño preliminar se realiza un análisis mecánico de esfuerzos de los elementos críticos, posteriormente la simulación de fluidos en la estructura en condiciones críticas de operación.

Con este estudio se ejecuta el análisis estático considerando las fuerzas aerodinámicas, traslacionales y rotacionales, considerando factores de seguridad establecidos por FAR (Federal Aviations Regulations), análisis de frecuencias y fatiga.

Se realiza la optimización de material en áreas de menor sollicitación. Posteriormente se realiza la construcción del soporte utilizando maquinaria disponible en el Centro de Investigación y Desarrollo FAE, principalmente el soporte se compone de elementos mecanizados y doblados.

Se verifica las dimensiones de la estructura para el ensamble del Sensor electro-óptico SEO-D1 y el fuselaje de la aeronave. Se proporcionan las especificaciones técnicas de instalación y mantenimiento del soporte estructural.

## **ABSTRACT**

The technical project was developed according to the requirements of the Design Department of The Research and Development Center of The Ecuadorian Air Force CIDFAE; It has begun with reviews of previous research and work done, proposing and selecting the best design alternative according to specifications, criteria and restrictions.

With the preliminary design a mechanical analysis of stresses of the critical elements is carried out, later the simulation of fluids in the structure under critical conditions of operation.

With this study the static analysis is performed considering the aerodynamic, translational and rotational forces, considering the safety factors established by FAR (Federal Aviation Regulations), frequencies and fatigue analysis.

Optimization of the material is performed in areas of lesser demand. Later the construction of the support is made using machinery available at the CIDFAE, mainly the support is composed of mechanized and folded elements.

The dimensions of the structure for the assembly of the optical sensor SEO-D1 and the airframe of the aircraft are verified. Technical specifications for installation and maintenance of the structural support are provided.

# CAPÍTULO I

## 1. ANTECEDENTES

### 1.1. Tema

“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SOPORTE PARA EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO-D1 A SER INSTALADO EN EL HELICÓPTERO TH 57 DE LA FAE, PARA LOGRAR LA MÍNIMA AFECTACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL.”

### 1.2. Antecedentes

Las características propias de los helicópteros hacen que este tipo de aeronaves sean adecuadas para ejecutar varias aplicaciones tanto civiles como militares, búsqueda de personas desaparecidas, reconocimiento, envío de materias a distancia, fotografía, video, vigilancia, prevención y control de desastres naturales. En Europa y Estados Unidos se ha realizado varios proyectos de aviones no tripulados a los cuales se les acopla una carga útil como el sensor electro-óptico acoplado a la plataforma aérea, es decir que no es necesario para el vuelo de la nave pero cumple con funciones de gran información para pilotos o una estación de control de tierra [1, 2].

Existen varias empresas como WESCAM que diseñan y fabrican sensores electro-ópticos, que son instalados y acoplados en varios tipos de aeronaves, además vehículos terrestres y marítimos. Según el tipo de SEO los operadores tienen información de imágenes en tiempo real, cuyo procesamiento y análisis se ejecuta para la detección de objetivos tales como: incendios forestales, de embarcaciones, personas, convoyes de misión humanitaria, etc.

Latinoamérica está empezando a experimentar un marcado crecimiento como consecuencia de las reformas económicas emprendidas en los últimos años y ha permitido un rápido crecimiento del mercado de helicópteros [3]. El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), realiza proyectos para solucionar problemas técnico-operacionales de la flota de aeronaves así como a los equipos y sistemas de la Institución, con el apoyo de estudiantes de

ingeniería de varias universidades del país. En la Universidad de las Fuerzas Armadas (ESPE), se ha realizado una estructura soporte para una arma instalada en un helicóptero militar MI-171, igualmente en otro proyecto de investigación de la misma universidad se elaboró el diseño y análisis estructural de un sensor electro-óptico MX-15i en el helicóptero Bell 430 de la FAE.

### **1.3. Justificación**

Usualmente, los helicópteros se utilizan para el transporte, la construcción, la lucha contra incendios, búsqueda y rescate, y una variedad de trabajos que requieren capacidades especiales [4]. Para realizar estos trabajos las aeronaves necesitan de dispositivos que ayuden a realizar la operación con una mayor facilidad y confiabilidad, es el caso del sensor electro-óptico SEO-D1 construido en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), el cual se requiere sea instalado en el helicóptero TH 57 de la FAE, aeronave que se utiliza en reconocimiento aéreo y rescate. El diseño del dispositivo para la instalación del sistema electro-óptico en el helicóptero TH 57, deberá permitir la operación de la aeronave y del sistema en todas sus capacidades.

Como se indica en [5]. El colocar un peso significativo, en una aeronave pequeña puede representar muchas modificaciones en su rendimiento, debido al movimiento de su centro de gravedad (CG) tanto longitudinal como lateral, es por esta razón la importancia de un estudio serio que garantice la estabilidad estructural de la instalación.

### **1.4. Objetivos**

#### **1.4.1. Objetivo General**

Diseñar y construir un soporte para el sensor electro-óptico SEO-D1 a ser instalado en el helicóptero TH 57 de la FAE, para lograr la mínima afectación aerodinámica y estructural.

#### **1.4.2. Objetivos Específicos**

- Determinar las cargas aerodinámicas a las que está expuesta la instalación en escenario más crítico de operación.
- Diseñar el dispositivo soporte de sensor electro-óptico SEO-D1.

- Realizar un análisis de la afectación de peso y balance que provoca la instalación del soporte y el sensor electro-óptico SEO-D1 en la aeronave.
- Construir el dispositivo soporte del sensor electro-óptico de acuerdo al proceso de diseño.

## CAPÍTULO II

### 2. FUNDAMENTACIÓN

#### 2.1. Investigaciones previas

Roberto Narváez Aguilar, En un artículo técnico presentado en la Universidad de la Fuerzas Armadas (ESPE), bajo el tema: “Diseño y análisis estructural de la instalación del sistema electro-óptico MX-15i en helicópteros Bell 430”, realizado en el año 2014, presenta un estudio del análisis aerodinámico de la instalación. Previamente su ubicación estratégica, donde se determinan las cargas aerodinámicas, traslacionales y rotacionales. Se realiza una verificación del diseño a las cargas sometidas y se obtiene los esfuerzos, desplazamientos, deformaciones y factor de seguridad de la instalación estructural, se realiza un análisis de fatiga donde se manifiesta una estabilidad estructural y vida de la instalación [5].

M. Biava y L. Vigevano, en su artículo técnico de ciencia aeroespacial y tecnología presentado en el Departamento de Ingeniería aeroespacial Politécnica de Milano, bajo el tema: “Simulación completa de un helicóptero, un enfoque de CFD para el estudio de los efectos de interferencia” realizado en el año 2012, presenta una comparación de cálculos realizados con el software RANS y los datos experimentales tomados con el modelo de helicóptero GOAHEAD en el túnel de viento, donde las condiciones de flujo consideradas corresponden a un vuelo de nivel de crucero, donde el acuerdo general entre los resultados numéricos y experimentales son considerados como satisfactorios. También se compara las simulaciones numéricas del rotor aislado, el fuselaje, y la configuración completa del helicóptero GOAHEAD [6].

María Escobar, en su proyecto de fin de carrera en Ingeniería de Telecomunicaciones en la Universidad Carlos III de Madrid, bajo el tema: “Control de sensores electro-ópticos en aviones no tripulados” desarrollado en el año 2010, muestra el desarrollo del avión no tripulado ATLANTE y la implementación de un sensor electro-óptico en la parte inferior del fuselaje para el Ejército español, donde también se desarrollan algoritmos de comunicación geo referenciación y geo localización [3].



Jonathan Vélez, en su proyecto de titulación previo al título de Ingeniero Automotriz realizado en la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, bajo el tema: “Diseño y simulación aerodinámica y estructural de un vehículo aéreo no tripulado” ejecutado en el 2015, donde se propone la simulación del comportamiento del perfil aerodinámico y el análisis estructural del ala principal y estabilizadores verticales y horizontales de un vehículo aéreo no tripulado, además se analiza las interacciones entre ellos, donde se verifica que cumpla parámetros principales de simulación, con el diseño (CAD) y un programa de simulación (CFD) [7].

Kusyumov et al, en su artículo técnico presentado en la Universidad de Liverpool, bajo el tema: “Simulación de flujo alrededor del fuselaje aislado del helicóptero ANSAT” realizado en el año 2013, presenta las predicciones de modelado usando CFD de la resistencia de varios componentes de un fuselaje de helicóptero típico, también se ejecuta un análisis de las contribuciones de arrastre de varios componentes del prototipo de fuselaje del helicóptero ANSAT utilizando el enfoque RANS, se consideran varias configuraciones de fuselajes con diferentes niveles de complejidad incluyendo los escapes y patines [8].

## **2.2. Fundamentación teórica**

### **2.2.1. Sensor electro-óptico SEO**

SEO es una combinación de equipos que trabajan dentro del espectro óptico e incluyen sistemas de imágenes en el espectro de luz visible, ultra violeta, láser, infrarrojo, y fotometría. Un SEO consta de dos categorías: la primera los dispositivos de visión e imágenes y la segunda los dispositivos de aplicaciones láser.

La utilización de estos sistemas resultan convenientes en operaciones de reconocimiento sobre escenarios no conocidos donde no se dispone previamente de información sobre la posición aproximada de blancos potenciales.

Los sistemas electro-ópticos de observación, reconocimiento y adquisición incorporan generalmente sensores en diversas bandas espectrales, como en el visible y en las bandas del infrarrojo (IR) térmico. Entre otras características relevantes, las bandas en IR permiten la observación durante el día y la noche y son menos sensibles a la presencia de elementos atmosféricos perturbadores.

También es importante mencionar el hecho de que sobre todo en aplicaciones militares y espaciales, los equipos, además de cumplir requisitos de calidad excepcionales, al límite de la capacidad tecnológica, deben ser operativos en entornos agresivos no siempre son controlables o modelizables, lo que exige desarrollos específicos [9].

### 2.2.2. Helicóptero

La palabra helicóptero aparece en el año 1861, cubierto por Gustavo de Ponton d' Amécourt, formado de las palabras griegas hélix: espiral, y pteron: ala. Conocido también como aeronave de ala rotativa, el helicóptero es elevado y propulsado por uno o más rotores horizontales, cada rotor consiste de dos o más aspas.

Las ventajas principales del helicóptero son: que puede realizar despegues y aterrizajes verticales sin la necesidad de movimiento de la aeronave como sucede con los aviones debido a que las aspas del rotor giran a través del aire creando la fuerza de sustentación para que se eleve la aeronave [4].

#### 2.2.2.1. Componentes principales del helicóptero

Los principales componentes de un helicóptero son los que se indican en la Figura 2.1, a continuación se detallan las características principales de cada uno de ellos.

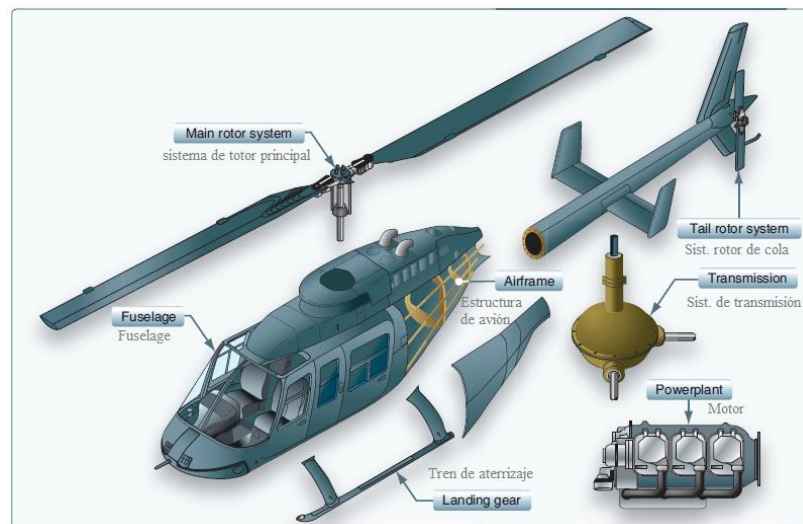


Figura 2.1. Componentes principales del helicóptero [4].

#### a. Estructura de la aeronave:

Los principales materiales de construcción son: metal, madera, materiales compuestos, o alguna combinación de estos. Las subestructuras tubulares y de chapa metálica

suelen ser de aluminio, aunque a veces se utilizan acero inoxidable o titanio en zonas sometidas a un mayor esfuerzo y temperaturas elevadas [4].

**b. Fuselaje:**

Es la sección principal del cuerpo de la aeronave, donde se establece la cabina que contiene a la tripulación, los pasajeros y la carga, el sistema eléctrico, transmisión, los controles de vuelo y el motor [4].

**c. Sistema de rotor principal:**

El sistema de rotor es la parte giratoria de un helicóptero que genera sustentación. El rotor se compone de un mástil, eje y aspas del rotor [4].

**d. Sistema antitorque o rotor de cola:**

Los helicópteros con un solo sistema de rotor principal requieren un sistema antitorque separado para mantener el control direccional y para realizar cambios de rumbo como se ve en la Figura 2.2.

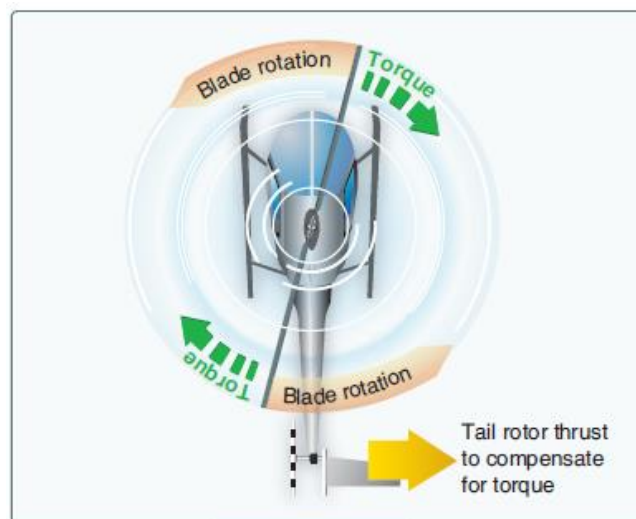


Figura 2.2. Rotor antitorque [4].

**e. Motores:**

Como se indica en [4], los motores alternativos también llamados de pistón son generalmente utilizados en helicópteros más pequeños. Los motores de turbina son más potentes y se utilizan en una amplia variedad de helicópteros. Producen una

tremenda cantidad de energía para su tamaño, pero generalmente son más caros de operar.

#### f. Sistema de transmisión:

El sistema de transmisión transfiere la potencia del motor al rotor principal, al rotor de cola y a otros accesorios durante las condiciones normales de vuelo [4].

#### 2.2.2.2. Fuerzas que actúan en la aeronave

Cuando el helicóptero se encuentra en el aire es intervenido por cuatro fuerzas aerodinámicas, empuje, arrastre, sustentación y peso (thrust, drag, lift and weight).

Figura 2.3.



Figura 2.3. Cuatro fuerzas que actúan en un helicóptero [4].

#### a. Sustentación (Lift):

Como se indica en [4] la sustentación se genera cuando un objeto cambia la dirección del flujo de un fluido o cuando el fluido es obligado a moverse por el objeto que pasa a través de él. La sustentación es la componente de la fuerza neta que se produce debido a las fuerzas viscosas y de presión la cual es perpendicular a la dirección del flujo. La sustentación generada por un perfil aerodinámico depende de factores tales como:

Velocidad del flujo de aire, densidad del aire, superficie total del segmento o perfil aerodinámico, ángulo de ataque entre el aire y la superficie aerodinámica.

### Principio de Bernoulli:

La ecuación de Bernoulli es una relación aproximada entre la presión, la velocidad y la elevación, y es válida en regiones de flujo estacionario e incompresible, Figura 2.4 en donde las fuerzas netas de fricción son despreciables y es una aproximación que sólo se aplica a las regiones no viscosas del flujo.

La ecuación de Bernoulli se obtiene a partir de la conservación de la cantidad de movimiento para una partícula de fluido que se desplaza a lo largo de una línea de corriente. Por lo tanto, la ecuación de Bernoulli puede concebirse como una expresión del balance de energía mecánica [10].

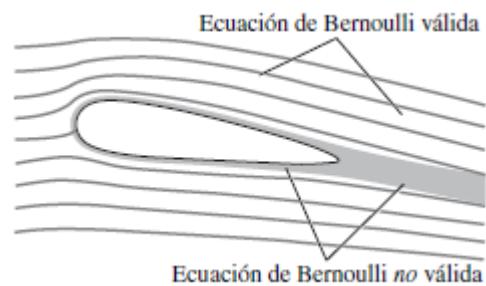


Figura 2.4. Ecuación de Bernoulli en perfil alar [10].

### b. Peso (Weight):

El peso de la aeronave es un valor conocido, y está dado por la estructura del helicóptero, el combustible y los ocupantes. El peso también está influenciado por cargas aerodinámicas, el factor de carga es la carga real en las aspas del rotor, es decir peso bruto dividido para el número de aspas, cuando el helicóptero vuela en una trayectoria curva la carga soportada por las aspas es mayor que la del peso del helicóptero, el factor de carga depende del ángulo de alabeo, la Figura 2.5 indica la curva del factor de carga en función del ángulo de alabeo.

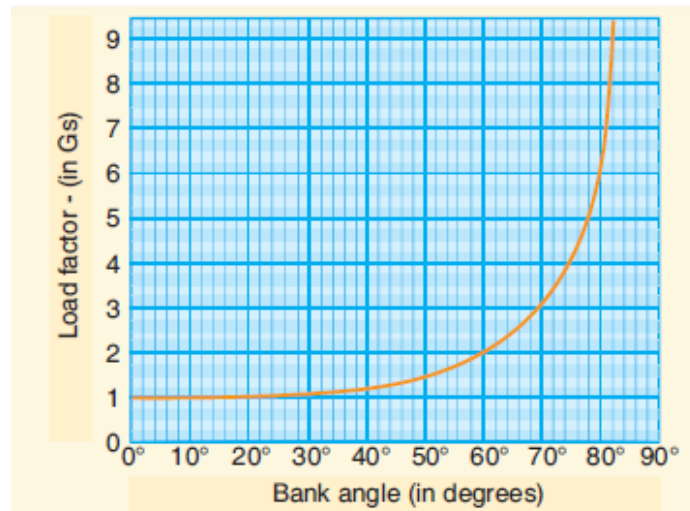


Figura 2.5. Factor de carga según el ángulo de inclinación [4].

**c. Avance (Thrust):**

En un helicóptero, el empuje puede ser hacia delante, hacia atrás, hacia un lado o vertical. La relación de solidez es el cociente del área total de las aspas del rotor a la superficie del disco del rotor. Esta relación permite medir el potencial del sistema de rotor para proporcionar empuje y elevación [4].

**d. Arrastre (Drag):**

Como se indica en [4] el arrastre es la fuerza en la dirección del flujo de un fluido que se ejerce sobre un cuerpo debido a las fuerzas de fricción y de presión.

**Perfil de arrastre**

Según [4] el arrastre de forma resulta de la estela turbulenta causada por la separación del flujo de aire de la superficie de una estructura. La cantidad de arrastre está relacionada con el tamaño y la forma de la estructura que sobresale en el viento relativo.

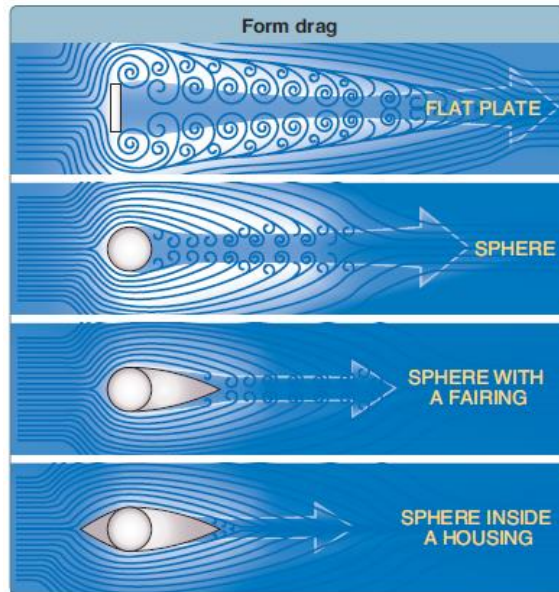


Figura 2.6. Arrastre según diferentes geometrías [4].

### Arrastre inducido

La resistencia inducida es generada por la circulación del flujo de aire alrededor de la pala del rotor, ya que crea sustentación Figura 2.7.

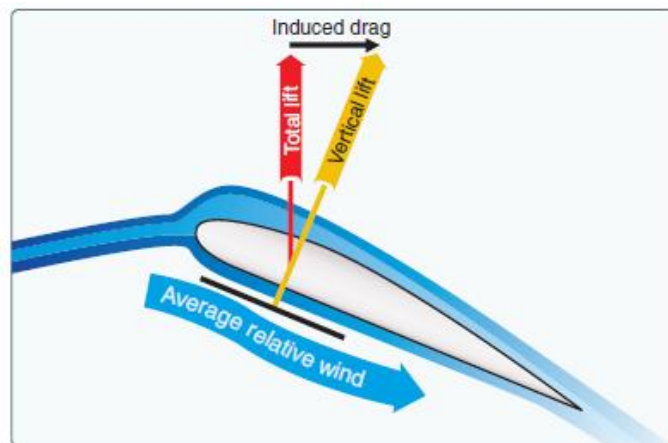


Figura 2.7. La formación de arrastre inducido [4].

### El arrastre parásito:

El arrastre parásito está presente en el vuelo de la aeronave, los componentes como la cabina, el mástil del rotor, la cola y el tren de aterrizaje, abertura para el enfriamiento del motor contribuyen al arrastre parásito, la resistencia parásito varía con el cuadrado de la velocidad. El arrastre total para el helicóptero es la suma total de las tres fuerzas de arrastre [4].

### **2.2.2.3. Peso y Balance**

#### **Peso**

Al determinar si un helicóptero está dentro de los límites de peso, se considera el peso del helicóptero básico, la tripulación, los pasajeros, la carga y el combustible. Aunque el peso efectivo (factor de carga) varía durante el vuelo de maniobra, es importante entender que el peso máximo permitido puede cambiar durante el vuelo. Los siguientes términos se usan cuando se calcula el peso de un helicóptero [4].

#### **Peso vacío básico**

El punto de partida para los cálculos de peso es el peso vacío básico, que es el peso del helicóptero estándar, el equipo opcional, el combustible inutilizable y todos los fluidos de funcionamiento incluyendo el motor y el aceite de la transmisión y el fluido hidráulico para las aeronaves así equipadas [4].

#### **Peso bruto máximo**

El peso máximo del helicóptero. La mayoría de los helicópteros tienen un peso bruto interno máximo, que se refiere al peso dentro de la estructura del helicóptero y un peso bruto máximo externo, que se refiere al peso del helicóptero con una carga externa.

Los helicópteros de cargas grandes pueden transportar una tremenda cantidad de peso dependiendo el tipo de diseño teniendo capacidades de hasta 42000 kg, dependiendo también en gran parte que el punto de fijación está directamente bajo el CG de la aeronave [4].

#### **Limitaciones de peso**

Las limitaciones de peso son necesarias para garantizar la integridad estructural del helicóptero y permitir a los pilotos predecir el rendimiento del helicóptero con precisión. Aunque los fabricantes de aviones construyen factores de seguridad, un piloto nunca debe exceder intencionalmente los límites de carga para los cuales un helicóptero está certificado. Operar debajo de un peso mínimo podría afectar adversamente las características de operación del helicóptero.

Aunque un helicóptero está certificado por un peso bruto máximo especificado, no es seguro despegar con esta carga bajo ciertas condiciones. Los factores que pueden



afectar el rendimiento son las condiciones de alta altitud, alta temperatura y alta humedad, que dan como resultado una altitud de alta densidad [4].

### **Equilibrar**

El rendimiento del helicóptero no sólo se ve afectado por el peso bruto sino también por la posición de ese peso. Es imprescindible cargar el avión dentro del rango de CG permitido, especificado en las limitaciones de peso y balance del manual de vuelo de la aeronave [4].

### **Centro de gravedad**

Idealmente, un piloto debe tratar de equilibrar un helicóptero perfectamente para que el fuselaje permanezca horizontal en vuelo, sin necesidad de control de paso cíclico, excepto para la corrección del viento. Puesto que el fuselaje actúa como un péndulo suspendido del rotor, cambiar el CG cambia el ángulo en el cual el avión cuelga del rotor. Cuando el CG está directamente debajo del mástil del rotor, el helicóptero cuelga horizontalmente; Si el CG está demasiado adelantado del mástil, el helicóptero cuelga con la nariz inclinada hacia abajo; Si el CG está demasiado lejos detrás del mástil, la nariz se inclina para arriba como se indica en la Figura 2.8.

#### a. CG. Adelante del límite delantero

Cuando el peso es superior en la parte delantera del helicóptero a partir del centro de gravedad

#### b. CG. A popa del límite de popa

Cuando el peso es superior en la parte posterior del helicóptero a partir del centro de gravedad

#### c. Balance lateral

Se da cuando existe un peso superior en un lado de la aeronave para helicópteros más pequeños, generalmente no es necesario determinar el CG lateral.

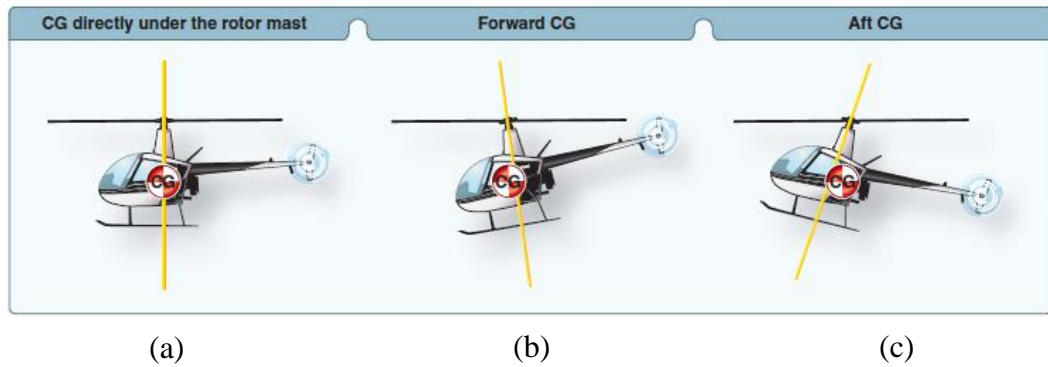


Figura 2.8. Localización del CG influye en el manejo del helicóptero [4].

#### 2.2.2.4. Factores que afectan el desempeño del helicóptero

Los tres mayores factores que afectan la función de la aeronave (eficiencia del motor y rotor) son: altitud de densidad, peso y viento [4].

#### 2.2.2.5. Operaciones nocturnas

Aunque la visión es el sentido más preciso y confiable, las señales visuales pueden ser engañosas, contribuyendo a incidentes que ocurren dentro del ambiente de vuelo, existen varias dificultades en el vuelo de aeronaves en la noche entre las principales causas están:

Las deficiencias visuales de los pilotos, debido a inconvenientes físicos del operador de la aeronave tales como: miopía nocturna, astigmatismo, presbicia.

Visión nocturna: cuando existen dificultades para tener parámetros reales de vuelo, distancia y maniobra. Como la obstrucción de detección, iluminación de aeronaves, ilusiones visuales, ilusiones de movimiento relativo, confusión con luces de tierra, ilusión reversible de la perspectiva, vértigo de parpadeo [4].

### 2.2.3. Materiales

#### 2.2.3.1. Selección de materiales

Actualmente encontramos diversidad de materiales, con diferentes características y aplicaciones. Los materiales ampliamente utilizados en manufactura son: Metales ferrosos, metales no ferrosos, polímeros, cerámicos, materiales compuestos, nanomateriales [11].

Los principales materiales utilizados en la construcción de aeronaves son: aluminio, madera, materiales compuestos, acero inoxidable y titanio [4].

El aluminio es aproximadamente un tercio del peso del acero, lo que significa que las piezas pueden hacerse más gruesas y más fuertes mientras se sigue reduciendo el peso en vehículos y otras aplicaciones, dependiendo de la aleación y la técnica de procesamiento utilizada.

Las aleaciones de aluminio de alta resistencia se utilizan en cientos de aplicaciones diarias donde la resistencia y la durabilidad son esenciales, desde aviones hasta trenes, autobuses y camiones, incluso algunos de los rascacielos más altos del mundo.

El fuselaje de un típico avión de transporte comercial moderno es de 80 por ciento de aluminio por peso. Las aleaciones de aluminio son la elección abrumadora para el fuselaje, el ala y las estructuras de apoyo de los aviones comerciales y aviones militares de carga y transporte. [11]

La densidad desempeña un papel importante en la relación resistencia a peso (resistencia específica) y en la relación rigidez a peso (rigidez específica) de materiales y estructuras. En la tabla 2.1 se muestra la relación de esfuerzo máximo a la fluencia (cadencia) con respecto a la densidad de varias aleaciones metálicas. Obsérvese que el titanio y el aluminio están en la parte superior de la lista; es por esto que estos materiales son los más utilizados para aplicaciones en aeronaves y aeroespaciales. [11]

*Tabla 2.1. Relación de esfuerzo a la fluencia respecto a la densidad de algunos metales.*

<b>Relación de esfuerzo máximo a la fluencia con respecto a la densidad de algunos metales</b>	
Aleación	Esfuerzo máximo a la fluencia/ densidad (pulg × 10 <sup>3</sup> )
Titanio	1250
Aluminio	800
Aceros	750
Magnesio	675
Níquel	550
Cobre	500
Tantalio	375
Molibdeno	215
Plomo	5

Fuente: [11]

### 2.2.3.2. Propiedades de los materiales

Al seleccionar materiales para un producto, se considera sus propiedades mecánicas, físicas, químicas y de manufactura. La Tabla 2.2 indica las características generales de manufactura de algunos materiales.

Tabla 2.2. Características generales de manufactura de algunos materiales.

<b>Características generales de manufactura de diversas aleaciones</b>			
Aleación	Fundibilidad	Soldabilidad	Maquinabilidad
Aluminio	E	R	E-B
Cobre	B-R	R	B-R
Hierro fundido gris	E	D	B
Hierro fundido blanco	B	MD	MD
Níquel	R	R	R
Aceros	R	E	R
Zinc	E	D	E

Nota: E, excelente; B, buena; R, regular; D, difícil; MD, muy deficiente

Fuente: [11].

Las características sobresalientes del aluminio y sus aleaciones son su relación resistencia-peso, su resistencia a la corrosión y su alta conductividad térmica y eléctrica. La densidad de este metal es de aproximadamente  $2770 \text{ kg/m}^3$ . El aluminio puro tiene una resistencia a la tensión de aproximadamente 90 MPa, pero se puede mejorar mucho mediante el trabajo en frío y también al alearlo con otros materiales. Su módulo de elasticidad, así como los de sus aleaciones, es de 71.7 GPa, lo que significa que su rigidez es aproximadamente un tercio de la del acero [13].

Las aleaciones de aluminio se designan con un número de 4 dígitos (YXXX) de acuerdo con el sistema adoptado por la Aluminum Association. El primer dígito (Y) indica el tipo de aleación de acuerdo con el elemento aleante principal, como se muestra en la Tabla 2.3. [11]

Tabla 2.3. Componentes principales de aleaciones de aluminio.

Componente principal	Número grupo de aleación
Aluminio sin alear 99%	1
Cu	2
Mn	3
Si	4
Mg	5

Mg, Si	6
Zn	7
Otros	8

Fuente: [11]

Los demás dígitos que designan la serie indican la aleación específica de aluminio o la pureza de este.

Junto con la designación base de 4 números, es común utilizar además letras y números adicionales para una especificación más completa, según el siguiente esquema.

La letra “T” seguida por uno, dos o tres dígitos sirve para indicar que la aleación ha sido endurecida por tratamiento térmico con o sin endurecimiento por deformación posterior.

T3: Solución tratada térmicamente, trabajada en frío y envejecida hasta alcanzar una condición estable.

T4: Solución tratada térmicamente y envejecida hasta alcanzar una solución estable. Es un tratamiento similar a T3 pero sin el trabajo en frío.

Las series de aleaciones de aluminio utilizadas en la industria aeronáutica son: 2024, 6061, 7075. [11]

La Tabla 2.4 indica las propiedades mecánicas de las aleaciones de aluminio utilizadas en la industria aeronáutica, y una comparación con el acero común A36, y el acero inoxidable 304.

*Tabla 2.4. Propiedades mecánicas de las aleaciones de aluminio utilizadas en aeronáutica.*

Aleación de aluminio	Resistencia a la fluencia $S_y$ [MPa]	Módulo de elasticidad E, [GPa]
A2024 T3	345	71,7
A6061 T4	227,53	71,7
Acero A36	250	207
Acero inoxidable 304	206,81	190

Fuente: [11]

### 2.2.3.3. Costo y disponibilidad

Si las materias primas, los materiales procesados o los componentes manufacturados no existen en las formas, dimensiones y cantidades deseadas, se requerirán sustitutos y/o procesamiento adicional, lo que puede afectar significativamente el costo del producto.

Se puede evitar costos de manufactura adicionales aprovechando las dimensiones normales de las materias primas en el mercado. La Tabla 2.5 indica las formas de los materiales disponibles comercialmente [11].

Tabla 2.5. Disponibilidad de materiales

<b>Formas de materiales disponibles comercialmente</b>	
Material	Disponible como
Aceros y aceros inoxidables	B, I, P, S, T, W
Aluminio	B, F, I, P, S, T, W
Cerámicos	B, p, s, T
Cobre y latón	B, f, I, P, s, T, W
Elastómeros	b, P, T
Grafito	B, P, s, T, W
Magnesio	B, I, P, S, T, w
Metales preciosos	B, F, I, P, t, W
Plásticos	B, f, P, T, w
Vidrio	B, P, s, T, W
Zinc	F, I, P, W

*Nota:* B = barra y varilla; F = hoja; I = lingote; P = placa y lámina; S = formas estructurales; T = tubería; W = alambre  
Las minúsculas indican disponibilidad limitada.  
La mayoría de los metales también se encuentran disponibles en forma de polvo, incluyendo polvos pre-aleados.

Fuente: [11].

### 2.2.3.4. Apariencia, vida de servicio y reciclamiento

En el diseño mecánico se deben considerar todos los factores de fallas posibles que intervengan para evitar una falla prematura. En la medida que tomamos mayor conciencia sobre la necesidad de conservar recursos y de mantener un ambiente limpio y saludable, adquiere más relevancia el reciclamiento o la disposición apropiada de los materiales componentes de un producto al final de su vida útil.

### 2.2.4. Selección de procesos de manufactura

La producción de partes exige una extensa variedad de procesos de manufactura en continua expansión como son:

Fundición, formado y moldeado, maquinado, unión, acabado, nanofabricación.

#### 2.2.4.1. Maquinado

El maquinado es el proceso para dar forma y dimensiones a una pieza mediante la eliminación de material en capas (virutas o rebabas) utilizando una herramienta de corte (monocortante o multicortante).

##### **Maquinabilidad del aluminio:**

Por lo general es muy fácil maquinarlo, aunque los grados más suaves tienden a formar un borde acumulado, lo que produce un acabado superficial deficiente. Por lo tanto, se recomienda altas velocidades de corte así como ángulos grandes de ataque y de alivio. Las aleaciones forjables de aluminio con alto contenido de silicio y las aleaciones de aluminio fundido suelen ser abrasivas, de ahí que requieran materiales más duros para herramientas. El control de las tolerancias dimensionales puede ser un problema en el maquinado del aluminio, ya que tiene un alto coeficiente de dilatación térmica y un módulo elástico relativamente bajo [11].

##### **Parámetros de mecanizado**

Los parámetros de mecanizado principales para operaciones de fresado son:

**Velocidad de corte:** Es el parámetro que depende del tipo de herramienta de corte. Existen tablas de velocidades de corte recomendadas para diferentes tipos de materiales con una herramienta de corte específica como se indica en la Tabla 2.6.

*Tabla 2.6. Velocidades de corte recomendadas para fresado.*

Velocidades de corte de la máquina fresadora		
Material	Fresa de acero de alta velocidad	
	Pie/min	m/min
Acero aleado	40-70	12-20
Aluminio	500-1000	150-300
Bronce	65-120	20-35
Hierro fundido	50-80	15-25
Acero de maquinado libre	100-150	30-45
Acero para maquinaria	70-100	21-30
Acero inoxidable	30-80	10-25
Acero para herramienta	60-70	18-20

Fuente: [21]

**Revoluciones por minuto:** La velocidad angular de la fresa está dada por la siguiente fórmula.

$$n = \frac{V_c \times 1000}{\pi * \phi * z}$$

Donde:

$V_c$ : *velocidad de corte*

$\phi$ : *diámetro de la herramienta*

$z$ : *factor de corrección → para (fresas de  $\phi < 20mm$ )*

$z = 1 \rightarrow \phi > 20mm$

$z = 2 \rightarrow 8 < \phi < 12mm$

$z = 4 \rightarrow \phi < 6mm$

**Avance:** Se entiende por avance al movimiento de la herramienta respecto a la pieza en un periodo de tiempo determinado. El Avance está dado por:

$$F = f * n$$

Donde:

$F$ : *avance herramienta [mm/min]*

$f$ : *avance por diente recomendado*

$n$ : *revoluciones por minuto.*

La Tabla 2.7 indica el avance por diente recomendado para fresado con herramienta de alta velocidad.

*Tabla 2.7. Avance por diente recomendado para fresas de alta velocidad.*

Material	Fresas de refrentar	Fresas helicoidales	Fresas de ranurado	Fresas frontales	Cortadores de relieve
Acero aleado	0,15	0,12	0,1	0,07	0,05
Aluminio	0,55	0,45	0,33	0,28	0,18
Acero para maquinaria	0,3	0,25	0,18	0,15	0,1



Acero inoxidable	0,15	0,13	0,1	0,08	0,05
---------------------	------	------	-----	------	------

Fuente: [21]

### **2.2.5. Método de elementos finitos.**

El método de elementos finitos resuelve los problemas cuando la geometría del componente es compleja y no puede modelarse con exactitud con el análisis estándar de resistencia de materiales [12].

Existe una amplia cantidad de aplicaciones del análisis de elementos finitos como: análisis estático y dinámico, lineal y no lineal, de esfuerzo y de deflexión, vibraciones libres y forzadas, transferencia de calor, inestabilidad elástica (pandeo), acústica, electrostática y magnetismo, dinámica de fluidos, análisis de tubería y física múltiple [13].

La filosofía básica del método de elementos finitos la constituyen la discretización y la aproximación. Es una técnica numérica de aproximación que divide un componente o estructura en regiones discretas (elementos finitos) y la respuesta se describe mediante un conjunto de funciones que representan los desplazamientos o esfuerzos en dicha región. El método de los elementos finitos requiere una formulación, un proceso de solución, y una representación de materiales, geometría, condiciones límites y cargas [12].

#### **2.2.5.1. Mallado.**

En el programa SOLIDWORKS, el mallado genera elementos sólidos tetraédricos en 3D, elementos de vaciado triangulares en 2D y elementos de viga en 1D. Una malla está compuesta por un tipo de elementos a no ser que se especifique el tipo de malla mixta. Los elementos sólidos son apropiados para modelos de gran tamaño. Los elementos de vaciado resultan adecuados para modelar piezas delgadas (chapas metálicas) y las vigas y cabezas de armadura son apropiados para modelar miembros estructurales.

#### **Verificación de la calidad de malla:**

El software utiliza dos importantes verificaciones para medir la calidad de los elementos en una malla.

### a. Verificación del cociente de aspecto:

Para una malla sólida, la precisión numérica se logra mejor mediante una malla con elementos tetraédricos perfectos y uniformes cuyas aristas sean de igual longitud. Para una geometría general, no es posible crear una malla de elementos tetraédricos perfectos, debido a las aristas pequeñas, la geometría curva, las operaciones lámina y las aristas vivas, algunos de los elementos generados pueden tener algunas aristas mucho más largas que otras.

La relación de aspecto de un elemento tetraédrico perfecto se utiliza como la base para el cálculo de relaciones de aspecto de otros elementos. La relación de aspecto de un elemento se define como la relación entre la arista más larga y la normal más corta colocadas desde un vértice a la cara opuesta normalizada con respecto a un tetraedro perfecto. Por definición, la relación de aspecto de un elemento tetraédrico perfecto es 1,0. La verificación de relación de aspecto supone que las aristas rectas se conectan con los cuatro nodos angulares. Dicha verificación es utilizada automáticamente por el programa para comprobar la calidad de la malla Figura 2.9.



Figura 2.9. Elementos con relación de aspecto (a) cercano a 1, (b) considerable. [14]

### b. Puntos jacobianos:

Los elementos parabólicos pueden trazar la geometría curva de manera mucho más precisa que los elementos lineales del mismo tamaño. Los nodos centrales de las aristas de contorno de un elemento se colocan en la geometría real del modelo. En contornos extremadamente vivos o curvos, la colocación de los nodos centrales en la geometría real pueden generar elementos distorsionados con aristas que se entrecruzan entre sí. La verificación jacobiana de un elemento extremadamente distorsionado es negativa, es decir produce la interrupción del programa de análisis.

La verificación jacobiana se basa en una cantidad de puntos ubicados dentro de cada elemento. El software le brinda la posibilidad de basar la verificación jacobiana en 4, 16 ó 29 puntos gaussianos o en los nodos.

El cociente jacobiano de un elemento tetraédrico parabólico, con los nodos centrales ubicados exactamente en el medio de las aristas rectas es 1,0. Aumenta a medida que aumentas las curvas de las aristas. En un punto dentro del elemento, el cociente jacobiano brinda una medida del grado de distorsión del elemento en dicha ubicación. El software calcula el cociente jacobiano en el número seleccionado de puntos gaussianos para cada elemento tetraédrico. Según los estudios estocásticos, se considera que un cociente jacobiano de 40 o menos es aceptable. El software ajusta las ubicaciones de los nodos centrales de elementos distorsionados automáticamente para asegurarse de que todos los elementos pasen la verificación jacobiana.

#### **2.2.6. Diseño mecánico**

El diseño en ingeniería requiere que los profesionales participen en el señalamiento de la competencia en el mercado, fijar las necesidades de los usuarios, resolver las funciones del nuevo producto, consulta y aplicación de normas, producir modelación por ordenador, calcular los parámetros críticos, experimentar con prototipos y maquetas, decretar la apariencia, analizar la ergonomía, evaluar costes etc.

Diseñar se entiende, en términos de proceso, como la transformación de información desde la condición de necesidades, demandas, requerimientos y restricciones hacia la descripción de una estructura capaz de satisfacer esas demandas.” [14]

El diseño en ingeniería mecánica envuelve las disciplinas de la mecánica de sólidos, de fluidos, la transferencia de masa y momento, los procesos de manufactura y las teorías de la electricidad y de la información [13]

##### **2.2.6.1. Proceso de diseño en ingeniería.**

El modelo de M. J. French, Figura 2.10 se centra en métodos de ámbito del diseño en ingeniería, principalmente de carácter técnico y diseño de elementos mecánicos.

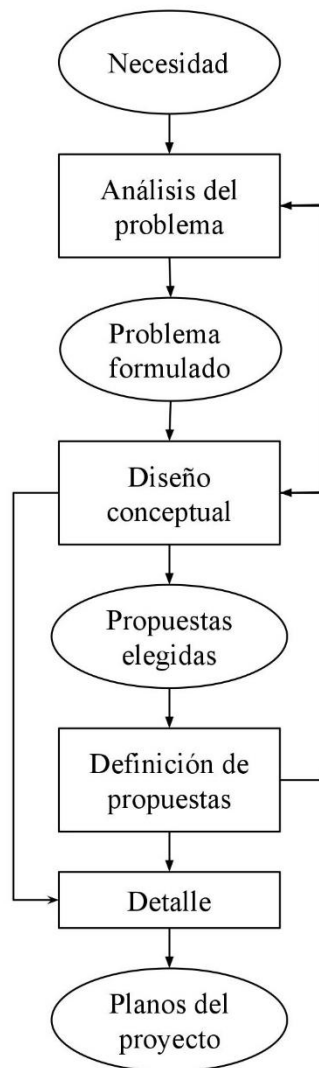


Figura 2.10. Flujograma del proceso de diseño según French [7].

### 2.2.6.2. Esfuerzo y resistencia

La vida de muchos productos depende de la forma en que el diseñador aplica el esfuerzo inducido por la carga para que sea menor que la resistencia en un punto crítico de interés. (Siendo la resistencia una propiedad inherente del material de un elemento) En síntesis, el diseño debe permitir que la resistencia exceda al esfuerzo por un margen suficiente, de manera que a pesar de las dudas, la falla no sea común. [13]

### 2.2.6.3. Esfuerzos en los cuerpos estáticos [15]

**Diagrama de cuerpo libre:**

El análisis de una máquina o mecanismo se puede facilitar mediante el aislamiento de cada elemento, para posteriormente analizarlo mediante diagrama de cuerpo libre, el cual sirve para:

- Establecer las direcciones de los ejes de referencia, proporcionar un lugar para registrar las dimensiones del subsistema además de las magnitudes y las direcciones de las fuerzas conocidas, y ayuda a suponer las direcciones de las fuerzas desconocidas.
- El diagrama ayuda a planear un análisis lógico del problema y a establecer las relaciones matemáticas.
- También ayuda a registrar el avance del proceso de solución y a ilustrar los métodos que se utilizan en él.

### **Esfuerzo normal:**

Aplicación de una carga axial puede ser a tensión o compresión dependiendo el sentido de la fuerza perpendicular a la cara aplicada como se muestra en la Figura 2.11.



Figura 2.11. Barra prismática en tracción [15].

$$\sigma = \frac{P}{A}$$

*Donde:*

$\sigma$  = *esfuerzo normal;*

$P$  = *fuerza perpendicular a la cara;*

$A$  = *área de la sección transversal*

### **Esfuerzo cortante:**

Esta carga implica la aplicación de fuerzas iguales y opuestas casi colineales como se indica en la Figura 2.12.

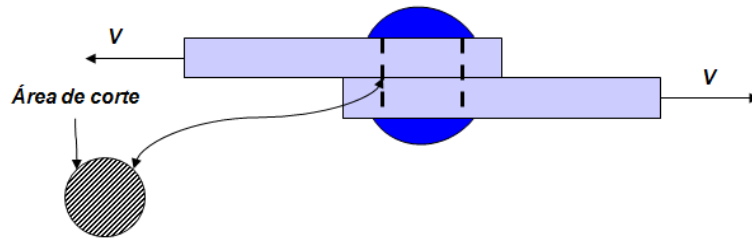


Figura 2.12. Esfuerzo cortante [15].

$$\tau = \frac{V}{A}$$

Donde:

$\tau$  = *esfuerzo cortante*

$V$  = *fuerza tangencial a la superficie del material;*

$A$  = *área de la sección de corte*

### **Esfuerzo por torsión:**

La torsión se refiere al torcimiento de una barra recta al ser cargada por momentos (o pares de torsión) que tienden a producir una rotación alrededor del eje longitudinal de la barra, la Figura 2.13 muestra una barra sometida a cargas de torsión.

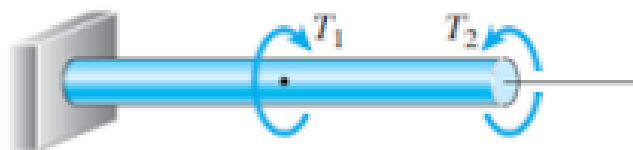


Figura 2.13. Barra sometida a torsión por los momentos T1, T2 [15].

$$\tau_{max} = \frac{Tr}{I_p}$$

Donde:

$\tau$  = *esfuerzo por torsión*

$T$  = *par aplicado;*

$r$  = *radio de aplicación de fuerza;*

$I_p =$  momento polar de inercia

### **Esfuerzo por flexión:**

Las cargas que actúan sobre una viga ocasionan que esta se flexione, con lo que su eje se deforma en una curva llamada curva de deflexión de la viga. Para cierta disposición de cargas, algunos tramos de los elementos que las soportan están sometidos a un momento flector. Cuando un elemento está sometido a flexión, las fibras superiores soportan un esfuerzo de compresión, mientras que las fibras inferiores un esfuerzo de tracción; el esfuerzo se calcula mediante la ecuación Figura 2.14. [13]

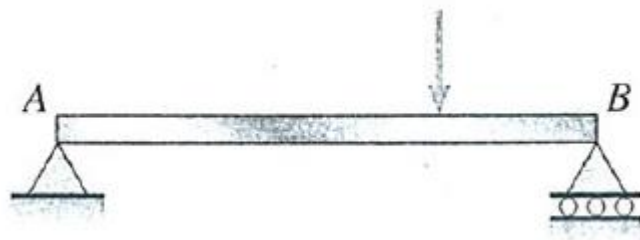


Figura 2.14. Deflexión en viga [15].

$$\sigma_x = \frac{My}{I}$$

Donde:

$\sigma =$  esfuerzo de flexión

$M =$  momento flector;

$y =$  distancia desde el eje neutral;

$I =$  momento de inercia

### **Concentración de esfuerzos:**

La concentración de esfuerzos existe para fuerzas de tensión, compresión, flexión y torsión. La concentración de esfuerzos provoca alguna irregularidad no inherente en el elemento, como marcas de herramientas, agujeros, estrías, ranuras o roscas.

$$\sigma_{max} = K_t \sigma_{nom}$$

Donde:

$\sigma_{max}$  = *esfuerzo máximo*

$K_t$  = *factor teórico concentración de esfuerzos;*

$\sigma_{nom}$  = *esfuerzo nominal*

### **Esfuerzos térmicos**

Los esfuerzos también pueden formarse por la expansión y contracción restringidas del material debido ya sean a cambios de temperatura o a un cambio en la fase del material.

#### **2.2.6.4. Factor de seguridad**

El factor de seguridad (FS) se basa en la resistencia significativa del material, es decir aplicando una teoría de falla apropiada ya sea resistencia estática, cedencia estática, fatiga, tensión, etc. Por lo tanto el factor de seguridad puede definirse como:

$$FS = \frac{\textit{resistencia significativa del material}}{\textit{esfuerzo significativo correspondiente, a partir de las cargas normales}}$$

El factor de seguridad también puede definirse en términos de cargas:

$$FS = \frac{\textit{sobrecarga de diseño}}{\textit{carga normal}}$$

Donde la sobrecarga normal se define como la carga apenas suficiente como para provocar la falla [12].

#### **2.2.6.5. Fallas resultantes de carga estática [13]**

Eventos como la deformación permanente, el agrietamiento y la ruptura se encuentran entre las formas en que falla un elemento de máquina, desafortunadamente, no existe una teoría universal de falla para un caso general de las propiedades del material y el estado de esfuerzo. En su lugar, a través de los años se han formulado y probado varias hipótesis, las cuales han conducido a las prácticas aceptadas en la actualidad. Como han sido aceptadas, estas prácticas se caracterizarán como teorías tal como lo hace la mayoría de los diseñadores. El comportamiento del metal estructural se clasifica de manera típica como dúctil o frágil. Normalmente, los materiales se clasifican como



dúctiles cuando  $\epsilon_f \geq 0.05$  y cuando tienen una resistencia a la fluencia identificable que a menudo es la misma en compresión que en tensión ( $S_{yt} = S_{yc} = S_y$ ). Los materiales frágiles,  $\epsilon_f < 0.05$ , no presentan una resistencia a la fluencia identificable y típicamente se clasifican por resistencias últimas a la tensión y la compresión,  $S_{ut}$  y  $S_{uc}$ , respectivamente. Como se indica en la Figura 2.15 las teorías generalmente aceptadas son:

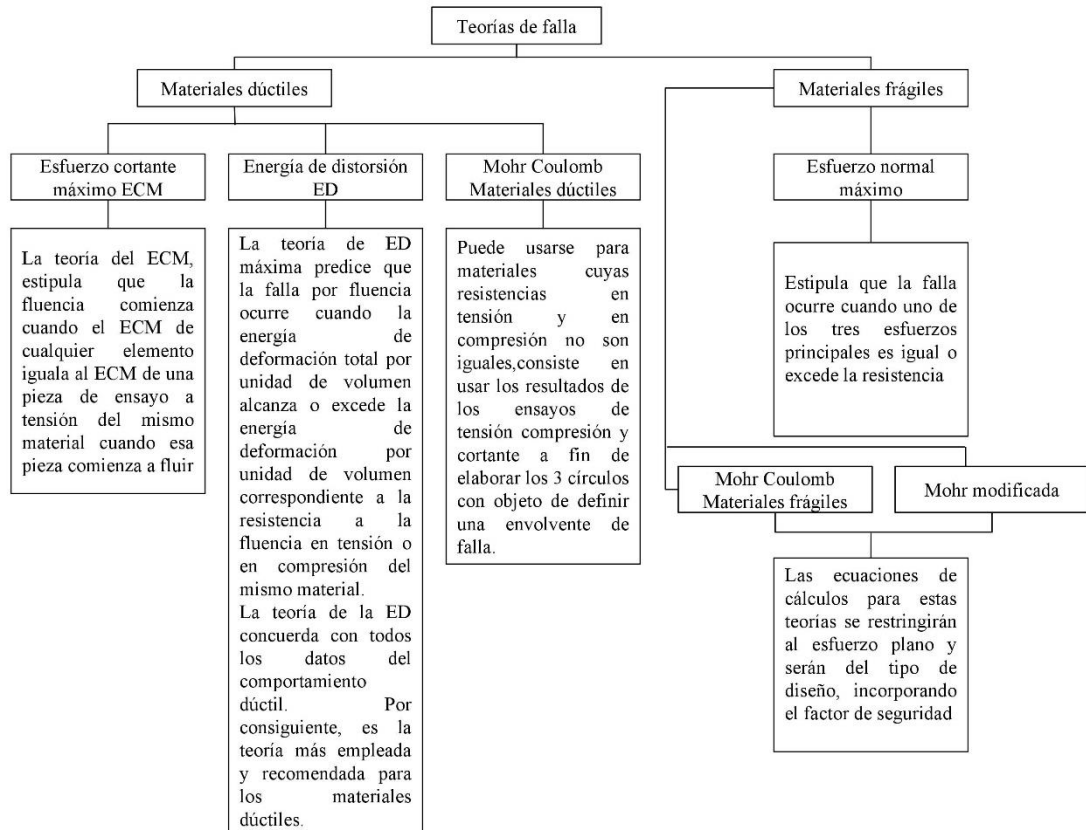


Figura 2.15. Teoría de fallas. Cargas estáticas.

Fuente: Autor

## CAPÍTULO III

### 3. DISEÑO DEL PROYECTO

El helicóptero TH 57 de la FAE ubicado en la Base Aérea Simón Bolívar, Escuadrón de Combate 2212, Ala de Combate No. 22. Empleado en reconocimiento aéreo, vigilancia, apoyo humanitario, están preparados para aterrizar en zonas sin accesibilidad por carretera.

A esta aeronave se requiere instalar un sensor electro-óptico (SEO D1), desarrollado en el CIDFAE, para ello se pide diseñar y construir un soporte para la cámara que sea compatible en anclaje del SEO D1, así como también con el fuselaje del helicóptero sin que afecte la aerodinámica ni la estructura de la aeronave. Permitiendo así que el helicóptero tenga un complemento más, que ayude en las operaciones a las cuales sea necesario su intervención.

El helicóptero TH 57 tiene las siguientes especificaciones como se puede observar en la Tabla 3.1



Figura 3.1. Helicóptero TH 57

Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE


Tabla 3.1. Especificaciones técnicas helicóptero TH 57

Tripulación + pasajeros	1piloto + 4 pasajeros
Longitud	12.11m
Altura	2.83m
Peso vacío	1625lb
Carga útil máxima	1400lb
Carga útil externa máxima	1500lb
Peso máximo de despegue	3198 lb
Velocidad máxima	225km/h
Velocidad de crucero	214km/h
Alcance	732km
Techo de vuelo	5000m

Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE

El SEO D1 desarrollado en el CIDFAE, tiene las siguientes características, Tabla 3.2.

Tabla 3.2. Características Sensor electro-óptico SEO D1

Peso	10 lb
Rango de giro	360°
Rango de elevación	+30° a -120°
Velocidad de giro	0-30°/seg
Aislamiento de vibración incorporado	
Sensores: Imagen térmica Luz baja Localizador láser Iluminador láser	 <p>Sensor electro-óptico SEO-D1</p>

Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE

El centro de Investigación CIDFAE es uno de los organismos encargado en brindar el apoyo técnico y tecnológico a los requerimientos de la Fuerza Aérea, el proyecto técnico requiere que el SEO sea instalado en una estructura diseñada ubicada en el fuselaje (piso) de la aeronave de tal manera que los anclajes de la estructura estén ubicados en los puntos que tiene por defecto la aeronave para colocación de pernos como se observa en la Figura 3.2.

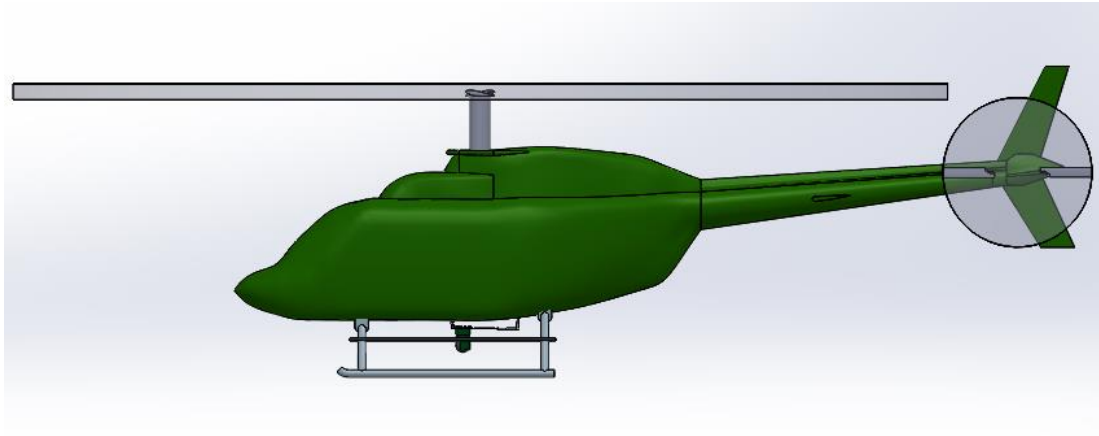


Figura 3.2. Esquema de la instalación del SEO en el exterior de la aeronave.

Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE.

A continuación se presenta los parámetros iniciales para el diseño.

### **3.1. Selección de alternativas**

#### **3.1.1. Especificaciones del sistema a diseñar.**

##### **Funciones:**

- Soportar cargas externas. (Peso SEO, aerodinámica).
- Permitir el anclaje de SEO.
- No afectar el vuelo (peso y balance).
- Reducir las vibraciones al elemento soportado.
- Ofrecer una posición final horizontal al SEO.

##### **Criterios:**

- Menor costo de construcción.
- Mayor seguridad
- Mayor facilidad de construcción
- Liviano
- Capacidad de reciclado

##### **Restricciones:**

- Altura máxima de la instalación 350mm
- Puntos de anclaje fijo

Una de las restricciones es que los puntos de anclaje al fuselaje Figura 3.3 están ya determinados, ya que son tornillos que sujetan a una cuaderna de la aeronave y sirve para poder anclar la estructura y soportar el peso.

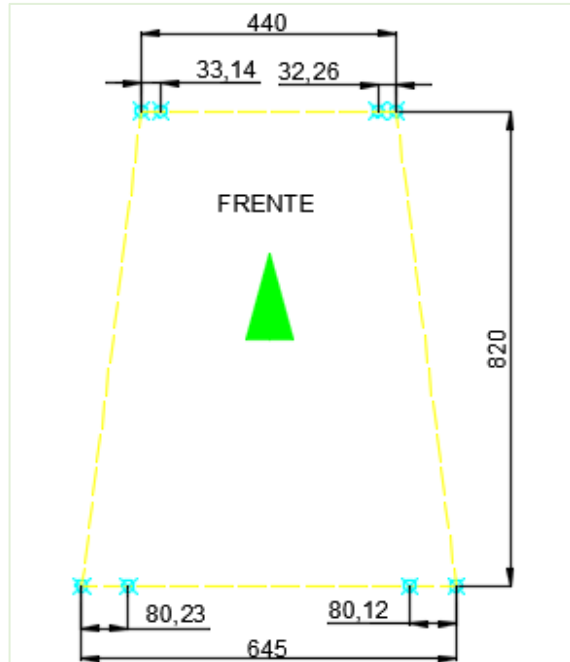


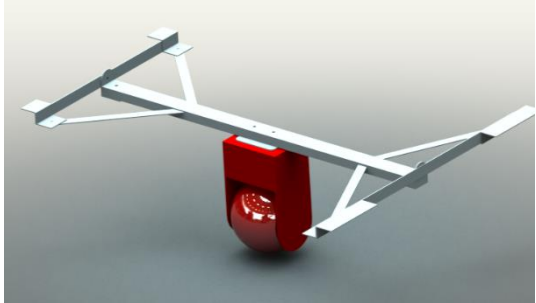
Figura 3.3. Cotas de los puntos de referencia del anclaje, visto desde abajo de la aeronave

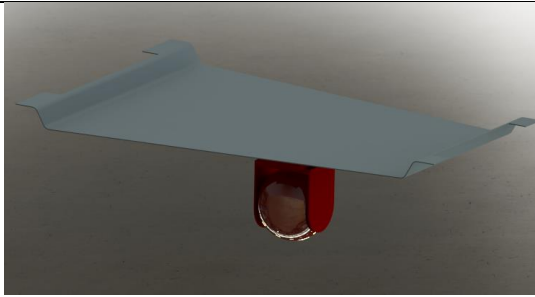
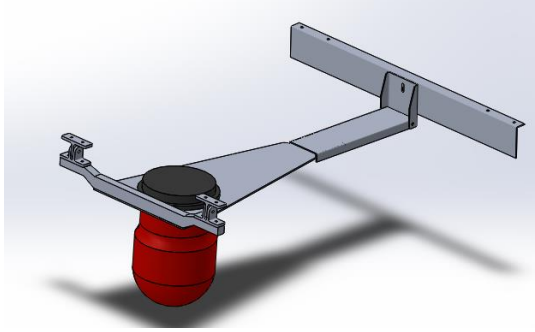
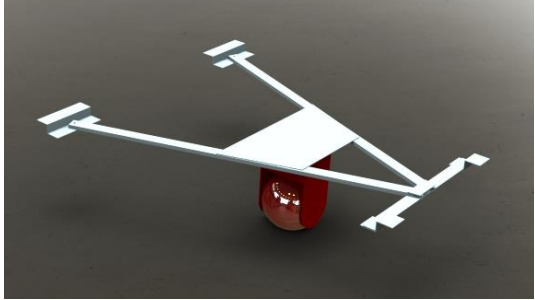
Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE

### 3.1.2. Planteamiento de soluciones

Con las especificaciones del sistema a diseñar establecidos, se plantea cuatro soluciones las cuales cumplen con los requerimientos dispuestos para el diseño. La Tabla 3.3 presenta las alternativas planteadas.

Tabla 3.3. Alternativas de diseño planteadas

Soluciones planteadas	
1	 <p>Estructura compuesta de 14 elementos unidos mediante empennado los elementos básicos utilizados son: tubo rectangular, platina, platina doblada.</p>

2		Estructura compuesta de 1 elemento el elemento básico utilizado es: plancha lisa doblada.
3		Estructura compuesta de 9 elementos unidos mediante empernado los elementos básicos utilizados son: lámina doblada, elementos mecanizados.
4		Estructura compuesta de 9 elementos unidos mediante empernado los elementos básicos utilizados son: tubo rectangular, platina, platina doblada, plancha lisa.

Fuente: Autor

Previamente se sabe que el mejor diseño elegido debe ser optimizado en los parámetros posibles.

Prioridad dada a cada criterio

Según [14] las propuestas de escalas de asignación directa son las que se indican en la Tabla 3.4.

Tabla 3.4. Escalas de ponderación

Valoración cualitativa	Escala Likert	Escala porcentual %
Muy débil	1	20
Débil	2	40
Moderada	3	60
Fuerte	4	80
Muy fuerte	5	100

Fuente: [14].

El peso de cada criterio para la selección de diseño, basado en los requerimientos del CIDFAE se indica en la Tabla 3.5.

Tabla 3.5. Peso para los criterios de selección de alternativas

Mayor seguridad	5	33%
Liviano	4	27%
Mayor facilidad de construcción	3	20%
Capacidad de reciclado	2	13%
Menor costo de construcción	1	7%
Total	15	100%

Fuente: [14].

A continuación se presenta las ponderaciones de alternativas de diseño, según los criterios establecidos, como indica la Tabla 3.6.

Tabla 3.6. Ponderación de alternativas.

Alternativas	Criterios										Total
	Seguridad		Liviano		Reciclaje		Construcción		Costo		
1	3	20%	4	22%	4	16%	4	10%	4	6%	<b>73%</b>
2	3	20%	5	27%	4	16%	3	8%	5	7%	<b>78%</b>
3	5	33%	4	22%	4	16%	4	10%	4	6%	<b>87%</b>
4	4	26%	4	22%	4	16%	3	8%	4	6%	<b>77%</b>
Peso%	33%		27%		20%		13%		7%		<b>100%</b>

La mejor alternativa para el diseño es: (3) correspondiente a la estructura compuesta de 9 elementos, con operaciones de manufactura de doblado y mecanizado, posteriormente se realizará el análisis diseño mecánico de la alternativa seleccionada.

### 3.1.3. Selección de material.

La selección del material es una consideración muy importante del diseño, ya que para aplicaciones aeronáuticas se solicita que el material cumpla ciertas características como son su peso bajo relativo, relación elevada de resistencia a peso, etc.

A continuación se presenta en la Tabla 3.7 las propiedades requeridas de los materiales según la industria donde se utiliza.

Tabla 3.7. Propiedades mecánicas en aplicaciones industriales.

	Aeronáutica	Automotriz	Ferrocarriles	Construcción	Industria	I. naval	Medicina	Electricidad	Deportes
<b>Vida útil</b>									
Rigidez				*		*	*	*	*
Resistencia mecánica				*	*	*	*		*
Resistencia a la fatiga	*					*			
Resistencia a la corrosión	*	*		*		*	*	*	
Impermeabilidad				*	*				
<b>Seguridad</b>									
Resistencia a los choques		*				*	*		*
Resistencia al fuego	*		*	*	*			*	
Aislamiento térmico				*	*			*	
Aislamiento eléctrico								*	
Amortiguamiento, vibraciones					*				*
<b>Diseño</b>									
Integración de funciones	*	*						*	
Formas complejas	*	*	*	*					*
Transparencia a ondas electromagnéticas								*	
Disminución del peso de las estructuras.	*	*							*

Fuente: [16]

En función a los parámetros citados en la tabla anterior se propone las alternativas que se puede utilizar y siendo también los materiales más usados en la industria aeronáutica como indica la Tabla 3.8.

En el [Anexo D] se presentan tablas de las propiedades principales de los materiales, las cuales facilitan en la toma de decisión para la selección del material.



Tabla 3.8. Alternativas de materiales.

Alternativas planteadas		
Nro.	Material	Características generales
1	Aluminio	Alta relación resistencia-peso; alta conductividad térmica y eléctrica; buena resistencia a la corrosión; buenas propiedades de manufactura.
2	Materiales compuestos	Elevada relación resistencia a peso, rigidez a peso.
3	Acero (inoxidable)	Resistencia a la corrosión, alta resistencia mecánica y ductilidad.

Fuente: Autor.

### 3.1.3.1. Parámetros a considerar en la selección del material:

#### a. Propiedades de los materiales

- Propiedades mecánicas
- Propiedades físicas
- Propiedades químicas
- Propiedades de manufactura

#### b. Costo y disponibilidad

#### c. Apariencia, tiempo de servicio, reciclamiento.

La valoración (1 a 5) y ponderación se realiza según lo establecido en las tablas empleadas para la selección de la estructura. A continuación se presenta en la Tabla 3.9 la ponderación de la selección del material en el diseño.

Tabla 3.9. Ponderación selección de material

Parámetro		Peso %	Alternativas					
			1		2		3	
Caract. Mecánicas	Resistencia a la fatiga	10	3	6%	2	4%	4	8%
	Módulo cortante	10	4	8%	3	6%	5	10%
	Límite de fluencia	10	4	8%	3	6%	5	10%
	Densidad	12	5	12%	5	12%	3	7%

Caract. Físicas y químicas	Resist. a la corrosión	12	4	10%	5	12%	4	10%
	Resist. Al fuego	8	4	6%	3	5%	4	6%
Costo y disponibilidad		10	4	8%	3	6%	3	6%
Propiedades de manufactura		13	4	10%	3	8%	3	8%
Tiempo de servicio		10	4	8%	4	8%	4	8%
Reciclamiento		5	4	4%	3	3%	4	4%
<b>TOTAL</b>		<b>100 %</b>		<b>80.4%</b>		<b>69.6%</b>		<b>77.0%</b>

Fuente: Autor.

La mejor alternativa para el diseño es: (1) correspondiente al aluminio (Utilizado en estructuras aeronáuticas) por sus respectivas ventajas mecánicas, la disponibilidad existente en el CIDFAE, etc.

El aluminio utilizado debe ser de alta resistencia usado en industria aeronáutica estos son: Aluminio: 2024 T3, 6061 T4, 7075.

### 3.2. Cálculos

#### 3.2.1. Análisis aerodinámico:

##### 3.2.1.1. Determinación de cargas:

Como se indica en [5], las cargas analizadas para la estructura en operación son:

**Cargas aerodinámicas.-** Producidas por el movimiento (Helicóptero-aire), es decir presión que ejerce el viento en la estructura.

Factor de seguridad FS = 1,5 utilizado para análisis aerodinámico según: (FAR: 29.303: *safety factor*). Componentes de: Fuerzas transversal, vertical y arrastre.

$$F_x = f_x * 1,5; \quad F_y = f_y * 1,5 \quad F_z = f_z * 1,5$$

**Cargas traslacionales.-** Provocadas por la fuerza de gravedad es decir el peso.

Se requiere un factor de carga FS=3.5 (FAR 29: 29.337: *Limit maneuvering load factor*)

$$F_x = F_y = F_z = m * g * 3,5$$

Donde:

*m*: masa

*g: gravedad*

**Cargas rotacionales.-** Producidas por el movimiento rotacional del SEO,

Factor de seguridad FS=1,5 (*FAR: 29.303: safety factor*)

$$F_{Rx} = m * w^2 * r_x * FS \quad F_{Ry} = m * w^2 * r_y * FS$$

Donde:

*m: masa*

*w: velocidad angular*

*r: radio*

En el [Anexo A], Tabla A3 se presenta los requisitos mencionados de la FAR para los requerimientos de fuerza mencionados en el análisis de determinación de cargas.

### 3.2.2. Geometría y elementos del soporte del SEO D1

En la Figura 3.4 se presentan los nombres de los componentes del soporte estructural para el SEO D1, con los cuales se trabaja.

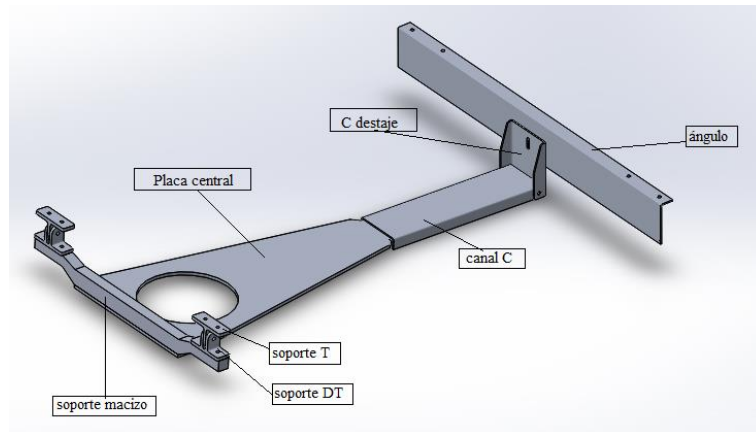


Figura 3.4. Componentes del soporte para el SEO D1

Fuente: Autor.

#### 3.2.2.1. Elementos de análisis de la estructura:

Se realiza un cálculo analítico preliminar de dos elementos mecánicos que son los de anclaje a la estructura de la aeronave por su geometría simple y su importancia en el

diseño de la estructura, para obtener así un espesor previo de los componentes y realizar el posterior modelado computacional aerodinámico, estático y los respectivos estudios requeridos en el diseño.

Los componentes a analizar son los que se indican en la Figura 3.5.

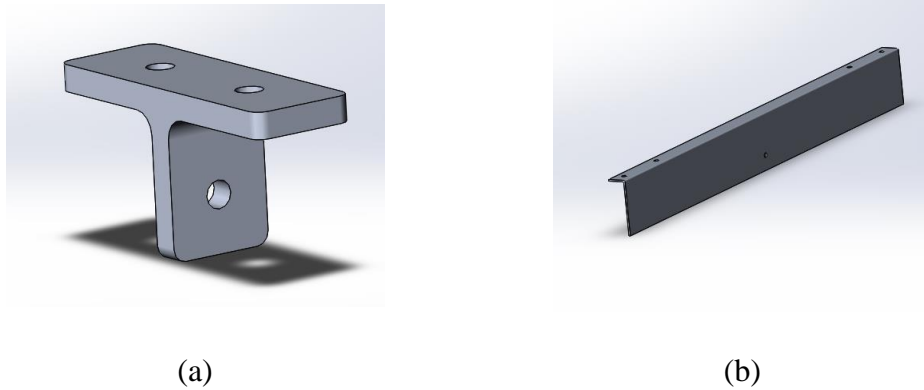


Figura 3.5. Elementos de la estructura. (a) soporte “T”, (b) ángulo.

Fuente: Autor

Se simplifica la geometría para aplicar las fórmulas de resistencia de materiales y conocer un espesor tentativo de los elementos.

**El elemento (a)** de sección transversal rectangular sometido a carga axial, con un agujero para permitir la inserción de un perno, es decir con una concentración de esfuerzos se determinará el espesor que debe tener la placa para que tenga inicialmente un factor de seguridad de 10. La fuerza aplicada es por cargas aerodinámicas y traslacionales según se indica en [5]. Debido a que el perno de anclaje a la aeronave es de  $\varnothing 1/4$ ”, por recomendaciones del departamento de diseño del CID FAE, el agujero de la placa se considera inicialmente para este perno.

La Figura 3.6 muestra una placa sometida a tensión con un agujero que provoca concentración de esfuerzos y en la Figura 3.7 el diagrama para determinar el factor de concentración de esfuerzos.

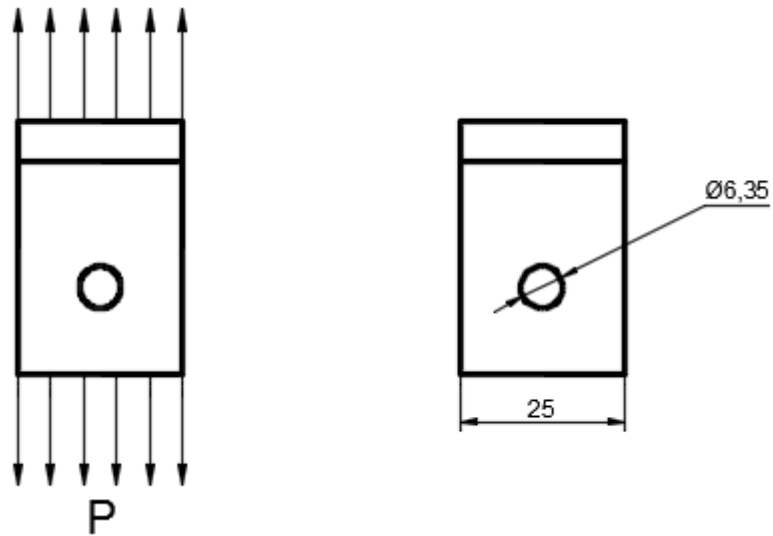


Figura 3.6. Placa con concentración de esfuerzos.

Fuente: Autor.

$$\phi_{perno} = 1/4 plg = 6,35mm$$

Carga traslacional: Considerada la fuerza ejercida por el peso más un factor de seguridad de 3,5.

$$F_x = F_y = F_z = \text{Peso SEO} * 9,81 * 3,5$$

$$F_x = 4,545[kg] * 9,81 \left[ \frac{m}{s^2} \right] * 3,5$$

$$F_x = 156,053[N]$$

$$F_T = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2}$$

$$F_T = 270,292[N]$$

A esta carga se le sumará el 12% por las cargas aerodinámicas esto según [5]

$$F_T = 270,292 + 12\% * 270,292$$

$$F_T = 302,727[N]$$

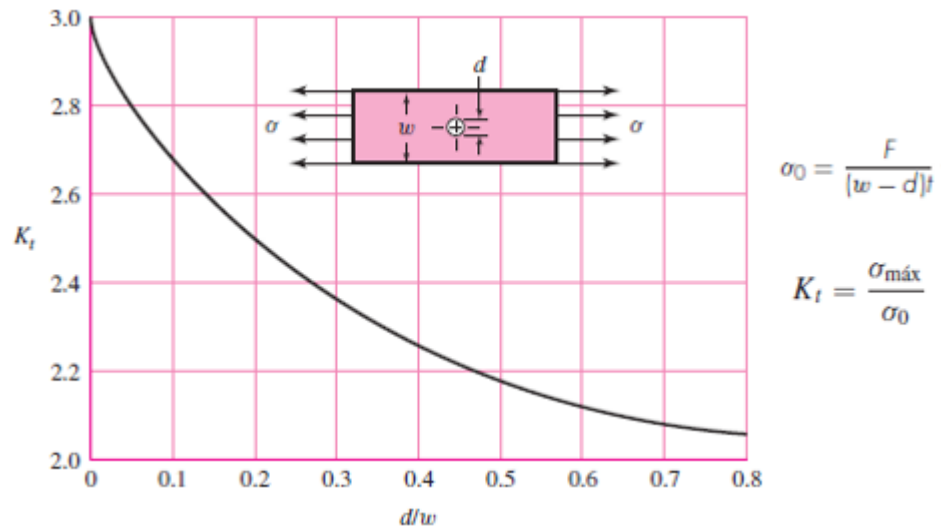


Figura 3.7. Placa delgada en tensión o compresión simple con un orificio central transversal, siendo t: el espesor de la placa [13].

El esfuerzo  $\sigma_0$ , de una carga a tensión es:

$$\sigma_0 = \frac{F}{A} = \frac{302,727}{(25 - 6,35) \times 10^{-3} * t} = \frac{16232,011}{t}$$

Según la Figura 3.7 el factor de concentración de esfuerzos  $K_t$  es:

$$\frac{d}{w} = \frac{6,35}{25} = 0,254 \quad \therefore K_t = 2,42$$

$$\sigma_{\max} = \sigma_0 * K_t$$

$$\sigma_{\max} = \frac{16232,011}{t} * 2,42 \quad (1)$$

El factor de seguridad (FS) está dado por:

$$FS = \frac{\text{Resist. verdadera}}{\text{Resist. requerida}}$$

$$FS = \frac{Sy \text{ Al } 6061 \text{ T4}}{\sigma_{\max}}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{Sy \text{ Al } 6061 \text{ T4}}{FS} \quad (2)$$

$$Sy \text{ Al } 6061 \text{ T4} = 227,527 \text{ [MPa]}$$

Si consideramos inicialmente un factor de seguridad  $FS = 10$  ya que el elemento no está analizado con todos sus componentes.

(1) y (2)

$$\frac{16232,011}{t} * 2,42 = \frac{Sy Al 6061 T4}{FS}$$

$$\frac{16232,011}{t} * 2,42 = \frac{227,527 \times 10^6}{10}$$

$$t = 1,726 \times 10^{-3} = 1,726 \text{ mm}$$

Para el elemento (b) Figura 3.8 se realizará un análisis de viga doblemente empotrada, en la que se tiene las fuerzas aplicadas de presión del viento en el eje z y carga puntual en la mitad de la viga en dirección del eje y.

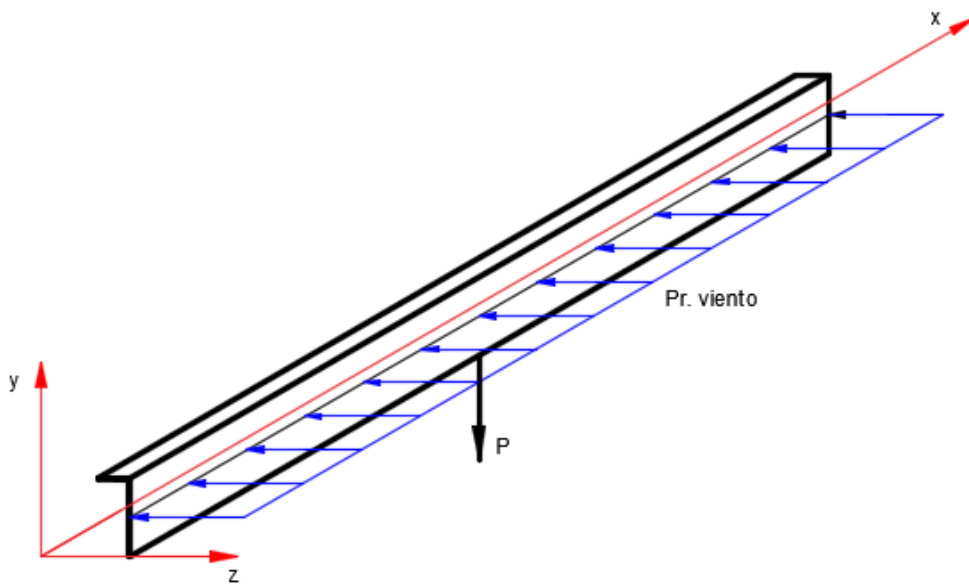


Figura 3.8. Ángulo sometido a presión del viento y carga puntual.

Fuente: Autor.

Las dimensiones requeridas para el ángulo es de  $2 \frac{1}{2} \times 1 \times t$ , por la geometría del diseño siendo “t” el espesor del perfil, y su longitud,  $L = 685 \text{ mm}$

La carga P es:  $P = 156,053 \text{ [N]}$ , debido al peso del SEO D1.

Pr viento: es la carga que ejerce el viento en la cara del perfil Figura 3.9.

Pr se determina aplicando las fórmulas de mecánica de fluidos, sección sustentación y arrastre [17].

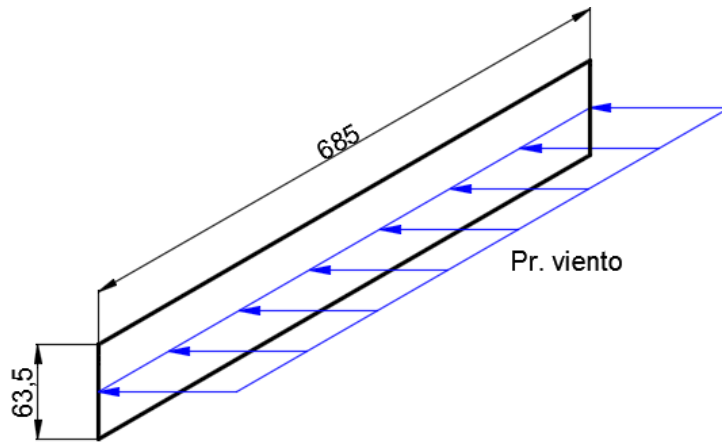


Figura 3.9. Coeficiente de arrastre placa rectangular.

Fuente: Autor.

Área de ataque:

$$A = 63,5 * 685$$

$$A = 0,043m^2$$

Fórmula del coeficiente de arrastre:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} * \rho * V^2 * A}$$

El coeficiente de arrastre  $C_D$  se determina por medio de tablas para diferentes secciones y dimensiones típicas [17], Figura 3.10.

Coeficiente de arrastre típicos			
Forma del cuerpo	Orientación	$C_D$	
Placa rectangular El flujo es perpendicular a la cara frontal plana.		$a/b$	
		1	1,16
		4	1,17
		8	1,23
		12,5	1,34
		25	1,57
		50	1,76
		$\infty$	2,00

Figura 3.10. Coeficiente de arrastre placa rectangular [17].



$$\frac{a}{b} = \frac{685}{63,5} = 10,7 \quad \therefore \quad C_D = 1,296$$

Despejamos  $F_D$  :

Para determinar la fuerza de arrastre se utiliza la densidad del aire a condiciones estándar [Tabla A1], ya que la densidad es directamente proporcional a la fuerza de arrastre.

$$F_D = \frac{C_D * \rho * V^2 * A}{2}$$

Donde:

$\rho$ : densidad del fluido (aire):  $\rho = 1,204 \text{ kg/m}^3$  (Condiciones estandar)

$V$ : Vel viento:  $V = 75,16 \text{ m/s}$  (Vel. max aeronave)

$A$ : Área de la sección transversal:  $A = 0,043 \text{ m}^2$

$$F_D = \frac{1,296 * 1,204 * 75,16^2 * 0,043}{2}$$

$$F_D = 189,515 [N]$$

Presión ejercida:

$$P_r = \frac{F}{A} = \frac{189,515}{0,043}$$

$$P_r = 4407,325 [Pa]$$

Se determina: "q" carga por unidad de longitud [N/m]

$$q = P_r * L = 4407,325 * 0,685$$

$$q = 3019,018 [N/m]$$

### **Análisis de la viga**

Diagrama de cuerpo libre de la viga Figura 3.11: Plano x-y

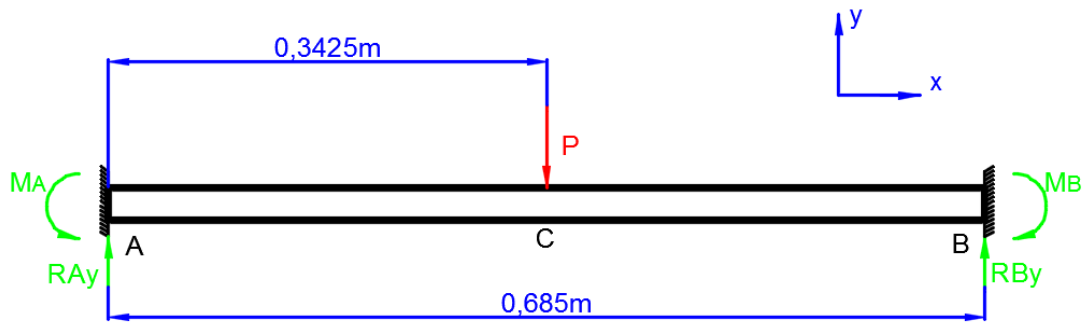


Figura 3.11. Elemento considerado como doblemente empotrado, plano x-y.

Fuente: Autor.

Según el [Anexo A4], las fórmulas directas para calcular cortante, momento y deflexión en vigas, se tiene:

Reacciones:

$$R_A = R_B = \frac{F}{2}$$

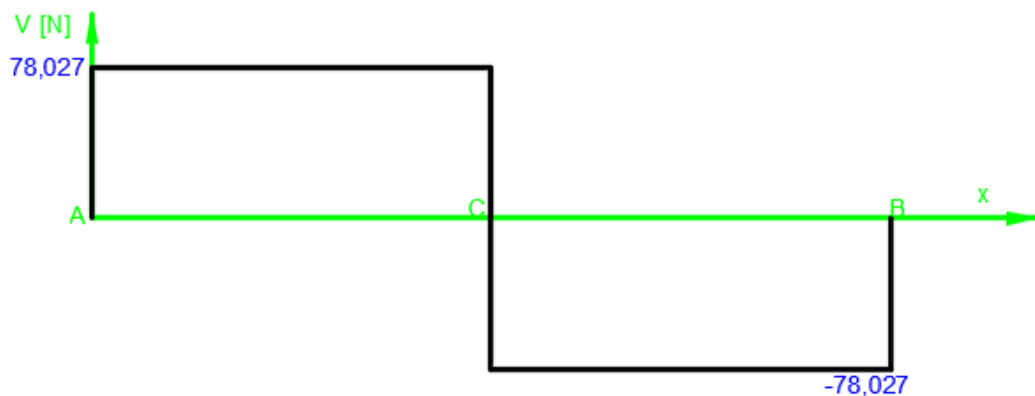
$$R_A = R_B = \frac{156,053}{2} = 78,027 \text{ [N]}$$

Momentos

$$M_A = M_B = \frac{Fl}{8}$$

$$M_A = M_B = \frac{156,053 * 0,685}{8} = 13,362 \text{ [N.m]}$$

Diagrama de cortantes y momentos de la viga doblemente empotrada.



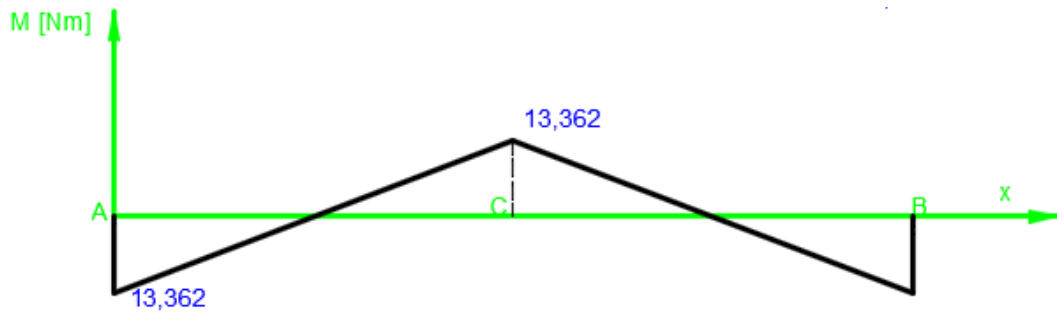


Figura 3.12. Diagrama de esfuerzos cortantes y momentos flectores plano x-y.

Fuente: Autor.

En la Figura 3.12 se muestra el diagrama de esfuerzos cortantes y momentos flectores de la viga, donde se puede ver que en los puntos A,B y C el valor de momento es: 13,362 [N.m]

Diagrama de cuerpo libre de la viga Plano x-z, Figura 3.13.

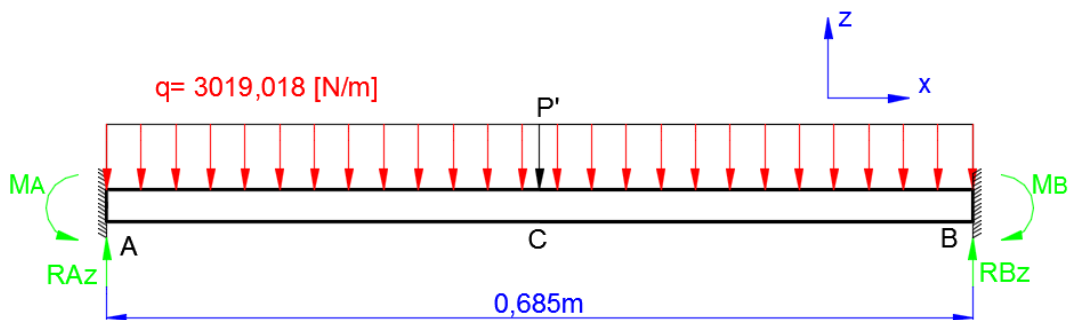


Figura 3.13. Elemento doblemente empotrado, plano x-z.

Fuente: Autor.

$P'$ : Fuerza equivalente puntual de la carga distribuida.

$$P' = q * L$$

$$P' = 3019,018 * 0,685$$

$$P' = 2068,027[N]$$

Según el [Anexo A4], las fórmulas directas para calcular cortante, momento y deflexión en vigas, se tiene:

Reacciones:

$$R_A = R_B = \frac{q \cdot l}{2}$$

$$R_A = R_B = \frac{2068,027}{2} = 1034,014 \text{ [N]}$$

Momentos

$$M_A = M_B = \frac{q \cdot l^2}{12}$$

$$M_A = M_B = \frac{3019,018 \cdot 0,685^2}{12} = 118,050 \text{ [N.m]}$$

Diagrama de cortantes y momentos de la viga doblemente empotrada.

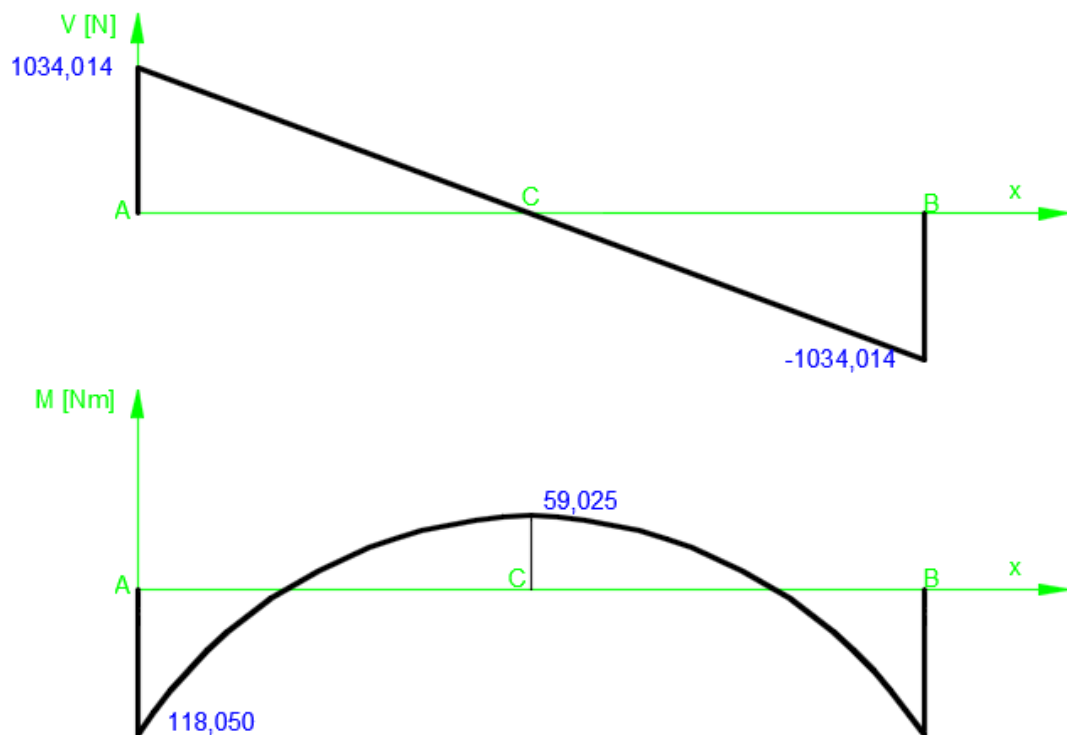


Figura 3.14. Diagrama de esfuerzos cortantes y momentos flectores plano x-z

Fuente: Autor.

En la figura 3.14 se muestra el diagrama de esfuerzos cortantes y momentos flectores de la viga (plano x-z) donde se puede ver que hay dos valores máximos de momentos, el mayor el que se encuentra en el empotramiento igual a  $118,050$  [N.m], y el otro valor en el centro de la viga  $59,025$  [N.m].

Los esfuerzos de flexión en dos planos (xy; xz), de una viga de sección transversal no simétrica está dado por.

$$\sigma_x = -\frac{M_z \cdot y}{I_z} + \frac{M_y \cdot z}{I_y}$$

Donde “y, z” son las distancias del centroide a los extremos de la sección en el eje respectivo.

Se determina la inercia en los ejes z e y, se conoce los valores de c y b. (c = 25,4; b = 63,5 mm) y el valor “t” se itera de dos espesores disponibles, primero se determina el centroide de la sección transversal, como se indica en la Figura 3.15.

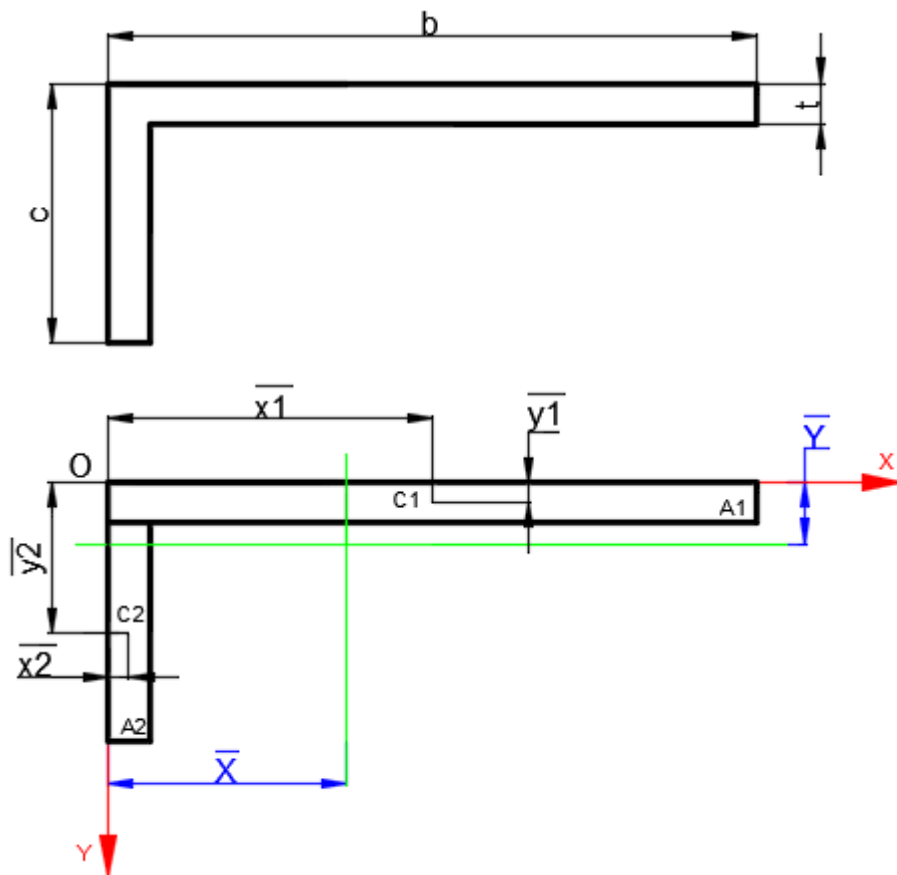


Figura 3.15. Sección transversal del ángulo, determinación de los centroides e inercia.

Fuente: Autor.

Siendo el punto O el sistema de referencia, se calcula los centroides del perfil.

$$\bar{X} = \frac{b^2 + t * c - t^2}{2(b + c - t)}$$

$$\bar{Y} = \frac{b * t + c^2 - t^2}{2(b + c - t)}$$

El momento de inercia con respecto al eje x-x es:

$$I_{xx} = \left[ \frac{b * t^3}{12} + b * t \left( \bar{Y} - \frac{t}{2} \right)^2 \right] + \left[ \frac{t(c - t)^3}{12} + (c - t)t * \left( \frac{c + t}{2} - \bar{Y} \right)^2 \right]$$

El momento de inercia con respecto al eje y-y es:

$$I_{yy} = \left[ \frac{t * b^3}{12} + b * t \left( \frac{b}{2} - \bar{X} \right)^2 \right] + \left[ \frac{(c - t)t^3}{12} + (c - t)t * \left( \bar{X} - \frac{t}{2} \right)^2 \right]$$

Se realiza el remplazo de valores con dos espesores de perfil (que se tiene disponible en bodega de materiales del CIDFAE) Figura 3.14.

$$t1 = \frac{1}{16} plg = 1,588mm$$

$$t2 = \frac{3}{32} plg = 2,381mm$$

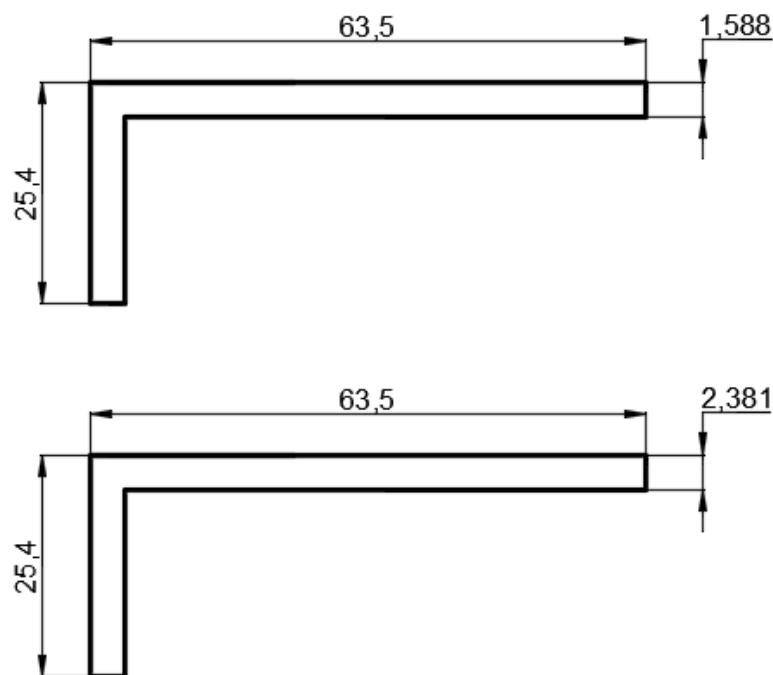


Figura 3.16. Sección transversal de dos perfiles disponibles.

Fuente: Autor.

Para  $t1 = \frac{1}{16} plg = 1,588 mm$ . Los centroides y momento de inercia respecto a x.

Centroide:

$$\bar{X} = 23,308 \text{ mm}; \bar{Y} = 4,258 \text{ mm}$$

Inercia:

$$I_{xx} = 6243,526 [\text{mm}^4] \approx 6243,526 \times 10^{-12} [\text{m}^4]$$

$$I_{yy} = 60244,965 [\text{mm}^4] \approx 60244,965 \times 10^{-12} [\text{m}^4]$$

Para  $t_2 = \frac{3}{32} \text{ plg} = 2,381 \text{ mm}$ . Los centroides y momento de inercia respecto a x.

Centroide:

$$\bar{X} = 23,619 \text{ mm}; \bar{Y} = 4,569 \text{ mm}$$

Inercia:

$$I_{xx} = 8979,621 [\text{mm}^4] \approx 8979,621 \times 10^{-12} [\text{m}^4]$$

$$I_{yy} = 88396,545 [\text{mm}^4] \approx 88396,545 \times 10^{-12} [\text{m}^4]$$

Análisis viga  $t_1 = \frac{1}{16} \text{ plg} = 1,588 \text{ mm}$

El punto de análisis se realiza en las fibras extremas de la viga ubicadas en el borde es decir en el empotramiento de la viga.

Borde de la viga.

$$\sigma_x = -\frac{M_z \cdot y}{I_z} + \frac{M_y \cdot z}{I_y}$$

$$\sigma_x = -\frac{13,362 * 23,308 \times 10^{-3}}{60244,965 \times 10^{-12}} + \frac{118,050 * 4,258 \times 10^{-3}}{6243,526 \times 10^{-12}}$$

$$\sigma_x = 85,678 [\text{MPa}]$$

Esfuerzos principales.

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2}$$

$$\sigma_{1,2} = \frac{85,678 + 0}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{85,678 - 0}{2}\right)^2 + 0^2}$$

$$\sigma_{1,2} = \frac{85,678}{2} \pm \frac{85,678}{2}$$

$$\sigma_1 = 85,678 \text{ [MPa]}$$

$$\sigma_3 = 0 \text{ [MPa]}$$

Aplicando la teoría del esfuerzo cortante máximo, el factor de seguridad es igual a:

$$n = \frac{S_y}{\sigma_1 - \sigma_3}$$

Siendo  $S_y$  el esfuerzo a la fluencia del aluminio 2024 T3

$$n = \frac{345 \text{ MPa}}{85,678 \text{ MPa}}$$

$$n = 4,02$$

Con el espesor de lámina  $1/16 \text{ plg}$ , se tiene un factor de seguridad de 4,02

Análisis viga  $t_2 = 3/32 \text{ plg} = 2,381 \text{ mm}$

$$\sigma_x = -\frac{13,362 * 23,619 \times 10^{-3}}{88396,545 \times 10^{-12}} + \frac{118,050 * 4,569 \times 10^{-3}}{8979,621 \times 10^{-12}}$$

$$\sigma_x = 56,496 \text{ [MPa]}$$

Esfuerzos principales.

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2}$$

$$\sigma_{1,2} = \frac{56,496 + 0}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{56,496 - 0}{2}\right)^2 + 0^2}$$

$$\sigma_{1,2} = \frac{56,496}{2} \pm \frac{56,496}{2}$$

$$\sigma_1 = 56,496 \text{ [MPa]}$$



$$\sigma_3 = 0 \text{ [MPa]}$$

Aplicando la teoría del esfuerzo cortante máximo, el factor de seguridad es igual a:

$$n = \frac{S_y}{\sigma_1 - \sigma_3}$$

Siendo  $S_y$  el esfuerzo a la fluencia del aluminio 2024 T3

$$n = \frac{345 \text{ MPa}}{56,496 \text{ MPa}}$$

$$n = 6,11$$

Con el espesor de lámina  $3/32 \text{ plg}$ , se tiene un factor de seguridad de 6,11

Se selecciona el espesor que nos garantiza un mayor factor de seguridad, es decir el perfil es  $L: 2 \frac{1}{2} * 1 * \frac{3}{32} \text{ plg}$ .

### 3.2.3. Análisis de dinámica de fluidos computacional:

Los cálculos que se requieren en el análisis computacional es la presión ejercida por el viento sobre la estructura con la cámara, esto con la velocidad axial y transversal del viento, posteriormente un análisis estático transfiriendo las fuerzas ejercidas por el viento y considerando el peso propio, inercia, etc. Para obtener así los esfuerzos producidos y el factor de seguridad.

Los parámetros iniciales para el análisis de fluido computacional Tabla 3.10 son los siguientes: considerando las especificaciones técnicas del helicóptero, los datos en sus escenarios críticos, la altura de vuelo de la aeronave, condiciones climáticas, etc.

**Altura:** Ya que la aeronave realiza frecuentemente vuelos desde la Base Aérea de Guayaquil a Quito, se conoce que vuela a una altura mínima de 500 m.s.n.m en la región costa hasta una altura de 4500 m.s.n.m en la sierra. El análisis se realiza considerando 3 diferentes alturas de operación 3500, 4500, 5000 metros, siendo estas alturas más críticas ya que en la región sierra se tiene mayores velocidades de viento  $8 - 12 \text{ m/s}$  [Anexo A2] a estas alturas, y en la ciudad de Guayaquil según el INAMHI se tiene una velocidad promedio de  $3 \text{ m/s}$  es por ello que se realiza el análisis computacional con las alturas anteriormente citadas ya que representan el escenario más crítico y también por contar con datos a estas alturas de los factores atmosféricos y

velocidades del viento. Según lo establecido entonces se puede saber cuáles son las fuerzas máximas que ejerce el viento en la estructura, para posteriormente conocer el comportamiento mecánico en la condición más crítica de operación.

**Temperatura:** La temperatura se obtiene según tablas de factores atmosféricos ISA, según las alturas de análisis respectivamente. [Anexo A1]

**Presión:** [Anexo A1] muestra la presión atmosférica a diferentes alturas.

**Velocidad del viento:** El [Anexo A2] indica los datos de las velocidades del viento a diferentes alturas, información recolectada por el CIDFAE, que nos sirve de referencia para realizar los cálculos.

**Velocidad de la aeronave:** Dato obtenido de las especificaciones técnicas del helicóptero [Tabla 3.1].

**Velocidad total axial:** Es la suma de la velocidad de viento y la velocidad máxima de la aeronave.

**Velocidad de viento cruzado:** Dato proporcionado a una altura de 3500 metros, componente transversal que causa turbulencia e inestabilidad.

La tabla 3.10 indica los parámetros principales para el posterior análisis de fluidos computacional, en las tres alturas establecidas.

*Tabla 3.10. Parámetros para análisis de fluidos.*

Parámetro	Magnitud	Unidad
Altura de operación	$h1 = 3500$ $h2 = 4500$ $h3 = 5000$	m
Temperatura	$T1 = 265,42$ $T2 = 258,93$ $T3 = 255,69$	K
Presión	$P1 = 65780$ $P2 = 57752$ $P3 = 54048$	Pa
Velocidad de viento	$v1 = 12,66$ $v2 = 6,35$ $v3 = 8,46$	m/s
Velocidad aeronave	$vh = 62,5$	m/s

Velocidad total axial	$va1 = 75,16$ $va2 = 68,85$ $va3 = 70,96$	m/s
Velocidad viento cruzado	$vc = 2,572$	m/s

Fuente: Autor

Tipos de análisis a ejecutar en la simulación CFD. Para las condiciones respectivas de cada altura considerada como indica Tabla 3.11.

Tabla 3.11. Simulación de operación.

Operaciones de la aeronave		
No.	Posición de la estructura	Componente de velocidad
1	Frontal al viento	Axial
2	Frontal al viento	Axial y transversal

Fuente: Autor

A continuación se presenta el procedimiento realizado en fichas técnicas del análisis de fluidos computacional de un escenario, es decir con una altura de  $h = 3500$  m, aplicada la velocidad de la componente del viento axial y un segundo análisis con la componente resultante de viento axial y transversal (Total).

Se realiza el mismo análisis con las siguientes dos alturas, posteriormente se presentará una tabla con todos los resultados obtenidos.

Según los cálculos realizados en la sección 3.2.2.1 del soporte se dará un espesor de 6mm a los soportes “T” mecanizados, los elementos doblados tendrán un espesor de  $\frac{3}{32} plg = 2,381mm$ , la placa central se considera de un espesor de 3,5 mm.

Al realizar el análisis estático se determinará si los espesores de los elementos son los adecuados, caso contrario se selecciona otro y se realiza la debida comprobación.



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA S1 – MÓDULO DE FLUIDOS

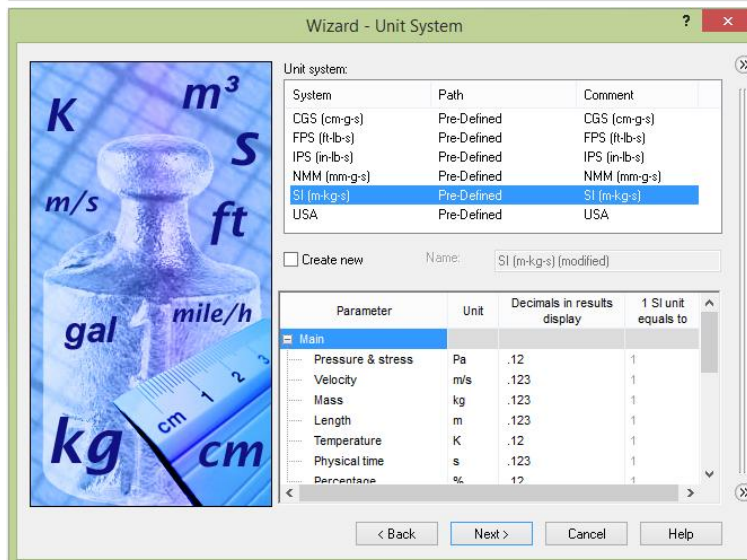
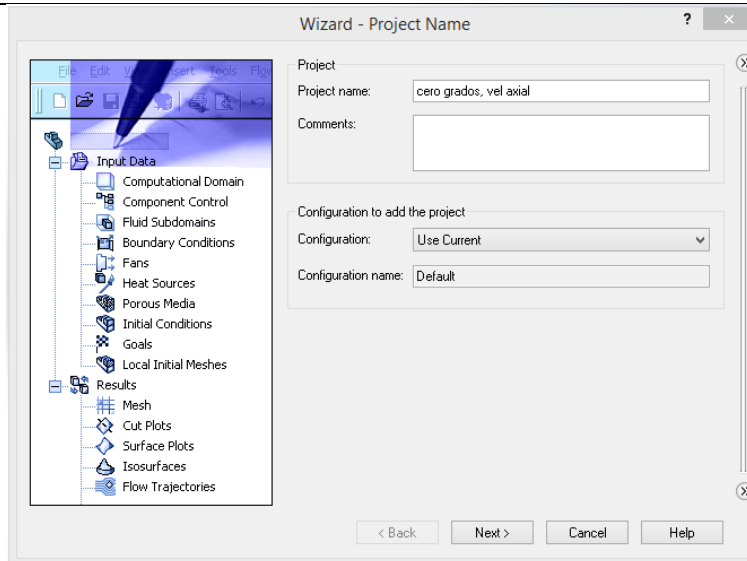
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA 22/03/2017



**ALTURA 1: 3500 METROS, VELOCIDAD AXIAL**

**NUEVO ESTUDIO Y ELECCIÓN DEL SISTEMA DE UNIDADES**



Realizado por:

Christian Coba

Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA S2 – MÓDULO DE FLUIDOS

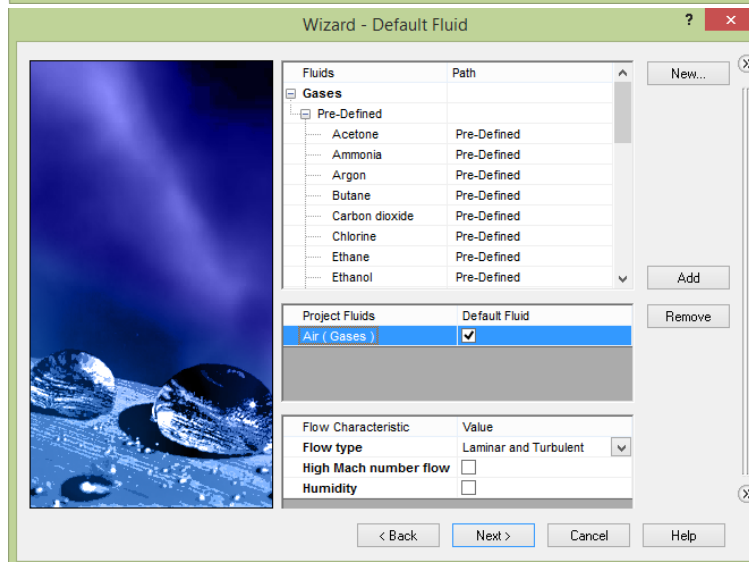
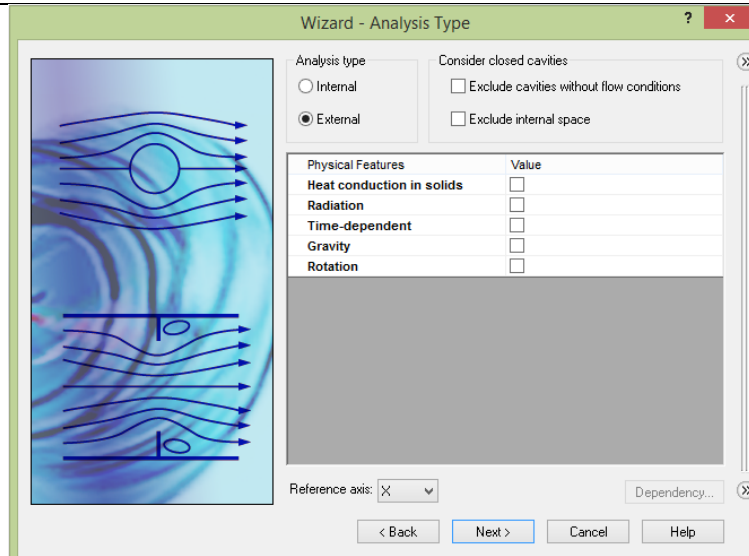
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA 22/03/2017



**ALTURA 1: 3500 METROS, VELOCIDAD AXIAL**

**SELECCIÓN DEL TIPO DE ANÁLISIS Y DEL FLUIDO**



Realizado por:

Christian Coba

Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA S3 – MÓDULO DE FLUIDOS

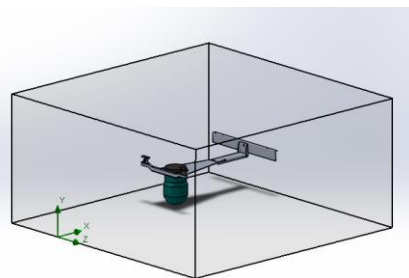
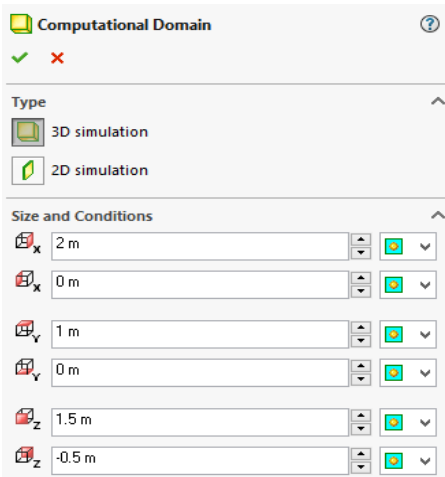
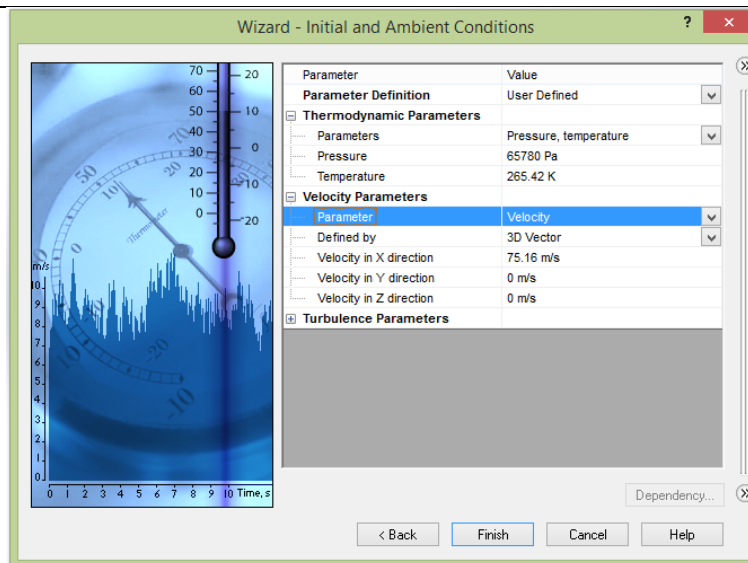
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA 22/03/2017



**ALTURA 1: 3500 METROS, VELOCIDAD AXIAL**

**INGRESO DE CONDICIONES AMBIENTALES, DELIMITACIÓN DEL  
DOMINIO**



Realizado por:

Christian Coba

Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA



FICHA S4 – MÓDULO DE FLUIDOS

LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA: 22/03/2017

**ALTURA 1: 3500 METROS, VELOCIDAD AXIAL**

**SELECCIÓN DE MALLADO Y PARÁMETROS A CALCULAR**

**Global Mesh Settings**

✓ ✗

Type

Automatic

Manual

Settings

1 4 7

0.348421014 m

1

Parameters

Parameter	Mir	Ax	Max	Bulk Ax	Us
Static Pressure	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Total Pressure	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Dynamic Pressure	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Temperature (Fluid)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Total Temperature	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Mean Radiant Temperatu	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Operative Temperature	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Draught Rate	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Density (Fluid)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Normal Force (X)			<input type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Normal Force (Y)			<input type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Normal Force (Z)			<input type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Force			<input type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Force (X)			<input checked="" type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Force (Y)			<input checked="" type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Force (Z)			<input checked="" type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Friction Force			<input type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>

Realizado por:

Christian Coba

Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

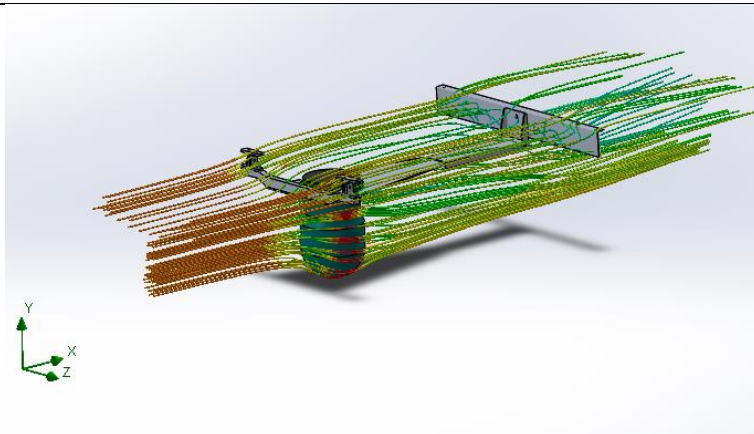
Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA S5 – MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	

**ALTURA 1: 3500 METROS, VELOCIDAD AXIAL**

**RESULTADOS Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE**



Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Force (X) 1	[N]	172.398	172.432	172.105	172.676
GG Force (Y) 1	[N]	6.234	6.059	5.700	6.446
GG Force (Z) 1	[N]	-2.553	-2.521	-2.747	-2.260

La Tabla muestra en su última columna el Valor Máximo (Maximum Value) de fuerza en sus tres componentes x, y, z. En el primer estudio.

$h_1 = 3500m$  y velocidad de viento axial.

$Fuerza\ resultante = 172,81[N]$

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

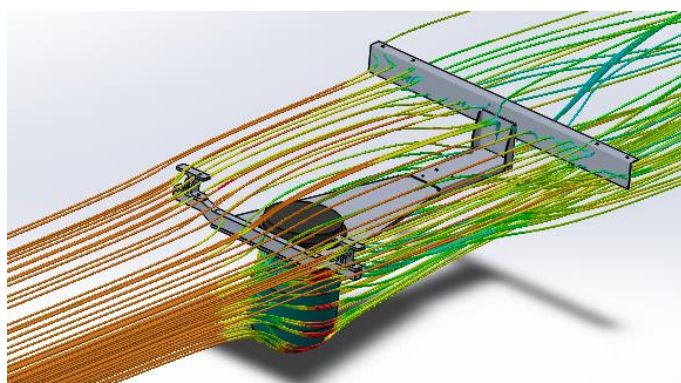


	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA S6 – MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
FECHA	22/03/2017		

**ALTURA 1: 3500 METROS, VELOCIDAD TOTAL**

**RESULTADOS Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE**

Parameter	Value
Parameter Definition	User Defined
<b>Thermodynamic Parameters</b>	
Parameters	Pressure, temperature
Pressure	65780 Pa
Temperature	265.42 K
<b>Velocity Parameters</b>	
Parameter	Velocity
Defined by	3D Vector
Velocity in X direction	75.16 m/s
Velocity in Y direction	0 m/s
Velocity in Z direction	2.57 m/s



Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Force (X) 1	[N]	192.985	192.716	192.210	193.145
GG Force (Y) 1	[N]	-4.365	-4.099	-4.639	-3.271
GG Force (Z) 1	[N]	-8.424	-8.405	-8.594	-8.080

La columna de valor máximo muestra los resultados de fuerza, en el estudio considerando *Componente de viento axial y cruzado.*)



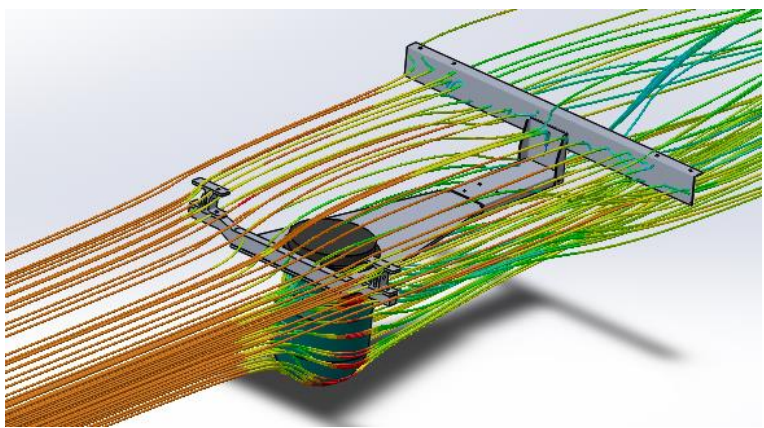
$Fuerza\ resultante = 193,34\ [N]$

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO																																
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA																																
	FICHA S7 – MÓDULO DE FLUIDOS																																
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO																															
	FECHA	22/03/2017																															
<b>ALTURA 2: 4500 METROS, VELOCIDAD AXIAL</b>																																	
<b>RESULTADOS Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE</b>																																	
																																	
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Goal Name</th> <th>Unit</th> <th>Value</th> <th>Averaged Value</th> <th>Minimum Value</th> <th>Maximum Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>GG Av Total Pressure 1</td> <td>[Pa]</td> <td>59603.76</td> <td>59603.68</td> <td>59603.62</td> <td>59603.76</td> </tr> <tr> <td>GG Force (X) 1</td> <td>[N]</td> <td>118.490</td> <td>118.143</td> <td>117.581</td> <td>118.845</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Y) 1</td> <td>[N]</td> <td>1.304</td> <td>1.308</td> <td>1.151</td> <td>1.446</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Z) 1</td> <td>[N]</td> <td>-0.469</td> <td>0.012</td> <td>-0.875</td> <td>0.643</td> </tr> </tbody> </table>				Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value	GG Av Total Pressure 1	[Pa]	59603.76	59603.68	59603.62	59603.76	GG Force (X) 1	[N]	118.490	118.143	117.581	118.845	GG Force (Y) 1	[N]	1.304	1.308	1.151	1.446	GG Force (Z) 1	[N]	-0.469	0.012	-0.875	0.643
Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value																												
GG Av Total Pressure 1	[Pa]	59603.76	59603.68	59603.62	59603.76																												
GG Force (X) 1	[N]	118.490	118.143	117.581	118.845																												
GG Force (Y) 1	[N]	1.304	1.308	1.151	1.446																												
GG Force (Z) 1	[N]	-0.469	0.012	-0.875	0.643																												
<p><i>Fuerza resultante = 118,85 [N]</i></p>																																	
Realizado por:	Christian Coba																																
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López																																
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López																																

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO																																
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA																																
	FICHA S8 – MÓDULO DE FLUIDOS																																
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO																															
	FECHA	22/03/2017																															
<b>ALTURA 2: 4500 METROS, VELOCIDAD TOTAL</b>																																	
<b>RESULTADOS Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE</b>																																	
																																	
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Goal Name</th> <th>Unit</th> <th>Value</th> <th>Averaged Value</th> <th>Minimum Value</th> <th>Maximum Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>GG Av Total Pressure 1</td> <td>[Pa]</td> <td>59608.18</td> <td>59608.18</td> <td>59608.10</td> <td>59608.22</td> </tr> <tr> <td>GG Force (X) 1</td> <td>[N]</td> <td>117.731</td> <td>117.227</td> <td>116.515</td> <td>117.985</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Y) 1</td> <td>[N]</td> <td>0.721</td> <td>0.907</td> <td>0.721</td> <td>1.141</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Z) 1</td> <td>[N]</td> <td>4.642</td> <td>4.683</td> <td>4.439</td> <td>4.860</td> </tr> </tbody> </table>				Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value	GG Av Total Pressure 1	[Pa]	59608.18	59608.18	59608.10	59608.22	GG Force (X) 1	[N]	117.731	117.227	116.515	117.985	GG Force (Y) 1	[N]	0.721	0.907	0.721	1.141	GG Force (Z) 1	[N]	4.642	4.683	4.439	4.860
Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value																												
GG Av Total Pressure 1	[Pa]	59608.18	59608.18	59608.10	59608.22																												
GG Force (X) 1	[N]	117.731	117.227	116.515	117.985																												
GG Force (Y) 1	[N]	0.721	0.907	0.721	1.141																												
GG Force (Z) 1	[N]	4.642	4.683	4.439	4.860																												
<p><i>Fuerza resultante = 118,09 [N]</i></p>																																	
Realizado por:	Christian Coba																																
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López																																
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López																																

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO																																
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA																																
	FICHA S9 – MÓDULO DE FLUIDOS																																
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO																															
	FECHA	22/03/2017																															
<b>ALTURA 3: 5000 METROS, VELOCIDAD AXIAL</b>																																	
<b>RESULTADOS Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE</b>																																	
																																	
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Goal Name</th> <th>Unit</th> <th>Value</th> <th>Averaged Value</th> <th>Minimum Value</th> <th>Maximum Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>GG Av Total Pressure 1</td> <td>[Pa]</td> <td>55913.62</td> <td>55913.64</td> <td>55913.61</td> <td>55913.67</td> </tr> <tr> <td>GG Force (X) 1</td> <td>[N]</td> <td>119.720</td> <td>119.404</td> <td>118.747</td> <td>119.896</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Y) 1</td> <td>[N]</td> <td>1.242</td> <td>1.172</td> <td>1.011</td> <td>1.392</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Z) 1</td> <td>[N]</td> <td>-0.770</td> <td>-0.564</td> <td>-0.844</td> <td>-0.362</td> </tr> </tbody> </table>				Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value	GG Av Total Pressure 1	[Pa]	55913.62	55913.64	55913.61	55913.67	GG Force (X) 1	[N]	119.720	119.404	118.747	119.896	GG Force (Y) 1	[N]	1.242	1.172	1.011	1.392	GG Force (Z) 1	[N]	-0.770	-0.564	-0.844	-0.362
Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value																												
GG Av Total Pressure 1	[Pa]	55913.62	55913.64	55913.61	55913.67																												
GG Force (X) 1	[N]	119.720	119.404	118.747	119.896																												
GG Force (Y) 1	[N]	1.242	1.172	1.011	1.392																												
GG Force (Z) 1	[N]	-0.770	-0.564	-0.844	-0.362																												
<p><i>Fuerza resultante = 119,90 [N]</i></p>																																	
Realizado por:	Christian Coba																																
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López																																
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López																																

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO																																		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA																																		
	FICHA S10 – MÓDULO DE FLUIDOS																																		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO																																	
	FECHA	22/03/2017																																	
<b>ALTURA 3: 5000 METROS, VELOCIDAD TOTAL</b>																																			
<b>RESULTADOS Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE</b>																																			
																																			
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Goal Name</th> <th>Unit</th> <th>Value</th> <th>Averaged Value</th> <th>Minimum Value</th> <th>Maximum Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>GG Av Total Pressure 1</td> <td>[Pa]</td> <td>55917.87</td> <td>55917.87</td> <td>55917.80</td> <td>55917.92</td> </tr> <tr> <td>GG Force (X) 1</td> <td>[N]</td> <td>120.886</td> <td>120.789</td> <td>120.369</td> <td>121.114</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Y) 1</td> <td>[N]</td> <td>0.991</td> <td>1.076</td> <td>0.976</td> <td>1.273</td> </tr> <tr> <td>GG Force (Z) 1</td> <td>[N]</td> <td>4.562</td> <td>4.577</td> <td>4.294</td> <td>4.667</td> </tr> </tbody> </table>						Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value	GG Av Total Pressure 1	[Pa]	55917.87	55917.87	55917.80	55917.92	GG Force (X) 1	[N]	120.886	120.789	120.369	121.114	GG Force (Y) 1	[N]	0.991	1.076	0.976	1.273	GG Force (Z) 1	[N]	4.562	4.577	4.294	4.667
Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value																														
GG Av Total Pressure 1	[Pa]	55917.87	55917.87	55917.80	55917.92																														
GG Force (X) 1	[N]	120.886	120.789	120.369	121.114																														
GG Force (Y) 1	[N]	0.991	1.076	0.976	1.273																														
GG Force (Z) 1	[N]	4.562	4.577	4.294	4.667																														
<p><i>Fuerza resultante = 121,21 [N]</i></p>																																			
Realizado por:		Christian Coba																																	
Revisado por:		Ing. Mg. Gonzalo López																																	
Aprobado por:		Ing. Mg. Gonzalo López																																	

Los valores más elevados de fuerzas aerodinámicas analizadas son cuando el helicóptero opera en la altura 1 es decir a 3500 m, y con la velocidad resultante de viento axial y cruzado, como se indica en las fichas del análisis computacional. Siendo los resultados de las fuerzas los indicados en la Tabla 3.12.

Tabla 3.12. Fuerzas aerodinámicas máximas

Fuerza	Valor [N]
Fx	193,145
Fy	3,271
Fz	8,080

Fuente: Autor

### 3.2.4. Fuerzas que actúan en la estructura.

#### 3.2.4.1. Fuerzas aerodinámicas

Las componentes de fuerza producidas por el viento más altas son:

Utilizando un FS = 1.5 para análisis aerodinámico según: (*FAR: 29.303: safety factor*). Se muestra en la Tabla 3.13 los valores de fuerza multiplicados el factor de seguridad.

Tabla 3.13. Resumen fuerzas ejercidas por el viento

Fuerza	Valor [N]	Valor incluido FS [N]
Fx (Drag)	193,145	289,718
Fy (Vertical)	3,271	4,906
Fz (Transversal)	8,080	12,120

Fuente: Autor

#### 3.2.4.2. Fuerzas traslacionales:

La fórmula para calcular las fuerzas traslacionales son:

$$F_t = m * g * FS$$

*m*: masa de la torreta  $m_t$  + masa del soporte  $m_s$

$$m_t = 4,545 \text{ kg}$$

$$m_s = 2,286 \text{ kg}$$

*FS*: factor de carga = 3,5 [FAR: 29.337 Anexo A3]

Entonces:

$$Ft = m * g * FS$$

$$m = 4,545 + 2,286kg = 6,831kg$$

$$Ft = 6,831 * 9,81 * 3,5$$

$$Ft = 234,542 [N]$$

### 3.2.4.3. Fuerzas rotacionales:

$$F_R = m * w^2 * r_x * FS$$

Según las características del SEO D1, la velocidad en sus dos ejes de giro es:

$$w = 30^\circ/s = 0,524 rad/s$$

$$FS = 1,5$$

$$F_{Rz} = F_{Ry} = 4,545kg * 0,524^2 * 0,08m * 1,5$$

$$F_{Rz} = F_{Ry} = 0,150 [N]$$

Las cargas resultantes aplicadas al centro de masa del SEO D1 son las que se indica en la Tabla 3.14.

Tabla 3.14. Cargas resultantes.

Tipo de carga	Eje de aplicación		
	Eje "x" [N]	Eje "y" [N]	Eje "z" [N]
Aerodinámicas	289,718	4,906	12,120
Traslacionales	234,542	234,542	234,542
Rotacionales	0	0,150	0,150
<b>Total</b>	<b>524,26</b>	<b>239,598</b>	<b>246,812</b>

Fuente: Autor.

### 3.2.5. Análisis estático.

A continuación se realiza el análisis estático aplicando las fuerzas resultantes en los 3 ejes respectivos al centro de masa del Sensor electro-óptico. Las dimensiones de los elementos son las citadas anteriormente y usadas en la simulación de fluidos.



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA SE1 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

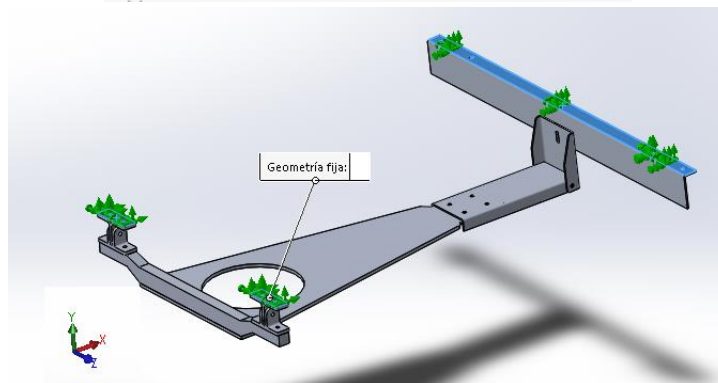
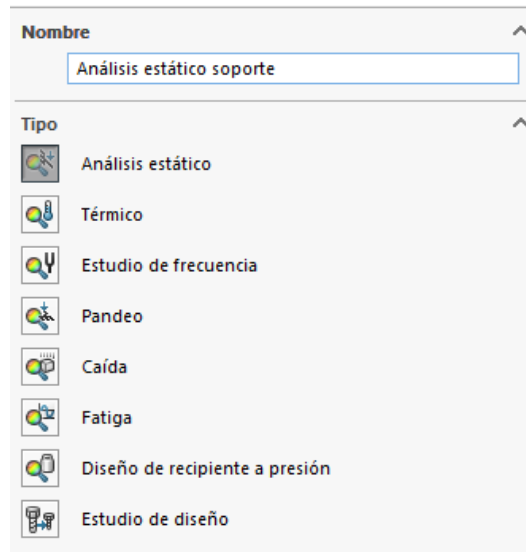
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA 22/03/2017



### ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE

### SELECCIÓN TIPO DE ANÁLISIS, SUJECIONES



Realizado por: Christian Coba

Revisado por: Ing. Mg. Gonzalo López

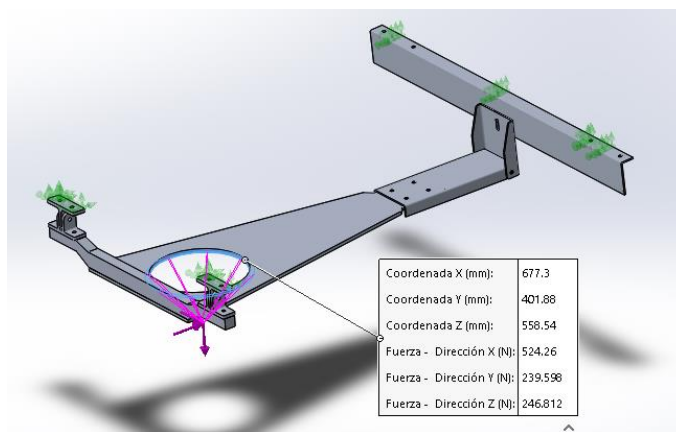
Aprobado por: Ing. Mg. Gonzalo López



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA SE2 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	

**ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE**

**APLICACIÓN DE CARGA, MALLADO**



*Debido a que la estructura no tiene movimiento entre los elementos que la componen se considera un contacto global rígido para el análisis.*

Malla Detalles	
Nombre de estudio	Análisis estático 1 (-Default-)
Tipo de malla	Malla sólida
Mallador utilizado	Malla basada en curvatura
Puntos jacobianos	16 puntos
Control de malla	Definida
Tamaño máx. de elemento	17.6839 mm
Tamaño mín. de elemento	3.53678 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
Número total de nodos	94639
Número total de elementos	50682

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA SE3 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

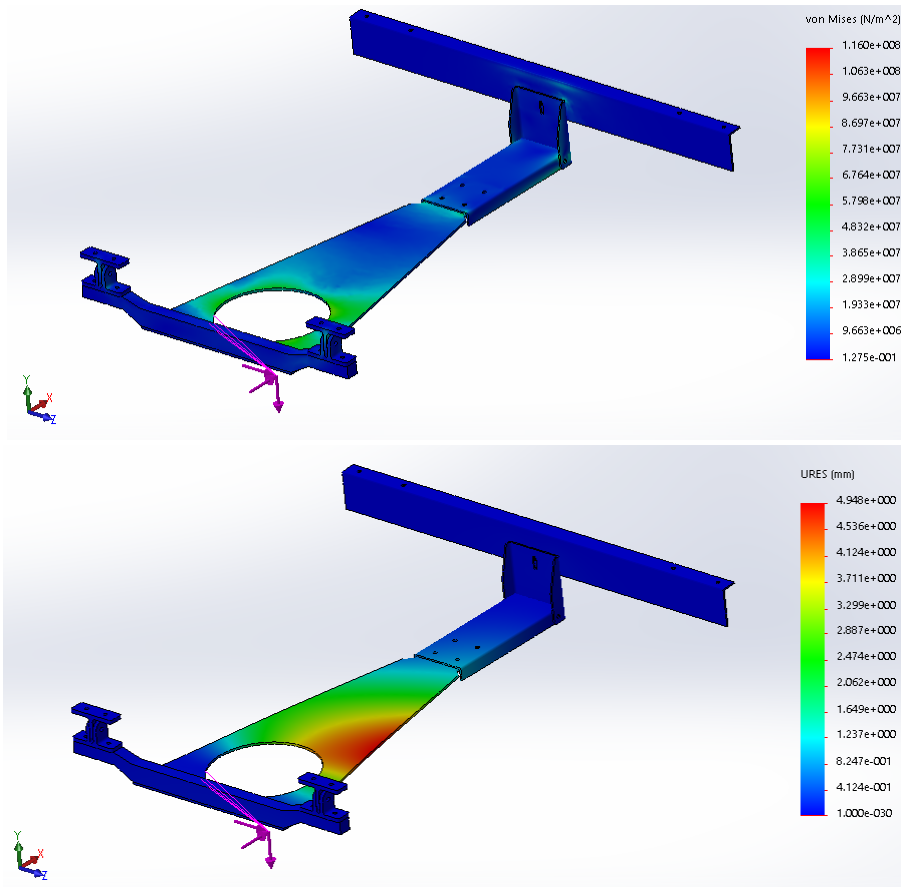
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA: 22/03/2017



### ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE

### ESFUERZOS, DESPLAZAMIENTO



*El esfuerzo máximo en la estructura es de: 116 [MPa]  
El desplazamiento máximo que sufre la estructura es de: 4,948 [mm]*

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA SE4 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

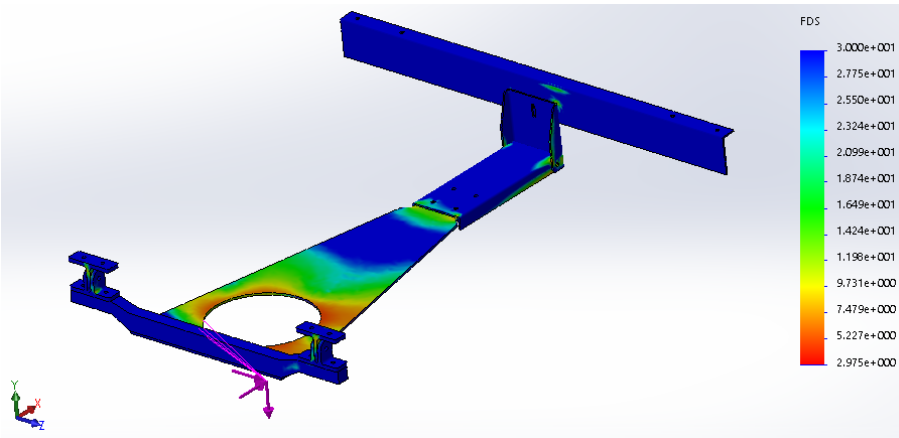
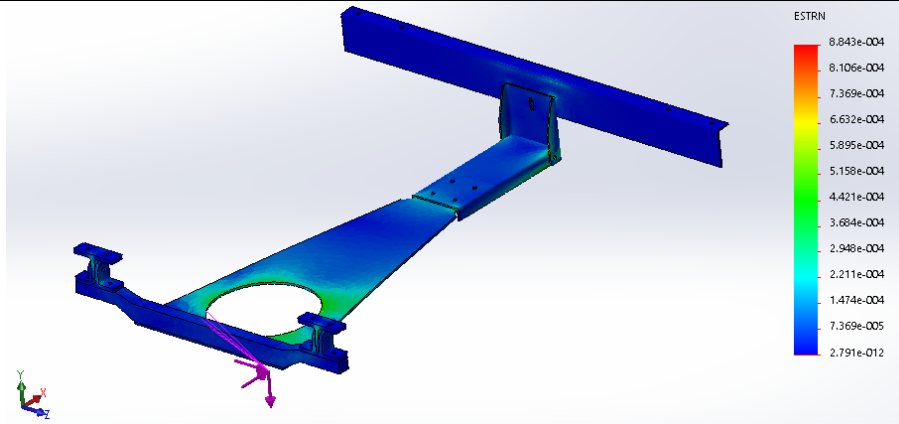
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA: 22/03/2017



### ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE

### DEFORMACIÓN, FACTOR DE SEGURIDAD



*La deformación unitaria máxima es de:  $8,84 \times 10^{-4}$   
El factor de seguridad en la zona de mayor esfuerzo es de: 2,975*

Realizado por:

Christian Coba

Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

Se puede observar que existe una concentración de esfuerzos en la placa central, teniendo un desplazamiento máximo de 4,95 mm, y un factor de seguridad de 2,97. Se realizará el análisis con la placa de espesor igual a 6mm, y considerando el aumento de peso para la aplicación de la carga remota se tiene.

Fuerzas traslacionales son:

$$Ft = m * g * FS$$

$$FS: \text{factor de carga} = 3,5$$

$$m = 4,545 + 2,827kg = 7,372kg$$

$$Ft = 7,372 * 9,81 * 3,5$$

$$Ft = 253,118 [N]$$

La carga resultante por lo tanto es la que indica la Tabla 3.15.

*Tabla 3.15. Carga resultantes con placa central de espesor 6 mm.*

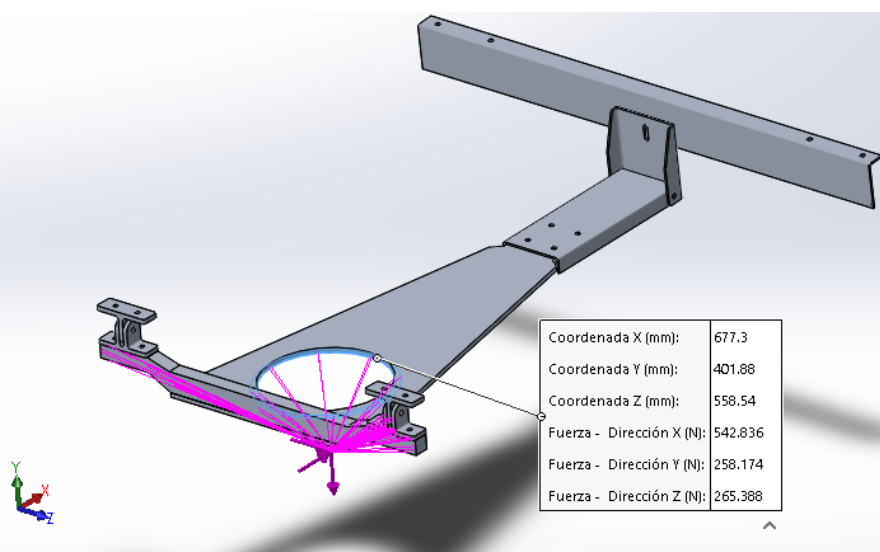
Carga [N]	Eje de aplicación		
	Eje x (drag)	Eje y (vertical)	Eje z (transversal)
Total	542,836	258,174	265,388

Fuente: Autor.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA SE5 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	

**ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE**

**CARGA REMOTA; PL6mm**



**Malla Detalles**

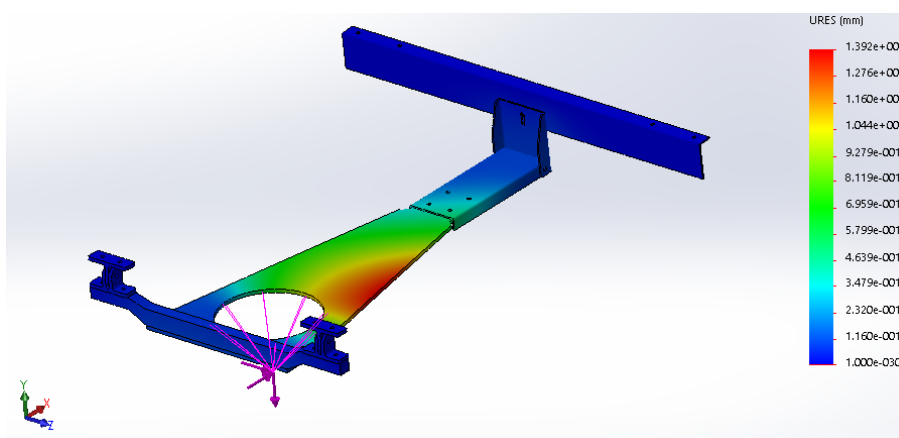
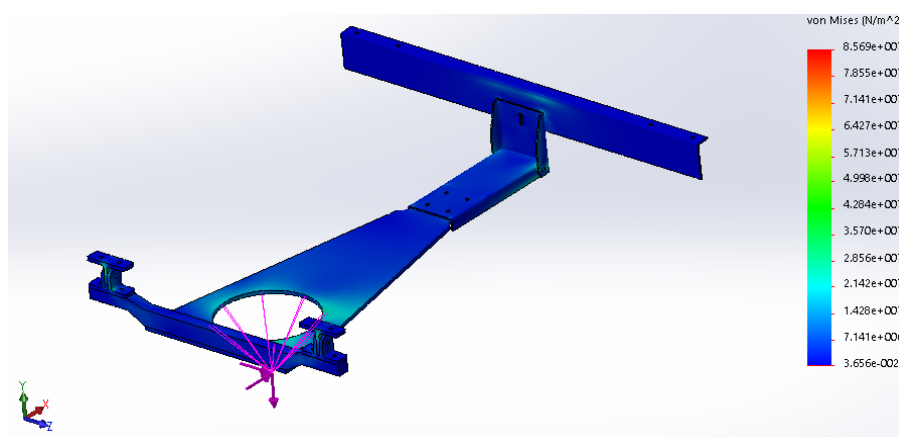
Nombre de estudio	Análisis estático 1 (-Default-)
Tipo de malla	Malla sólida
Mallador utilizado	Malla basada en curvatura
Puntos jacobianos	16 puntos
Control de malla	Definida
Tamaño máx. de elemento	17.6839 mm
Tamaño mín. de elemento	3.53678 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
Número total de nodos	98758
Número total de elementos	53464

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA SE6 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
FECHA	22/03/2017		

**ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE**

**ESFUERZOS, DESPLAZAMIENTO**



*El esfuerzo máximo en la estructura es de: 85,69 [MPa]  
 El desplazamiento máximo que sufre la estructura es de: 1,39 [mm]*

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA SE7 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

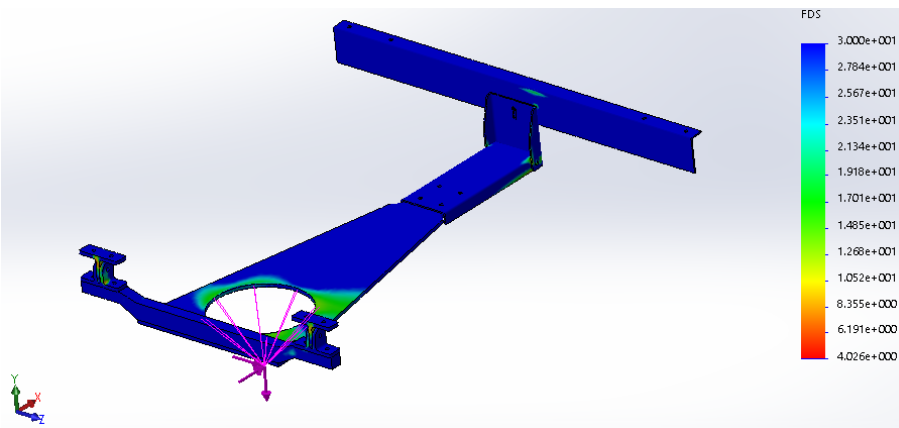
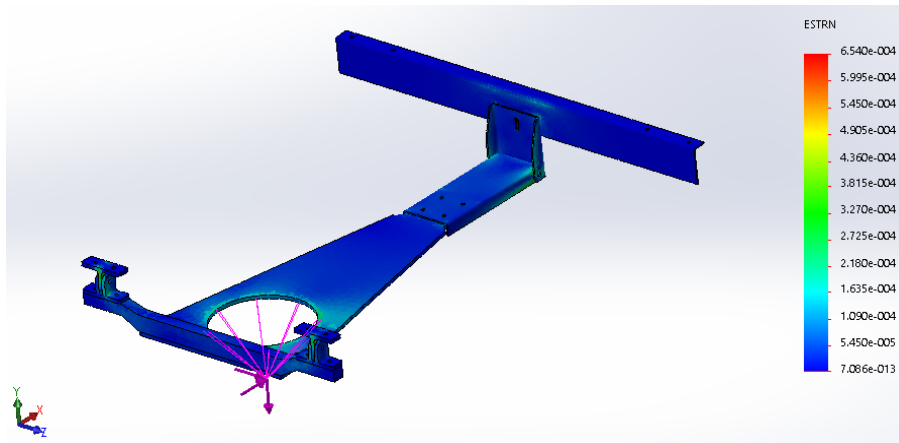
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA: 22/03/2017



### ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE

### DEFORMACIÓN, FACTOR DE SEGURIDAD



*La deformación unitaria máxima es de:  $6,54 \times 10^{-4}$   
El factor de seguridad en la zona de mayor esfuerzo es de: 4,026*

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

El estudio nos indica que el soporte del sensor electro-óptico con placa central de 3,5 mm de espesor, tiene un factor de seguridad de 2,97 y un desplazamiento de 4,95 mm. Al utilizar una placa central de 6 mm de espesor el factor de seguridad en la estructura es de 4,02 y un desplazamiento de 1,39 mm.

El diseño se fija con la placa que nos brinda el mayor factor de seguridad.

### **3.2.6. Optimización diseño soporte.**

Como se aprecia en el estudio de simulación estática el soporte tiene un factor de seguridad de 4,02 en los sectores de mayor concentración de esfuerzo.

Se puede también observar que se tiene zonas con posibilidad de ser optimizadas ya que no son las más afectadas. Se presenta los lugares estratégicos a disminuir material y un rediseño del soporte comprobando con el respectivo análisis estático su validez.





UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA SE8 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

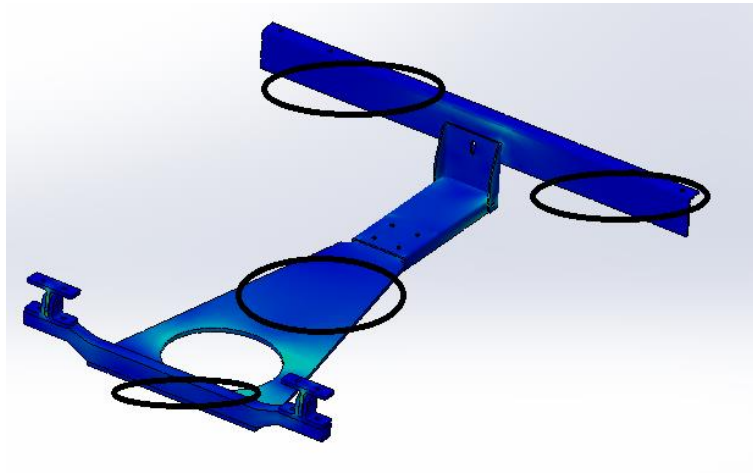
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA: 22/03/2017

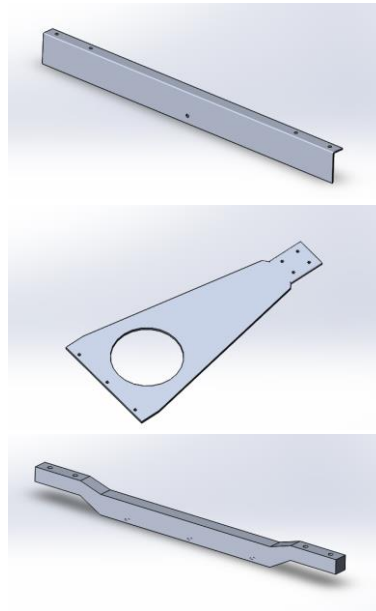


### OPTIMIZACIÓN DISEÑO

### ZONAS CON POSIBILIDAD DE OPTIMIZACIÓN



Elementos considerados:



Realizado por:

Christian Coba


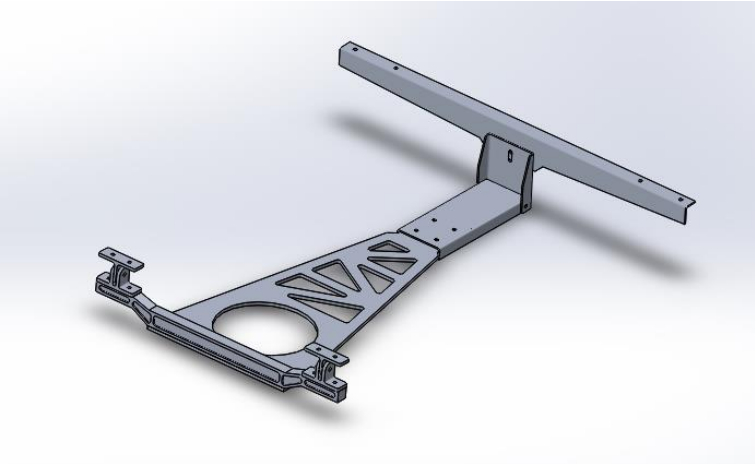
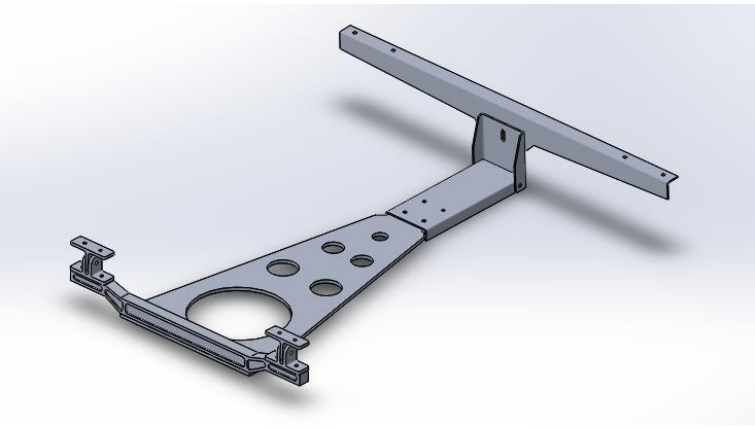
Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López



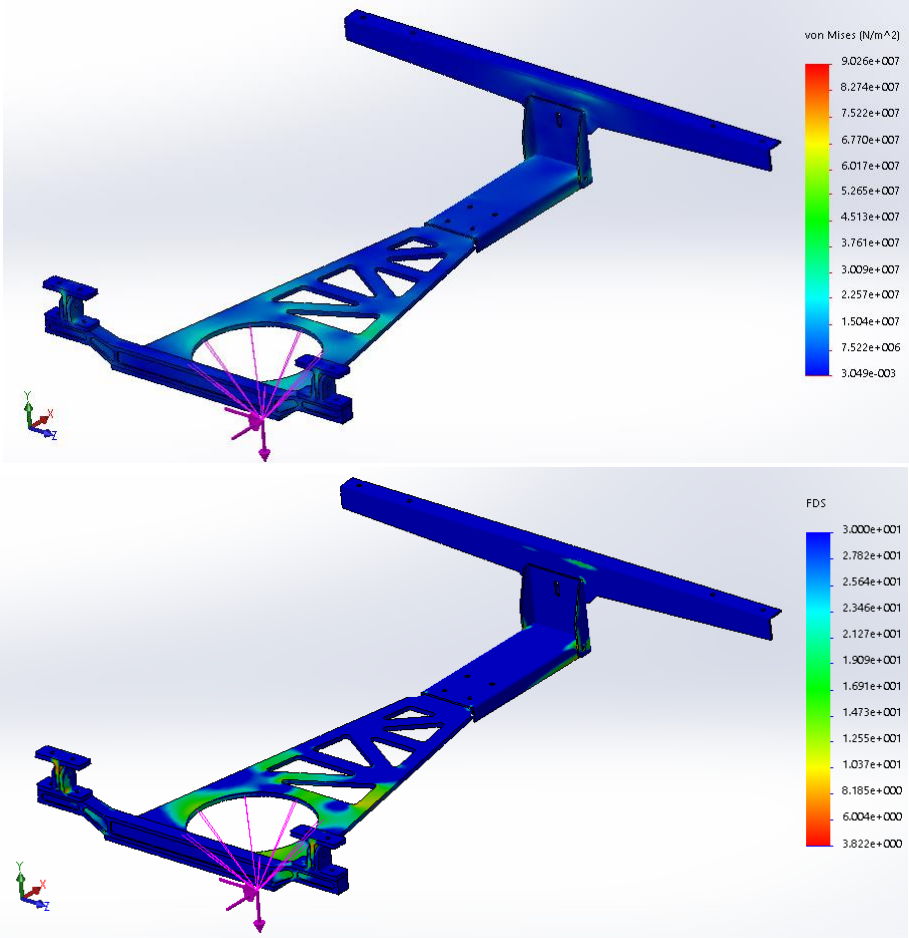
Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López



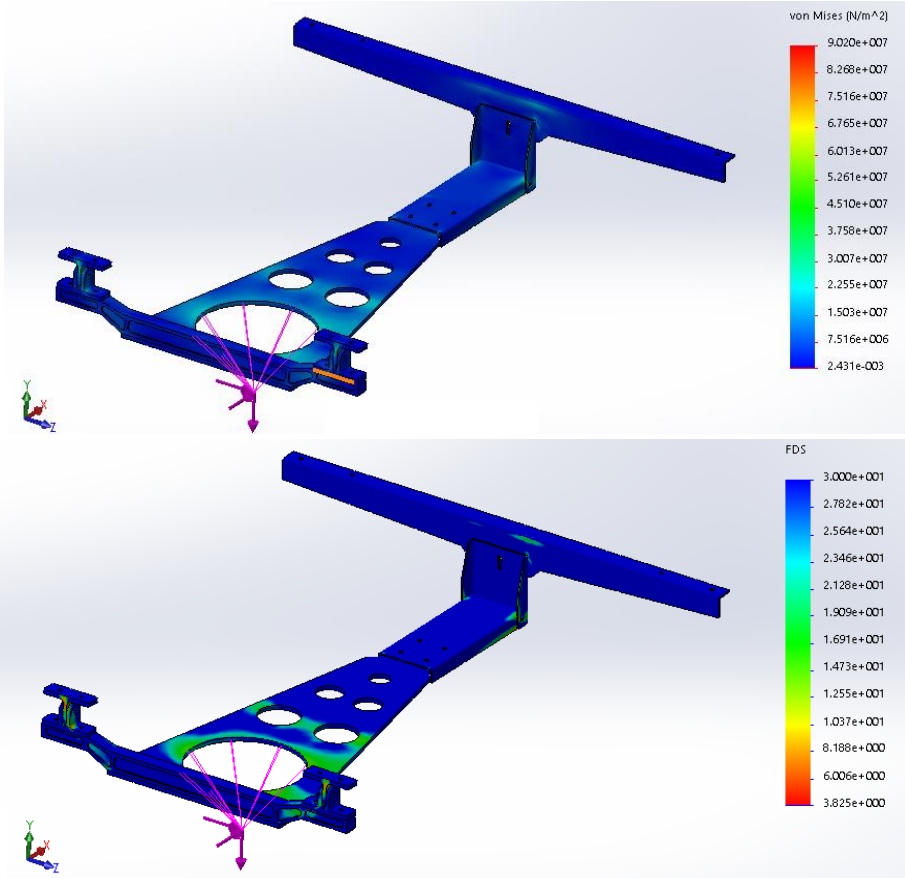
En base a experiencia de personal técnico del CIDFAE y considerando la resistencia mecánica de los elementos se presenta el siguiente diseño logrando una disminución en el peso del soporte.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA SE9 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>OPTIMIZACIÓN DISEÑO</b>			
<b>OPTIMIZACIÓN ELEMENTOS ESTABLECIDOS.</b>			
			
(a) Peso = 6,931 [kg]			
			
(b) Peso = 7,094 [kg]			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

Análisis estático geometría (a).

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA SE10 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE (a)</b>			
<b>DEFORMACIÓN, FACTOR DE SEGURIDAD</b>			
Carga [N]	Eje de aplicación		
	Eje x	Eje y	Eje z
Total	528,037	243,375	250,589
			
<p><i>El esfuerzo máximo en la estructura (a) es de: 90,26 [MPa]</i></p> <p><i>Desplazamiento máximo es 1,89mm</i></p> <p><i>El factor de seguridad de la estructura (a) es de: 3,82</i></p>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

Análisis estático geometría (b).

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA SE11 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>ANÁLISIS ESTÁTICO SOPORTE (b)</b>			
<b>DEFORMACIÓN, FACTOR DE SEGURIDAD</b>			
Carga [N]	Eje de aplicación		
	Eje x	Eje y	Eje z
Total	533,531	248,869	256,083
			
<p><i>El esfuerzo máximo en la estructura (b) es de: 90,20 [MPa]</i></p> <p><i>Desplazamiento máximo es 1,95mm</i></p> <p><i>El factor de seguridad de la estructura (a) es de: 3,8</i></p>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

En el estudio se puede observar que ambas configuraciones tienen un factor de seguridad de alrededor de 3.8, se selecciona el diseño de la opción (a), debido a tener un menor peso en la estructura.

### 3.2.7. Análisis de frecuencias.

De acuerdo a *MIL-STD-810F* [18] Figura 514.5C-11, se muestran las áreas que son perturbadas por las vibraciones en un helicóptero como se indica en la Figura 3.17. Mostrando que el lugar de anclaje del soporte del SEO D1, es afectado por las vibraciones causadas por el rotor principal.

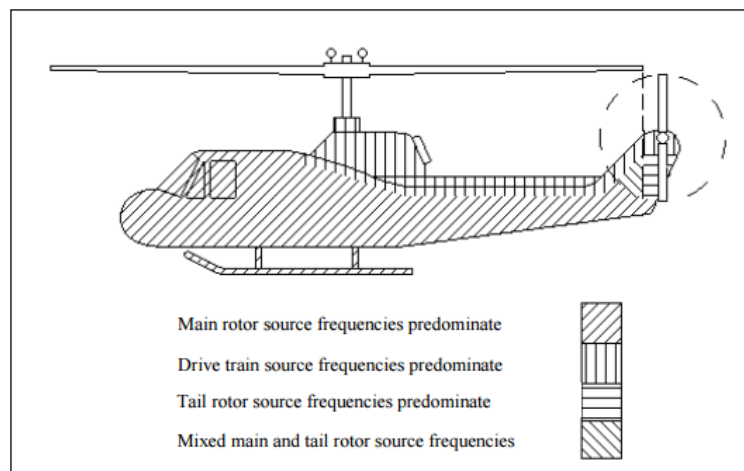


FIGURE 514.5C-11. Helicopter vibration zones.

Figura 3.17. Zonas de vibración del helicóptero [18].

Según el manual de vuelo del helicóptero Bell 206 B3 [23], el cual aplica también al helicóptero TH 57, fija que la vibración a causa del rotor principal es 5.8 Hz.

A continuación se presentan las fichas del análisis de frecuencias del soporte.



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA AF1 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

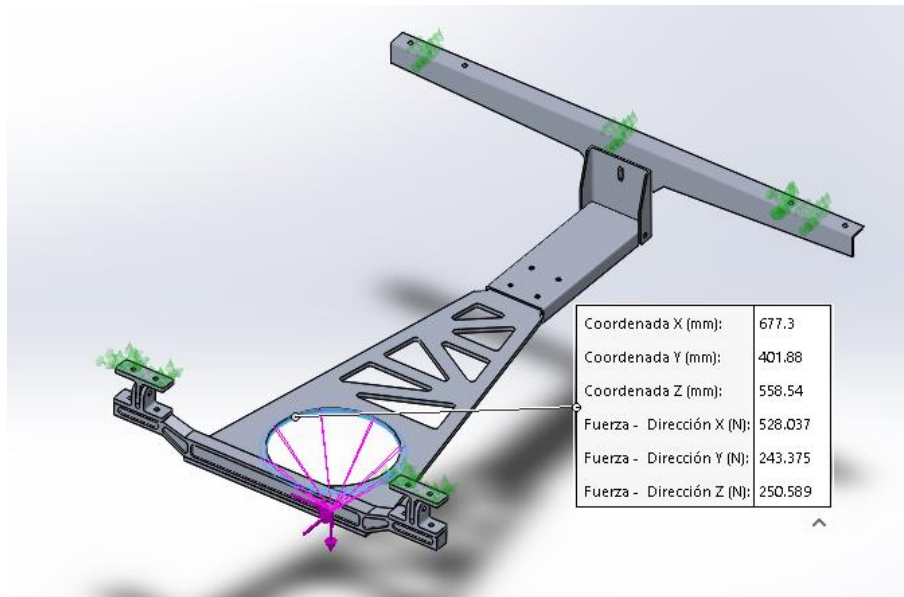
FECHA: 22/03/2017



### ANÁLISIS DE FRECUENCIAS

### NÚMERO DE MODOS, SUJECCIONES Y CARGA

The screenshot shows a software window titled 'Frecuencia' with a close button (X) in the top right corner. It contains two tabs: 'Incluir efectos térmicos/de fluidos' and 'Comentario'. Under the 'Opciones' section, there are three radio buttons: 'Número de frecuencias:' (selected) with a value of 5, 'Calcular frecuencias más cercanas a: (desplazamiento de frecuencia)' (unchecked) with a value of 0 Hertz, and 'Límite superior de frecuencia:' (unchecked) with a value of 0 Hertz. Below this, there is a section for 'Opciones de unión rígida incompatibles' with three radio buttons: 'Automática' (selected), 'Simplificada' (unchecked), and 'Más precisa (más lenta)' (unchecked).



Realizado por: Christian Coba

Revisado por: Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por: Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA AF2 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

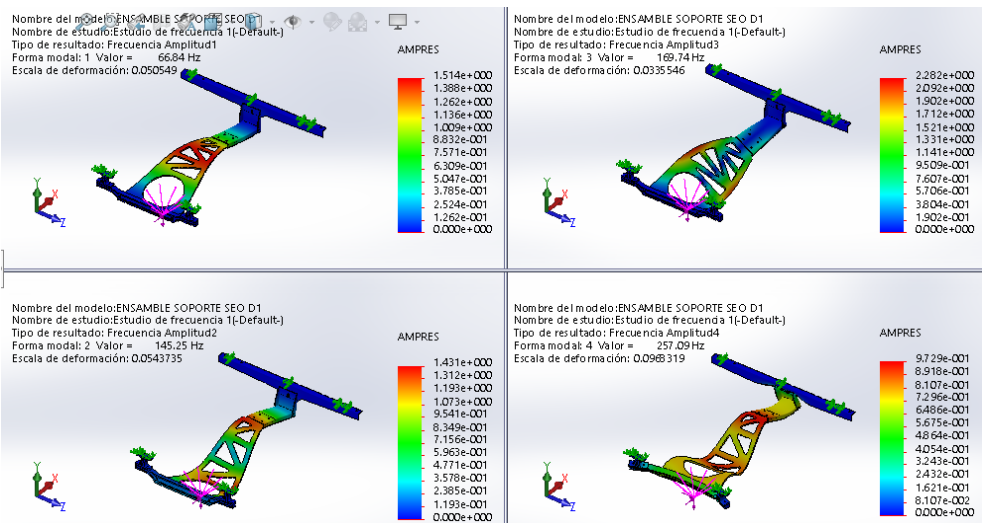
FECHA: 22/03/2017



**ANÁLISIS DE FRECUENCIAS**

**MALLADO, MODOS DE VIBRACIÓN**

Malla Detalles	
Nombre de estudio	Estudio de frecuencia 1 (-Default-)
Tipo de malla	Malla sólida
Mallador utilizado	Malla basada en curvatura
Puntos jacobianos	16 puntos
Tamaño máx. de elemento	15.6271 mm
Tamaño mín. de elemento	3.12543 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
Número total de nodos	99076
Número total de elementos	54150



Realizado por:

Christian Coba

Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA AF3 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA: 22/03/2017



### ANÁLISIS DE FRECUENCIAS

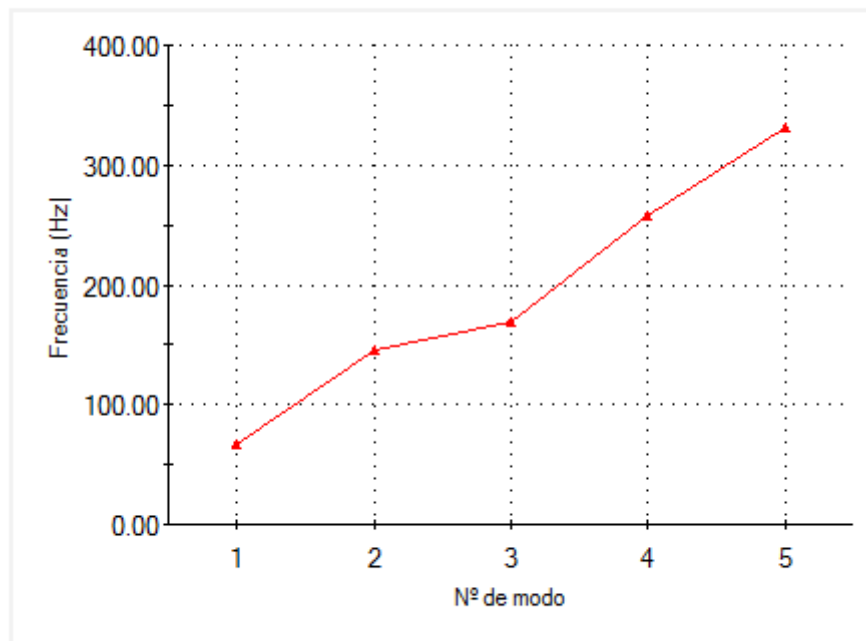
### FRECUENCIAS RESONANTES

Modos de lista

Nombre de estudio: Estudio de frecuencia 1

Nº de modo	Frecuencia(Rad/seg)	Frecuencia(Hertz)	Período(Segundos)
1	419.97	66.84	0.014961
2	912.62	145.25	0.0068848
3	1066.5	169.74	0.0058914
4	1615.3	257.09	0.0038897
5	2086.1	332.02	0.0030119

#### Frecuencia frente a nº de modo



—▲— Frecuencia natural

Realizado por: Christian Coba

Revisado por: Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por: Ing. Mg. Gonzalo López



Utilizando el *MIL-STD-810F tabla 514.5C-IV* [18], se determina las frecuencias excitatrices causadas por el rotor principal como se ve en la Tabla 3.16.

Tabla 3.16. Frecuencias rotor principal.

Main or Tail Rotor Frequencies (Hz) Determine 1P and 1T from Specific Helicopter or from Table (below).		
$f_1 = 1P$	$f = 1T$	fundamental
$f = n \times 1P$	$f = m \times 1T$	blade passage
$f = 2 \times n \times 1P$	$f = 2 \times m \times 1T$	1st harmonic
$f = 3 \times n \times 1P$	$f = 3 \times m \times 1T$	2nd harmonic

Fuente: [18].

Como se observa en la Tabla 3.17 los cálculos de los valores de frecuencia aplicando las fórmulas de la Tabla 3.16, primera columna son:

Tabla 3.17. Valores de frecuencia para helicóptero TH 57.

Parámetro	Valor
Número de palas del rotor principal n	2
Frecuencia fundamental del rotor principal f1	5,8 Hz
Frecuencia <i>blade passage</i> $f = n * f1 = 2 * 5,8$	11,6 Hz
<i>1st harmonic</i> $f = 2 * n * f1 = 2 * 2 * 5,8$	23,2 Hz
<i>2nd harmonic</i> $f = 3 * n * f1 = 3 * 2 * 5,8$	34,8 Hz

Fuente: Autor.

Como se indica en [5] con el estudio de frecuencias, se comparan los valores de las frecuencias excitatrices de la Tabla 3.17 y las frecuencias resonantes del estudio de frecuencias Ficha AF3 se observa:

$$f_{excitatrices} < f_{vibración}$$

Las frecuencias excitatrices son bajas respecto a las frecuencias a vibración, por lo que no se presentará resonancia.

### **3.2.8. Análisis de fatiga**

El análisis de fatiga se realiza con las cargas realizadas en el análisis estático anterior, tomando en cuenta las curvas S-N de los materiales involucrados en el soporte.

Para el análisis de fatiga se usan los parámetros iniciales utilizados en [19].

Tensiones alternas: Tensión equivalente de Von Misses.

Corrección de la tensión media: Goodman.

Y un estudio de vida infinita.

De igual manera según [5], se considera una relación de esfuerzos  $R = 0$ , en el suceso de análisis ya que se presenta un ciclo intermitente en el cual hay un estado de esfuerzo máximo cuando el SEO D1 está instalado y mínimo cuando se retira. En las fichas posteriores se presenta el método de estudio realizado.



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA AFA1 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA: 22/03/2017



### ANÁLISIS DE FRECUENCIAS

### INGRESO DE DATOS

Fatiga - Amplitud constante

Opciones Comentario

Interacción de sucesos de amplitud constante

Interacción aleatoria  
 Sin interacción

Calcular tensiones alternas usando

Intensidad de tensión (P1-P3)  
 Tensión equivalente (von Mises)  
 Principal máx. absoluta (P1)

Cara de vaciado

Superior  
 Inferior

Corrección de la tensión media

Ninguno  
 Goodman  
 Gerber  
 Soderberg

Factor de reducción de resistencia a la fatiga (Kf)

Vida infinita  ciclos

Carpeta de resultados  ...

Realizado por:

Christian Coba

Revisado por:

Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por:

Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y  
MECÁNICA

FICHA AFA2 – MÓDULO DE SIMULACIÓN

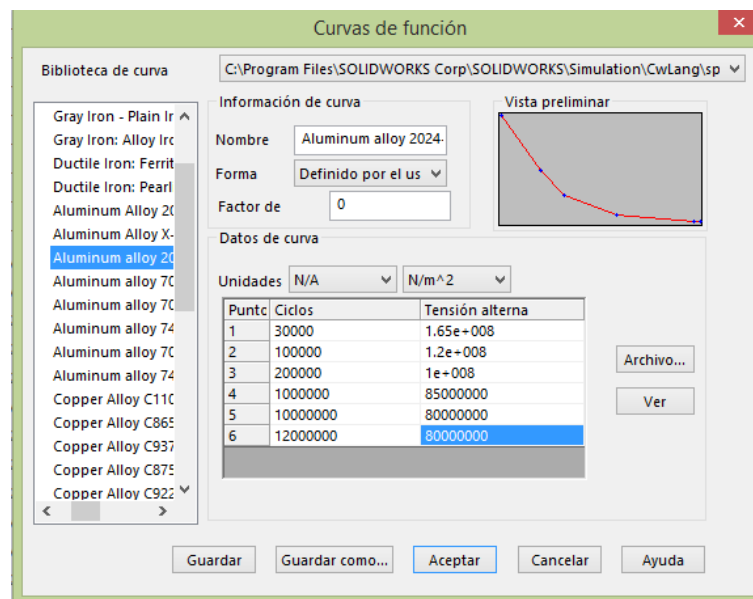
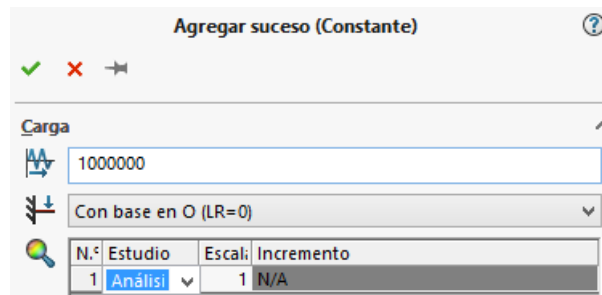
LUGAR: CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO

FECHA 22/03/2017



**ANÁLISIS DE FRECUENCIAS**

**SUCESO, CURVA SN MATERIAL AL. 2024 T3**



*Los valores de la curvas S – N se obtienen de la biblioteca de materiales de SolidWorks.*

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

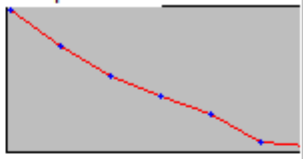
	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA AFA3 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	

**ANÁLISIS DE FRECUENCIAS**

**CURVA SN MATERIAL AL 6061**

Propiedades | Tablas y curvas | **Curvas SN de fatiga** | Apariencia | Rayado | Personalización



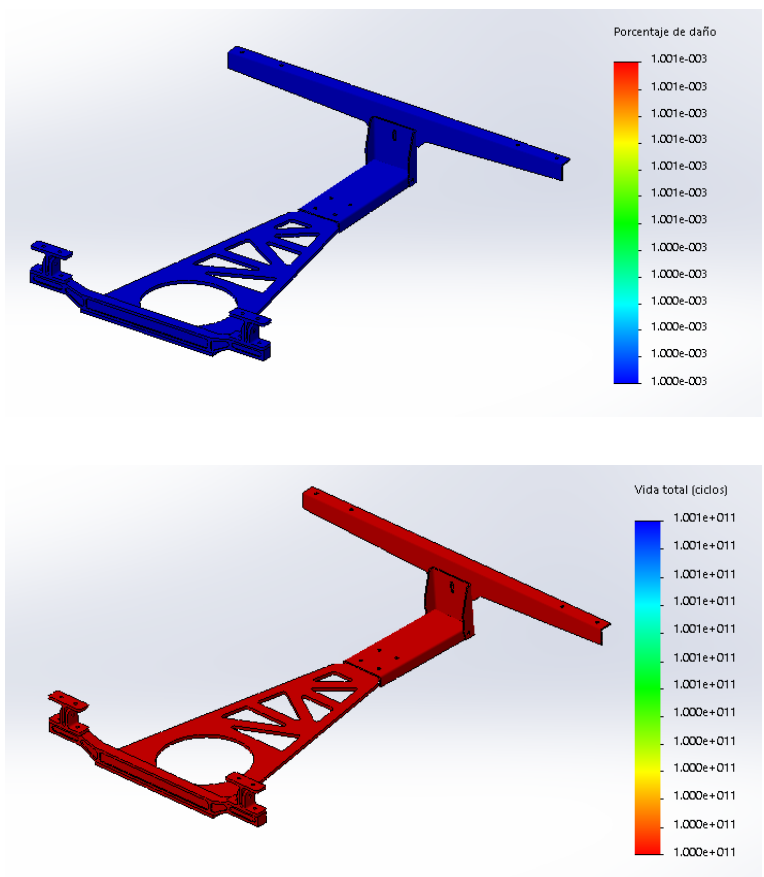
**Origen**  
 Interpolación:   
 Definir:   
 Derivar de módulo elástico del material:  
 Basado en curvas de acero austenítico ASME  
 Basado en curvas de acero al carbono ASME  
 Definir la ecuación de fatiga S-N (para análisis de fatiga de vibración aleatorio)

**Vista preliminar**  


**Datos de tabla**  
 Factor de tensión (R):       Unidades:

Puntos	N	S
1	1000	290
2	10000	225
3	100000	175
4	1000000	140
5	10000000	110
6	100000000	60
7	1000000000	55
8		

Realizado por:	Christian Coba
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA AFA4 – MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>ANÁLISIS DE FRECUENCIAS</b>			
<b>RESULTADOS: DAÑO, VIDA.</b>			
			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

Como indica los resultados del estudio se tiene que el soporte tiene un daño mínimo y el número de ciclos de trabajo mínimo que soporta la estructura es de  $1 \times 10^{11}$ .

### 3.2.9. Cálculo junta de sujeción.

Debido a que los requerimientos de la estructura es que sea desmontable se utiliza juntas empernadas. El departamento de diseño del CIDFAE, recomienda el uso de los pernos de aviación NAS (National Aircraft Standard), siendo estos de acero aleado y de alta resistencia, la Tabla 3.18 indican las propiedades mecánicas de los materiales que intervienen en la junta de sujeción.

Se realiza el cálculo de características y resistencia del perno considerando carga a tensión por el método de conos de presión de Rotscher [13], y de igual forma perno sometido a cortante.

Como se menciona en el ítem 3.2.2. El diámetro de perno utilizado en el anclaje a la aeronave es de  $1/4$  in. Por lo tanto se usó este diámetro en todas las juntas del soporte. Lo que se realiza entonces es validar que el perno utilizado soportará las cargas a las que está expuesto.

La junta del soporte que tiene sus elementos de sujeción a tensión es la que indica la Figura 3.18.

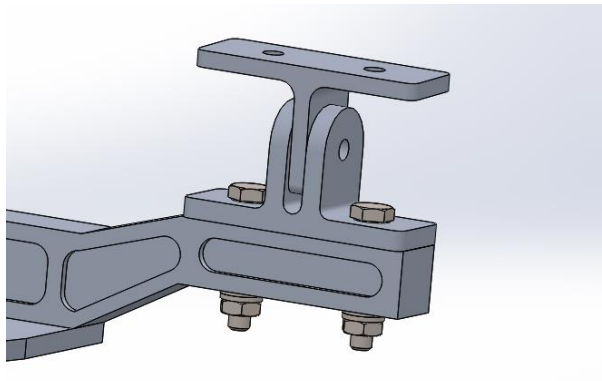


Figura 3.18. Junta de sujeción empernada.

Fuente: Autor.

La carga usada para analizar el perno es la resultante de las 3 componentes analizadas en el estudio estático.

Carga resultante:

$$F_T = \sqrt{(528,037)^2 + (243,375)^2 + (250,589)^2}$$

$$F_T = 633,127 [N] \approx 141,986 [lb]$$

Debido a que el perno tiene designación en unidades inglesas se trabaja con este sistema.

Fuerza que actúa en el perno:

$$P = \frac{F_T}{N}$$

Donde:

$N$ : número de pernos

$$P = \frac{141,986 \text{ lb}}{4}$$

$$P = 35,496 \text{ lb}$$

A continuación en la Figura 3.19 se observa la representación gráfica de la junta empernada, con sus dimensiones para el posterior análisis del método de conos de presión de Rotscher.

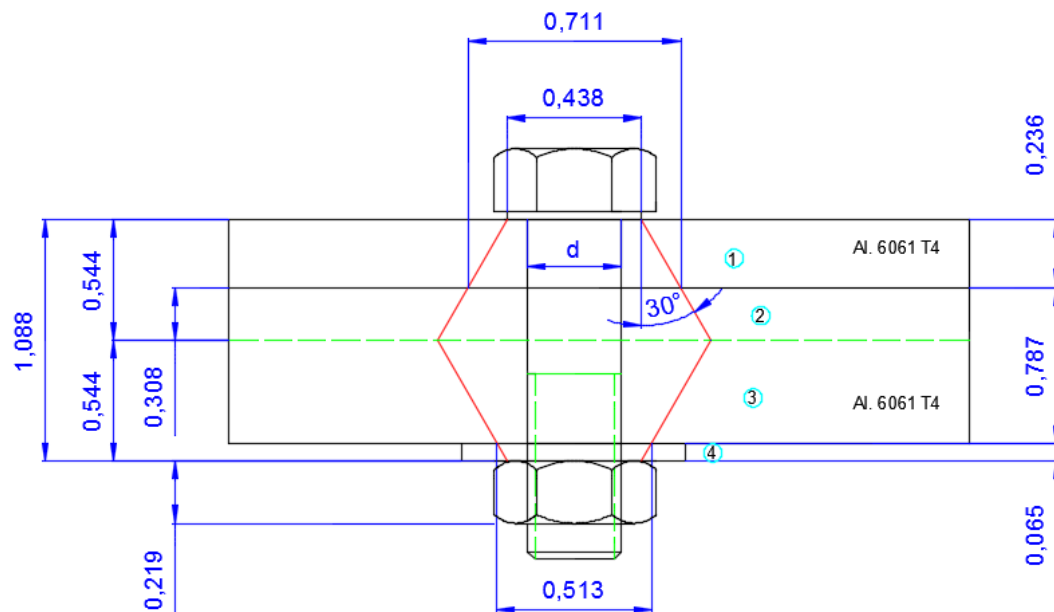


Figura 3.19. Representación gráfica análisis conos de presión de Rotscher.

Fuente: Autor.



El módulo de elasticidad y resistencia de los materiales involucrados se observa en la tabla 3.18.

Tabla 3.18. Propiedades mecánicas materiales junta de sujeción.

Material	E: Módulo de elasticidad	Sy: resistencia fluencia
Aluminio 6061 T4	10,4 Mpsi	33,022 Ksi
Acero aleado NAS	30 Mpsi	80 Ksi

Fuente: [13].

Las tablas usadas en los cálculos se encuentran en los Anexos indicados respectivamente.

El proceso que se utiliza para determinar la rigidez del sujetador se indica en el [Anexo B1].

Espesor de la arandela t: [Anexo B2]

$$t = 0,065 \text{ in}$$

Espesor de la tuerca H: [Anexo B3]

$$H = \frac{7}{32} = 0,219 \text{ in}$$

Diámetro círculo inscrito tuerca. [Anexo B4].

$$W = \frac{7}{16} = 0,438 \text{ in}$$

Longitud del agarre.

$$L = 1,088 \text{ in}$$

Longitud del sujetador:

$$L > L + H$$

$$L > 1,088 + 0,219$$

$$L > 1,307 \text{ in.} \quad [\text{Anexo B5}]$$

$$L = 1,5 \text{ in}$$

Longitud roscada  $L_T$

$$L_T = 2d + \frac{1}{4} \text{ in} \quad L \leq 6 \text{ in}$$

$$L_T = 2(0,25) + 0,25$$

$$L_T = 0,75 \text{ in}$$

Longitud de la parte sin rosca en el agarre.

$$ld = L - L_T$$

$$ld = 1,5 - 0,75$$

$$ld = 0,75 \text{ in}$$

Longitud de la parte roscada en el agarre:

$$lt = l - ld$$

$$lt = 1,088 - 0,75$$

$$lt = 0,338 \text{ in}$$

Área de la parte sin rosca:

$$A_d = \frac{\pi \cdot d^2}{4}$$

$$A_d = \frac{\pi \cdot 0,25^2}{4}$$

$$A_d = 0,049 \text{ in}^2$$

Área de la parte roscada: [Anexo B6].

$$A_t = 0,0318 \text{ in}^2$$

Rigidez del sujetador:

$$K_b = \frac{A_d \cdot A_t \cdot E}{A_d \cdot lt + A_t \cdot ld}$$

$$K_b = \frac{(0,049)(0,0318)(30 \times 10^6) \text{ psi}}{(0,049)(0,338) + (0,0318)(0,75)}$$

$$K_b = 1,157 \text{ [Mpsi]}$$

La Figura 3.20 indica la representación gráfica del método de conos de presión de Rotscher.

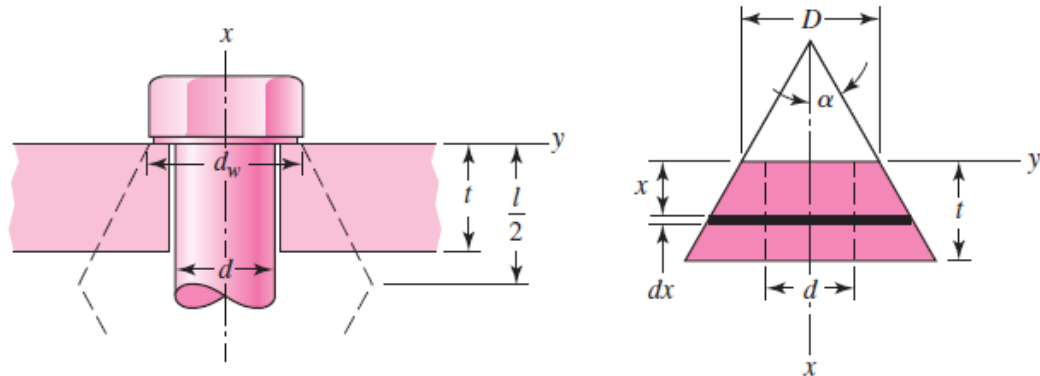


Figura 3.20. Compresión de un elemento con las propiedades elásticas equivalentes representadas por un tronco de un cono hueco, Aquí,  $l$  representa la longitud del agarre [13].

### Capa 1

$$D1 = 0,438 \text{ in}$$

$$t1 = 0,236 \text{ in}$$

$$k = \frac{0,5774 \cdot \pi \cdot E \cdot d}{\ln \left[ \frac{(1,155 \cdot t + D - d)(D + d)}{(1,155 \cdot t + D + d)(D - d)} \right]}$$

$$k1 = \frac{0,5774 \cdot \pi \cdot 10,4 \times 10^6 \cdot 0,25}{\ln \left\{ \frac{[(1,155)(0,236) + 0,438 - 0,25](0,438 + 0,25)}{[(1,155)(0,236) + 0,438 + 0,25](0,438 - 0,25)} \right\}}$$

$$k1 = \frac{4,716 \times 10^6}{\ln \left( \frac{0,317}{0,181} \right)}$$

$$k1 = 8,415 \text{ Mpsi.}$$

### Capa 2

$$D2 = 0,711 \text{ in}$$

$$t2 = 0,308 \text{ in}$$

$$k2 = \frac{0,5774 \cdot \pi \cdot 10,4 \times 10^6 \cdot 0,25}{\ln \left\{ \frac{[(1,155)(0,308) + 0,711 - 0,25](0,711 + 0,25)}{[(1,155)(0,308) + 0,711 + 0,25](0,711 - 0,25)} \right\}}$$

$$k_2 = \frac{4,716 \times 10^6}{\ln\left(\frac{0,785}{0,607}\right)}$$

$$k_2 = 18,339 \text{ Mpsi.}$$

### Capa 3

$$D_3 = 0,513 \text{ in}$$

$$t_3 = 0,479 \text{ in}$$

$$k_3 = \frac{0,5774 \cdot \pi \cdot 10,4 \times 10^6 \cdot 0,25}{\ln\left\{\frac{[(1,155)(0,479) + 0,513 - 0,25](0,513 + 0,25)}{[(1,155)(0,479) + 0,513 + 0,25](0,513 - 0,25)}\right\}}$$

$$k_3 = \frac{4,716 \times 10^6}{\ln\left(\frac{0,623}{0,346}\right)}$$

$$k_3 = 8,019 \text{ Mpsi.}$$

### Capa 4

$$D_4 = 0,438 \text{ in}$$

$$t_4 = 0,065 \text{ in}$$

$$k_4 = \frac{0,5774 \cdot \pi \cdot 30 \times 10^6 \cdot 0,25}{\ln\left\{\frac{[(1,155)(0,065) + 0,438 - 0,25](0,438 + 0,25)}{[(1,155)(0,065) + 0,438 + 0,25](0,438 - 0,25)}\right\}}$$

$$k_4 = \frac{13,605 \times 10^6}{\ln\left(\frac{0,181}{0,143}\right)}$$

$$k_4 = 57,733 \text{ Mpsi.}$$

### Relación km:

$$\frac{1}{km} = \frac{1}{k_1} + \frac{1}{k_2} + \frac{1}{k_3} + \frac{1}{k_4}$$

$$\frac{1}{km} = \frac{1}{8,415} + \frac{1}{18,339} + \frac{1}{8,019} + \frac{1}{57,733}$$

$$km = 3,171 \text{ Mpsi.}$$

$$C = \frac{kb}{kb + km}$$

$$C = \frac{1,157}{1,157 + 3,171}$$

$$C = 0,267$$

Resistencia a la prueba límite:

$$Sp = 0,85.Sy$$

$$Sp = 0,85(80) \text{ Ksi}$$

$$Sp = 68 \text{ Ksi}$$

Carga límite:

$$Fp = At.Sp$$

$$Fp = 0,0318(80 \text{ Ksi})$$

$$Fp = 2,162 \text{ Ksi}$$

Conexiones reutilizables:

$$Fi = 0,75.Fp$$

$$Fi = 0,75(2,162 \text{ Ksi})$$

$$Fi = 1,622 \text{ Ksi}$$

Factor de seguridad:

$$n = \frac{Sp.At - Fi}{C.P}$$

$$n = \frac{68 \text{ Ksi} (0,0318) - 1,622 \text{ Ksi}}{0,267(35,496 \text{ lb})}$$

$$n = 57,02$$

Como indica el resultado el elemento de sujeción tiene un alto factor de seguridad esto se justifica debido a que se utiliza el perno de alta resistencia usado en aviación NAS requerido por el departamento del CIDFAE.

La Figura 3.21 se puede observar que el elemento de sujeción está sometido a un esfuerzo por carga cortante.

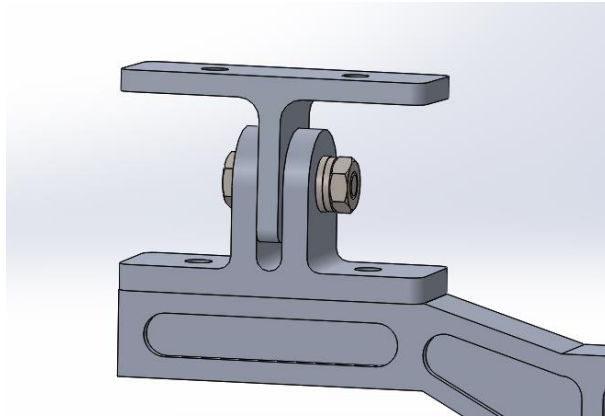


Figura 3.21. Elemento de sujeción sometido a cortante.

Fuente: Autor.

Fuerza que actúa en el perno:

$$P = \frac{F_T}{N}$$

$$P = \frac{141,986 \text{ lb}}{2}$$

$$P = 70,993 \text{ lb}$$

Fórmula de esfuerzo cortante:

$$\tau = \frac{F}{A}$$

$$\tau = \frac{70,993}{\frac{\pi \cdot 0,25^2}{4}}$$

$$\tau = 1446,258 \text{ psi}$$

Resistencia a la prueba límite:

$$S_p = 0,85 \cdot S_y$$

$$S_p = 0,85(80) \text{ Ksi}$$

$$S_p = 68 \text{ Ksi}$$

Factor de seguridad:

$$n = \frac{68 \text{ Ksi}}{1,446 \text{ Ksi}}$$

$$n = 47,026$$

El factor de seguridad es alto de la misma manera que el cálculo del elemento a tensión, debido a las restricciones planteadas por el Departamento de Diseño del CIDFAE, que requiere se mantenga el diámetro del perno de sujeción al fuselaje de la aeronave y además por ser un tipo de perno NAS de alta resistencia utilizado en aviación.

### 3.2.10. Cálculo de tolerancias:

Los componentes que requieren la determinación de ajustes por motivo de ensamblaje son los que se presenta la Figura 3.22.

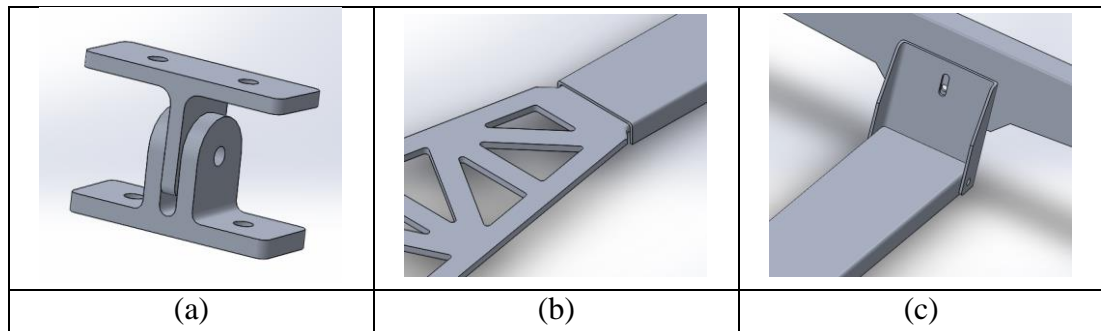


Figura 3.22. Componentes para determinación de ajustes

Fuente: Autor.

Los cálculos se realizan de acuerdo al sistema ISO de ajustes y tolerancias [20]. Las tablas utilizadas para la determinación de dimensiones se encuentran en los anexos.

#### Figura (a):

La Tabla 3.19 indica los parámetros de ajustes para el análisis de la Figura 3.19 (a).

Tabla 3.19. Parámetros ajustes Fig. 3.19 (a)

Sistema de ajuste	Eje normal básico
Ajuste	G7/h6
Dimensión básica	6mm

Tolerancia eje $T_{le} =$	0,008mm	[Anexo C1] $6 \in (3,6]mm$ Calidad: 6	Tolerancia agujero $T_{la} =$	0,012mm	[Anexo C1] $6 \in (3,6]mm$ Calidad: 7
------------------------------	---------	---	----------------------------------	---------	---

Desviación fundamental $\Delta f_e =$	0mm	[Anexo C5] $6 \in (3,6]mm$ Posición h	Desviación fundamental $\Delta f_a =$	+0,004mm	[Anexo C6] $6 \in (3,6]mm$ Posición G
--	-----	---	--	----------	---

Representación gráfica de la posición de tolerancia del eje y agujero se observa en la Figura 3.23.



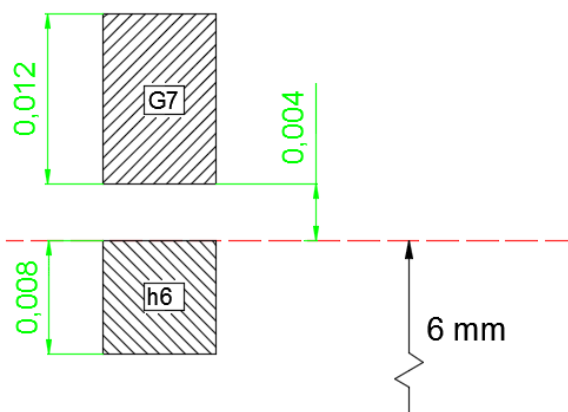


Figura 3.23. Posiciones de tolerancias del eje y del agujero.

Fuente: Autor.

Dimensiones:

Tabla 3.20. Dimensiones del eje y del agujero.

Eje	$6_{-0,008}^{+0}$
Agujero	$6_{+0,004}^{+0,016}$

Fuente: Autor.

**Figura (b):**

La Tabla 3.21 indica los parámetros de ajustes para el análisis de la Figura 3.19 (b).

Tabla 3.21. Parámetros ajustes figura 3.19 (b).

Sistema de ajuste	Agujero normal básico
Ajuste	H9/d9
Dimensión básica	80 mm

Tolerancia eje	0,074mm	[Anexo C1]	Tolerancia agujero	0,074mm	[Anexo C1]
Tle =		80 ∈ (50,80]mm	Tla =		80 ∈ (50,80]mm
		Calidad: 9			Calidad: 9

Desviación fundamental eje	-0,100 mm	[Anexo C5]	Desviación fundamental agujero	0mm	[Anexo C6]
$\Delta fe =$		80 ∈ (65,80]mm	$\Delta fa =$		80 ∈ (65,80]mm
		Posición d			Posición H

Representación gráfica de la posición de tolerancia del eje y agujero se observa en la Figura 3.24.

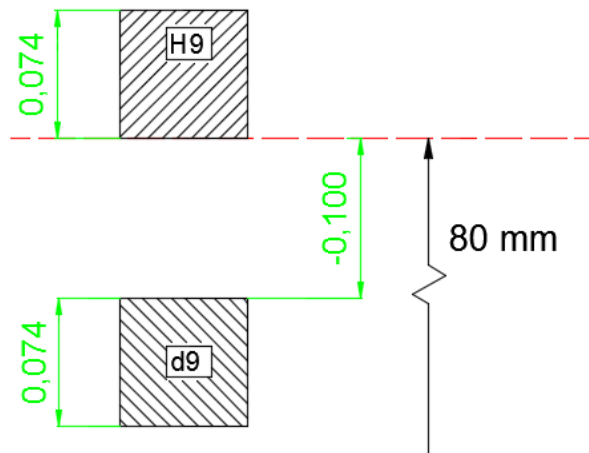


Figura 3.24. Posiciones de tolerancias del eje y del agujero.

Fuente: Autor.

Dimensiones:

Tabla 3.22. Dimensiones del eje y del agujero.

Eje	$80_{-0,174}^{-0,100}$
Agujero	$80_{+0,074}^{+0}$

Fuente: Autor.

**Figura (c):**

La Tabla 3.23 indica los parámetros de ajustes para el análisis de la Figura 3.19 (c).

Tabla 3.23. Parámetros ajustes figura 3.19 (c).

Sistema de ajuste	eje normal básico
Ajuste	G7/h6
Dimensión básica	90,60 mm

Tolerancia eje	0,022mm	[Anexo C1]	Tolerancia agujero	0,035mm	[Anexo C1]
Tle =		90,60 ∈ (80,120]	Tla =		90,60 ∈ (80,120]
		Calidad: 6			Calidad: 7

Desviación fundamental $\Delta fe =$	0mm	[Anexo C5]	Desviación fundamental $\Delta fa =$	+0,012mm	[Anexo C6]
		90,60 $\in$ (80,100)			90,60 $\in$ (80,100)
		Posición h			Posición G

Representación gráfica de la posición de tolerancia del eje y agujero se observa en la Figura 3.25.

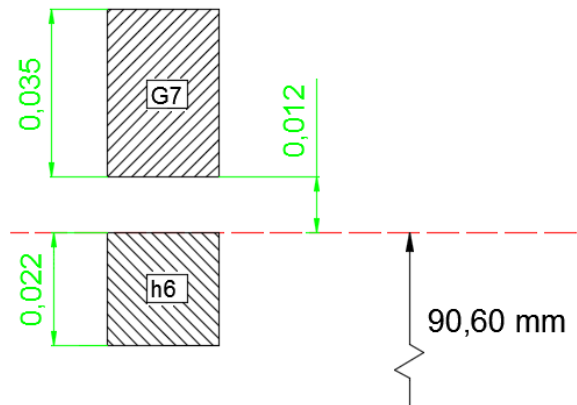


Figura 3.25. Posiciones de tolerancias del eje y del agujero.

Fuente: Autor.

Dimensiones:

Tabla 3.24. Dimensiones del eje y del agujero.

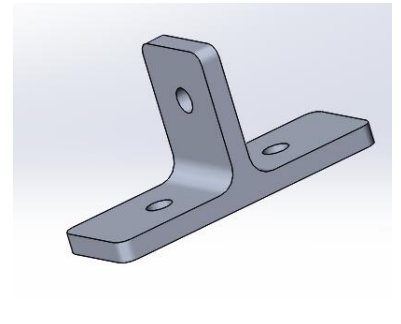
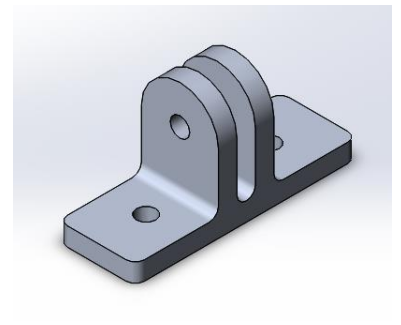
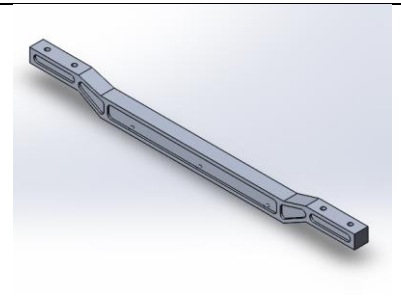
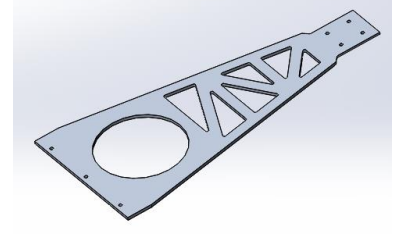
Eje	$90,60_{-0,022}^{+0}$
Agujero	$90,60_{+0,047}^{+0,012}$

Fuente: Autor.

### 3.2.11. Parámetros de mecanizado:

Proceso esquemático de fabricación de las piezas son los que indica la Tabla 3.25.

Tabla 3.25. Operaciones de mecanizado para obtener los elementos mecánicos.

No.	Elemento	Operación	Proceso	Diam. Herr.
1(x2)		1	Ranurado	10 mm 6 mm
		2	Taladrado	1/4 in
		3	Acabado superficial	10 mm
		4	Ranurado	6 mm
		5	Taladrado manual	1/4 in
		6	Limpieza	-
2(x2)		1	Ranurado	10 mm 6 mm
		2	Taladrado	1/4 in
		3	Acabado superficial	10 mm
		4	Ranurado	6 mm
		5	Taladrado manual	1/4 in
		6	Limpieza	-
3		1	Refrentado	80 mm
		2	Ranurado	10 mm
		3	Taladrado manual	1/4 in 5.1 mm
		4	Machuelado	1/4 in
		5	Limpieza	-
4		1	Ranurado	10mm
		2	Taladrado	1/4 in
		3	Limpieza	-

Fuente: Autor.

Los parámetros de mecanizado a ser determinados son: Velocidad de corte, revoluciones por minuto, avance de la herramienta.  $V_c, n, f$

### 3.2.11.1. Velocidad de corte $V_c$

El mecanizado se realiza con herramienta de material HSS (High Speed Steel), el material a ser mecanizado es aluminio, 2024 T3, 6061 T4.

Según [21], las velocidades de corte recomendadas son las que se observa en la Tabla 3.26.

Tabla 3.26. Velocidades de corte recomendadas para operaciones de fresado.

Velocidades de corte de la máquina fresadora		
Material	Fresa de acero de alta velocidad	
	Pie/min	m/min
Acero aleado	40-70	12-20
Aluminio	500-1000	150-300
Bronce	65-120	20-35
Hierro fundido	50-80	15-25
Acero de maquinado libre	100-150	30-45
Acero para maquinaria	70-100	21-30
Acero inoxidable	30-80	10-25
Acero para herramienta	60-70	18-20

Fuente: [21].

La velocidad de corte utilizada para el mecanizado será:  $V_c = 180m/min$

### 3.2.11.2. Revoluciones por minuto $n$ :

$$n = \frac{V_c \times 1000}{\pi * \phi * z}$$

Donde:

$V_c$ : velocidad de corte

$\phi$ : diámetro de la herramienta

$z$ : factor de corrección \* (fresas de  $\phi < 20mm$ )

$z = 1$ :  $\phi > 20mm$

$z = 2$ :  $8 < \phi < 12mm$

$z = 4$ :  $\phi < 6mm$

Fresado con herramienta  $\phi = 10$

$$n = \frac{180 \times 1000}{\pi * 10 * 2}$$

$$n = 2864,8 \text{ r.p.m}$$

**Desbaste 75%:**  $n = 2148,6 \text{ r.p.m}$  **Acabado 90%:**  $n = 2578,3 \text{ r.p.m}$

Fresado herramienta de  $\phi = 6\text{mm}$

$$n = \frac{180 \times 1000}{\pi * 6 * 3}$$

$$n = 3183,10 \text{ r.p.m}$$

**Desbaste 75%:**  $n = 2387,33 \text{ r.p.m}$  **Acabado 90%:**  $n = 2864,79 \text{ r.p.m}$

Fresado herramienta de  $\phi = 80\text{mm}$  (Refrentado)

$$n = \frac{180 \times 1000}{\pi * 80 * 1}$$

$$n = 716,2 \text{ r.p.m}$$

**Desbaste 75%:**  $n = 537,2 \text{ r.p.m}$  **Acabado 90%:**  $n = 644,6 \text{ r.p.m}$

### 3.2.11.3. Avance $F$ [ $\text{mm}/\text{rev}$ ]

Según [21], los valores de avance por diente recomendado son los que se observa en la Tabla 3.27.

Tabla 3.27. Avance por diente recomendado fresas de alta velocidad.

Material	Fresas de refrentar	Fresas helicoidales	Fresas de ranurado	Fresas frontales	Cortadores de relieve
Acero aleado	0,15	0,12	0,1	0,07	0,05
Aluminio	0,55	0,45	0,33	0,28	0,18
Acero para maquinaria	0,3	0,25	0,18	0,15	0,1
Acero inoxidable	0,15	0,13	0,1	0,08	0,05

Fuente: [21].

$$\text{Avance } F = f * n$$

Si se requiere un acabado fino, reduzca el avance en vez de incrementar la velocidad de la fresa [21].

$$\text{Fresado con herramienta } \phi = 10 \text{ (ranurado) } f = 0,33$$

$$F = 0,33 * 2148,6 = 709 \text{ mm/min}$$

$$\text{Fresado con herramienta } \phi = 6 \text{ (ranurado) } f = 0,33$$

$$F = 0,33 * 2387,3 = 787,8 \text{ mm/min}$$

$$\text{Fresado con herramienta } \phi = 80\text{mm} \text{ (refrentado) } f = 0,55$$

$$F = 0,55 * 537,2 = 295,5 \text{ mm/min}$$

Para el proceso de taladrado se tiene según [], la velocidad de corte recomendada:

$$V_c = 100\text{m/min}$$

Las rpm serán entonces:

$$n = \frac{100 \times 1000}{\pi * 6,35 * 2}$$

$$n = 2506,4 \text{ r.p.m}$$

El avance es:

$$F = f * n$$

$$F = 0,15 * 2506,4$$

$$F = 375,9 \text{ mm/min}$$

Los parámetros de corte  $V_c, n, f$  quedan establecidos en la Tabla 3.28. Según los cálculos realizados y las tablas de bibliografía disponibles [21], [22].

Tabla 3.28. Parámetros de mecanizado calculados.

Elemento	Proceso		$V_c$ m/min	$n$ rpm	$f$ mm/min
1	Ranurado 10mm	Desbaste	180	2148,6	709
		Acabado	180	2578,3	
	Ranurado 6mm	Desbaste	180	2387,3	787,8
		Acabado	180	2864,8	
	Taladrado ¼ in		100	2506,4	375,9
	Acabado superficial 10mm		180	2578,3	709
2	Ranurado 10mm	Desbaste	180	2148,6	709
		Acabado	180	2578,3	
	Ranurado 6mm	Desbaste	180	2387,3	787,8
		Acabado	180	2864,8	
	Taladrado ¼ in		100	2506,4	375,9
	Acabado superficial 10mm		180	2578,3	709
3	Refrentado	Desbaste	180	537,2	295,5
		Acabado	180	644,6	
	Ranurado 10mm	Desbaste	180	2148,6	709
		Acabado	180	2578,3	
4	Ranurado 6mm	Desbaste	180	2387,3	787,8
		Acabado	180	2864,8	
	Taladrado		100	2506,4	375,9

Fuente: Autor.



### 3.2.12. Análisis Peso y Balance.

A continuación se presenta el análisis de peso y balance del helicóptero TH 57 de la FAE, donde se determina la posición del centro de gravedad para los distintos estados de carga que se presentan en un transporte aéreo de esta aeronave y se compara con los límites del centro de gravedad establecidos. Los datos técnicos y tablas (pesos, brazos, datum, límites de centro de gravedad) se toman del manual de vuelo del helicóptero Bell 206 B3 el cual aplica también al helicóptero TH 57 [23].

#### 3.2.12.1. Datos técnicos de peso y balance

##### Datum de la aeronave y distancia al centro de masa de la estructura:

El Datum es el plano vertical imaginario a partir del cual se miden todas las distancias a efectos de balance y determinación del centro de gravedad. La localización de esta referencia la establece el fabricante FS 0, la Figura 3.26, indica las referencias principales utilizadas en el análisis de peso y balance.

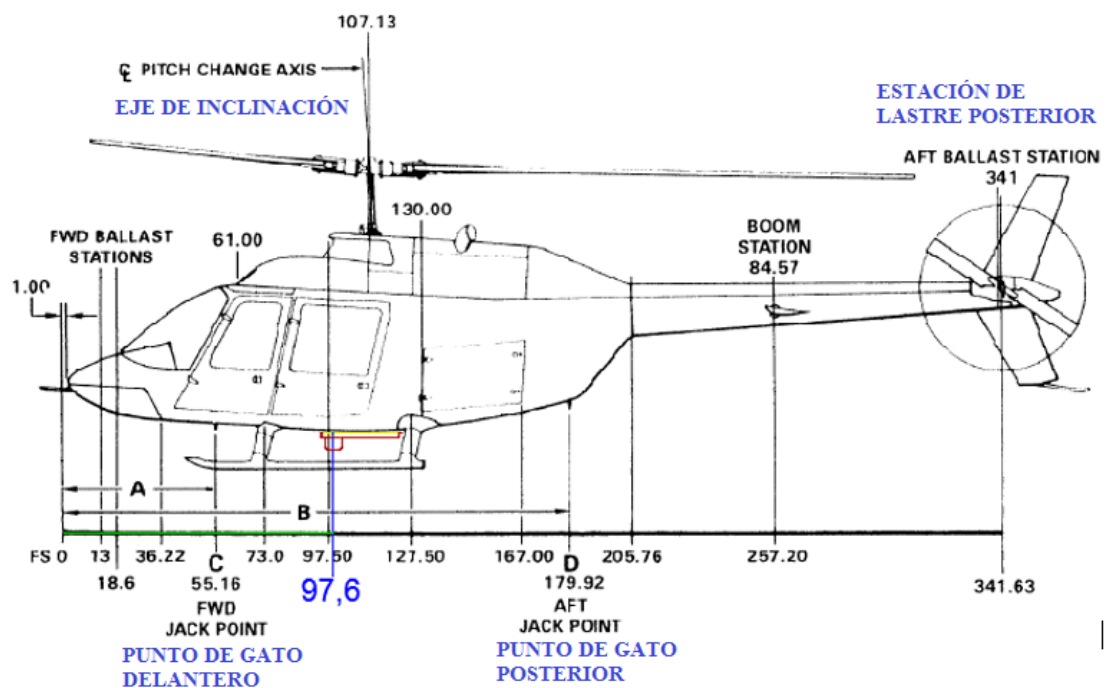


Figura 3.26. Datum (referencia) y brazo al centro de masa del soporte [23].

## Pesos y brazos de carga:

La tabla 3.29 indica los pesos y brazos de carga del helicóptero TH 57 establecidos en el manual de vuelo de la aeronave.

Tabla 3.29. Pesos y brazos de carga helicóptero TH 57.

Weight Empty Derivation	Weight (lb)	Longitudinal		Lateral	
		Arm (ins)	Moment (lb.ins)	Arm (ins)	Moment (lb.ins)
A/C as Weighed	1716.5	119.5	205095	0.2	424
Delete: Trapped Fuel (JP5)	-3.1	130.0	-403	0.0	0
Usable Oil	-12.3	179.0	-2202	0.0	0
Plumb Bob	-0.3	90.0	-27	-11.0	3
Add: Unusable Fuel (JP5)	10.1	120.0	1212	0.0	0
Battery	34.6	14.7	509	1.0	35
Nose Ballast	15.0	13.0	195	-2.5	-38
<b>WEIGHT EMPTY</b>	<b>1760.5</b>	<b>116.1</b>	<b>204379</b>	<b>0.2</b>	<b>424</b>
<b>Most Forward C.G.</b>					
Weight Empty	1760.5	116.1	204379	0.2	424
+ Pilot	170.0	65.0	11050	14.0	2380
+ Passenger, Fwd.	170.0	65.0	11050	-11.0	-1870
+ Passenger Aft (3)	510.0	104.0	53040	0.0	0
+ Oil, Engine (MIL-PRF-23699)	12.3	179.0	2202	0.0	0
<b>Total - Most Forward</b>	<b>2622.8</b>	<b>107.4</b>	<b>281720</b>	<b>0.4</b>	<b>934</b>
<b>Most Aft C.G.</b>					
Weight Empty	1760.5	116.1	204379	0.2	424
+ Pilot	170.0	65.0	11050	14.0	2380
+ Passenger Aft (3) $\Delta$	510.0	104.0	53040	0.0	0
+ Full Fuel (JP5) $\Delta$	618.8	118.0	73018	0.0	0
+ Oil, Engine (MIL-PRF-23699)	12.3	179.0	2202	0.0	0
<b>Total - Most Aft</b>	<b>3071.6</b>	<b>111.9</b>	<b>343689</b>	<b>0.9</b>	<b>2804</b>

Figure 8-4. Weight Record — English Units Sample (sheet 1 of 2)

Fuente: [23].

## Límites de centro de gravedad:

Según se indica en [23], los límites del centro de gravedad de la aeronave está en el rango de: 106 – 114,2 [in] (2692,4 – 2900,7mm). En la Figura 3.27 se indica el área de la posición que debe tener el centro de gravedad con respecto al peso bruto.

El método de cálculo del centro de masa se realiza en tablas donde se coloca el peso individual de los elementos a transportar, el brazo que es la distancia del Datum al centro de gravedad de cada elemento, la columna de momento es la multiplicación del peso y el brazo. Para determinar el centro de gravedad del conjunto, se divide el momento total para el peso máximo, obteniendo así la referencia de la posición del centro de gravedad.

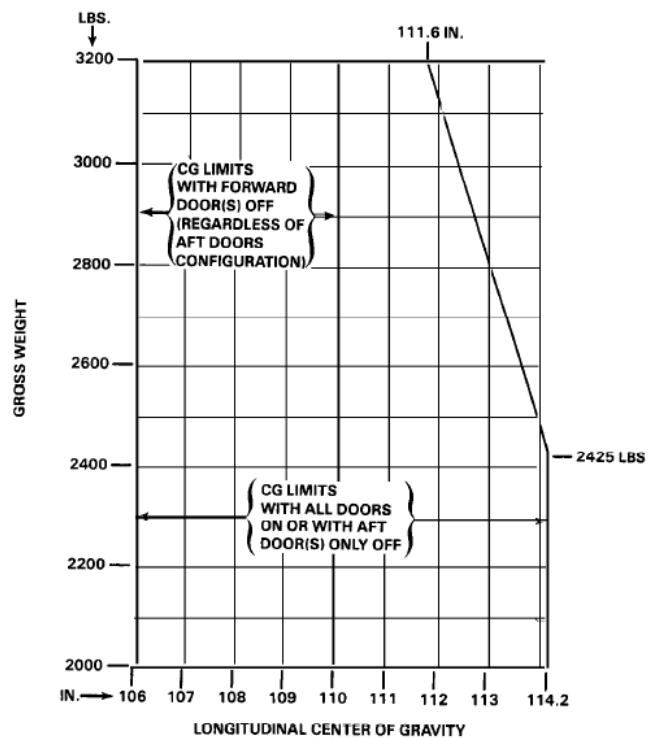


Figura 3.27. Centro de gravedad de la aeronave de acuerdo al peso bruto [23].

A continuación se indica el peso y brazo de la aeronave en diferentes condiciones de operación de vuelo determinando así la variación de la posición del centro de gravedad y si esta se encuentra en los límites establecidos.

### Condiciones de vuelo comunes:

A continuación indican las Tabla 3.30 a 3.32 condiciones de vuelo típicas de vuelo del helicóptero TH 57.

Tabla 3.30. Condición de la aeronave con 1 piloto, 2 pasajeros, full combustible sin el soporte y SEO DI.

ÍTEM	Peso [lb]	brazo [in]	momento [lb-in]
Peso en vacío	1760,5	116,1	204394,1
Piloto	170,0	65,0	11050,0
Copiloto	170,0	65,0	11050,0
1 Pasajero	170,0	104,0	17680,0
Combustible [full]	618,8	118,0	73018,4
Aceite de motor	12,3	179,0	2201,7
<b>TOTAL</b>	<b>2901,6</b>	<b>110,1</b>	<b>319394,2</b>

Fuente: Autor

Tabla 3.31. Condición de la aeronave con 1 piloto, 2 pasajeros, full combustible con el soporte, SEO D1 y equipo.

ÍTEM	Peso [lb]	brazo [in]	momento [lb-in]
Peso en vacío	1760,5	116,1	204394,1
Piloto	170,0	65,0	11050,0
Copiloto	170,0	65,0	11050,0
Técnico encargado SEO	170,0	104,0	17680,0
Soporte y SEO D1	15,2	97,6	1486,4
Equipo de visualización	4,8	104,0	503,4
Combustible [full]	618,8	118,0	73018,4
Aceite de motor	12,3	179,0	2201,7
<b>TOTAL</b>	<b>2921,7</b>	<b>110,0</b>	<b>321384,0</b>

Fuente: Autor.

Tabla 3.32. Condición de la aeronave con 1 piloto, 3 pasajeros, full combustible con el soporte, SEO D1 y equipo.

ÍTEM	Peso [lb]	brazo [in]	momento [lb-in]
Peso en vacío	1760,5	116,1	204394,1
Piloto	170,0	65,0	11050,0
Copiloto	170,0	65,0	11050,0
Técnico encargado SEO	170,0	104,0	17680,0
1 Pasajero	170,0	104,0	17680,0
Soporte y SEO D1	15,2	97,6	1486,4
Equipo de visualización	4,8	104,0	503,4
Combustible [full]	618,8	118,0	73018,4
Aceite de motor	12,3	179,0	2201,7
<b>TOTAL</b>	<b>3091,7</b>	<b>109,7</b>	<b>339064,0</b>

Fuente: Autor.

En todas las condiciones analizadas la aeronave podría volar sin ningún inconveniente de afectación aerodinámica de peso y balance ya que se encuentra en el rango permisible de centro de gravedad de la aeronave según su peso bruto.

### 3.3. Presupuesto.

#### 3.3.1. Costo de producción:

$$\text{Costo de fabricación} = \text{CMD} + \text{MOD} + \text{CIF}$$

*CMD = Costo de material directo*

*MOD = Costo mano de obra directa*

*CIF = Costo indirecto de fabricación*

##### 3.3.1.1. CMD: Costo material directo.

La Tabla 3.33 indica el costo de material directo de construcción.

*Tabla 3.33. Costo material directo.*

No.	Descripción	Cant.	Precio unit. [\$]	Sub total [\$]
1	Barra cuadrada 1.5in de aluminio 6061 T4, L=700mm	1	62,70	62,70
2	Plancha de aluminio 2024 T3, 710x270x2,4mm	1	45,43	45,43
3	Plancha de aluminio 2024 T3, 300x630x6mm	1	112,93	112,93
4	Elementos de sujeción (Pernos, tuercas, arandelas planas y de presión)	-	5,00	5,00
5	Loctite blue 242	1	10,00	10,00
Total costo material				236,06

Fuente: Autor.

##### 3.3.1.2. MOD: Costo mano de obra directa

La Tabla 3.34 indica el costo de mano de obra de un técnico de máquinas herramientas.

*Tabla 3.34. Costo mano de obra directa técnico de operación.*

Remuneración básica mínima unificada	\$375,00
Décimo tercera remuneración	\$31,25
Décimo cuarta remuneración	\$31,25
Aporte al IESS (11,15%)	\$41,81
Vacaciones	\$15,62
<b>Costo total por trabajador</b>	<b>\$494,93</b>

Fuente: Autor.

Costo mano de obra diseño mecánico.

La Tabla 3.35 indica el costo de mano de obra de diseñador del soporte para el SEO.

*Tabla 3.35. Costo mano de obra diseñador.*

Remuneración básica mínima unificada	\$412,00
Décimo tercera remuneración	\$34,33
Décimo cuarta remuneración	\$34,33
Aporte al IESS (11,15%)	\$45,94
Vacaciones	\$17,17
<b>Costo total por trabajador</b>	<b>\$543,77</b>

Fuente: Autor.

Costo de mano de obra directa:

La Tabla 3.36 muestra el costo total de la mano de obra directa.

*Tabla 3.36. Costo total mano de obra directa.*

Mano de obra	Costo mensual [\\$]; 160h	Horas en producir el soporte [h]	Costo de producción [\\$]
Técnico	494,93	40	123,73
Diseño	543,77	60	203,91
Costo total mano de obra directa			327,64

Fuente: Autor.

### 3.3.1.3. CIF: Costo indirecto de fabricación

#### **Materiales indirectos:**

La Tabla 3.37 indica el costo de los materiales indirectos de construcción.

*Tabla 3.37. Costo materiales indirectos de construcción.*

Material	Costo [\\$]
Herramientas de corte	610
Refrigerante	85
Herramientas manuales	989
<b>Total material indirecto</b>	<b>1684</b>
Depreciación mensual	14,03 \$/mes

Fuente: Autor.

### Servicios públicos:

La Tabla 3.38 a 3.41 indican los costos generados en servicios públicos.

### Energía eléctrica

Máquinas que consumen energía eléctrica en el proceso de fabricación

Tabla 3.38. Consumo energía eléctrica.

Máquina	Potencia [Kw]	Costo kwh sector industrial	Costo mensual (usadas 8h laborales al día) [\$]
Fresadora CNC HASS VF2	22,4	9,1 ctvs/kwh	326,144
Compresor Porten PCO-5300	3,73	9,1 ctvs/kwh	54,31
Taladro de pedestal 32MM	1,1	9,1 ctvs/kwh	16,02

Fuente: Autor.

Tabla 3.39. Costo total energético de producción.

Máquina	Costo mensual [\$]; 160h	Horas en producir el soporte [h]	Costo de producción [\$]
CNC	326,144	10	20,38
Compresor	54,31	10	3,39
Taladro	16,02	1	0,10
Costo total energía eléctrica			23,87

Fuente: Autor.

### Agua potable.

Tabla 3.40. Costo consumo de agua

2 personas	400 lt/habitante/día	8000 lt/habitante/mes	\$0,48/m <sup>3</sup>	\$3,84/mes
------------	-------------------------	--------------------------	-----------------------	------------

Servicio	Costo mensual [\$] 160 h	Horas en producir el soporte [h]	Costo de producción [\$]
Agua	3,84	40	0,96
Costo total agua potable			0,96

Fuente: Autor.

### Servicio telefónico:

Corporación Nacional de Telecomunicaciones por teléfono fijo corporativo, establece un costo mensual de \$18,22/mes. En tiempo de producción 40h el costo es \$4,55

Tabla 3.41. Costo total servicios básicos por producción.

Servicio	Costo [\$]
Luz	23,87
Agua	0,96
Teléfono	4,55
Total costo servicios básicos	29,38

Fuente: Autor.

### Depreciaciones.

La Tabla 3.42 señala las depreciaciones de la maquinaria utilizada en la construcción del soporte para SEO.

Tabla 3.42. Depreciaciones maquinaria.

Maquina/herr.	Precio [\$]	Depreciación anual [\$/año]	Depreciación mensual [\$/mes]
Fresadora CNC	49 995,00	4999,5	416,625
Compresor	1074,95	107,49	8,95
Taladro de pedestal	761,60	76,16	6,35
Dobladora hidráulica	15 000	1500	125,00
Total			556,93
Total 40h producción			139,23

Fuente: Autor.

### Otros gastos:

La Tabla 3.43 indica los gastos generales en la elaboración del proyecto técnico.

Tabla 3.43. Gastos generales.

Gasto	Valor [\$]
Copias	27,00
Internet	32,00
Alimento	16,00



Pasajes	36,00
Anillados	7,50
Varios	50,00
<b>Total Otros</b>	<b>\$ 168,5</b>

Fuente: Autor.

#### Resumen costo de fabricación

La Tabla 3.44 indica el resumen de los costos de fabricación generados.

*Tabla 3.44. Resumen costos de fabricación.*





Costo	Valor [\\$]
Costo de material directo	236,06
Costo mano de obra directa	327,64
Costos indirectos de fabricación	
- Materiales indirectos	3,51
- Servicios básicos (agua, luz, telf.)	29,38
- Depreciaciones	139,23
- Otros gastos	168,50
<b>Total costo de producción</b>	<b>\$ 904,32</b>



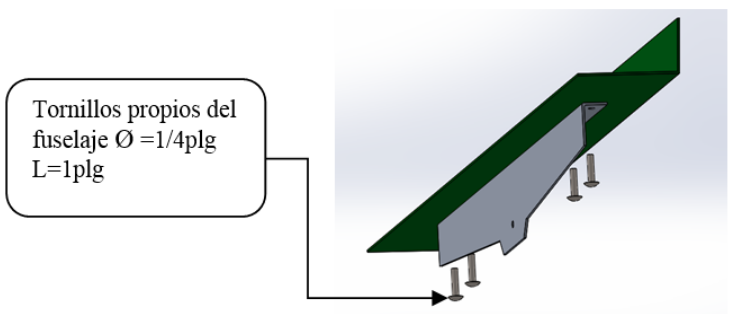
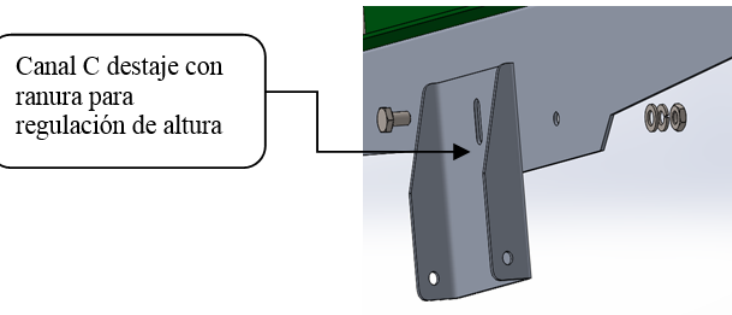
Fuente: Autor.



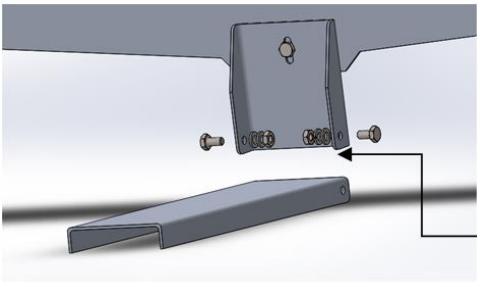
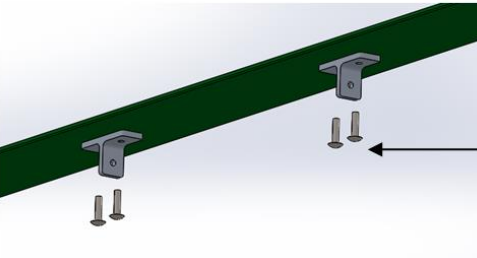
El costo total en la ejecución del proyecto técnico es de \$ 904,32.



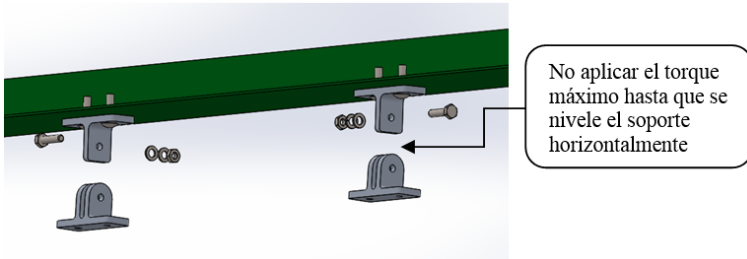
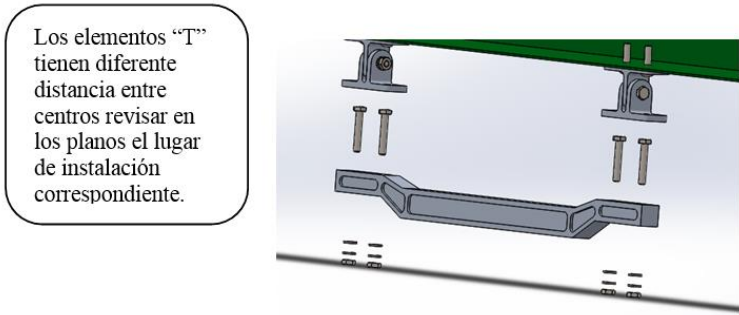
### 3.4. Especificaciones técnicas.



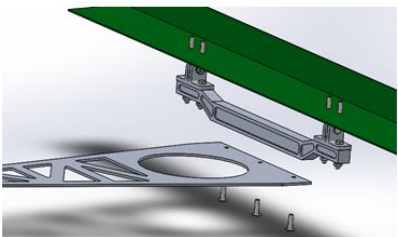

#### 3.4.1. Manual de instalación del soporte



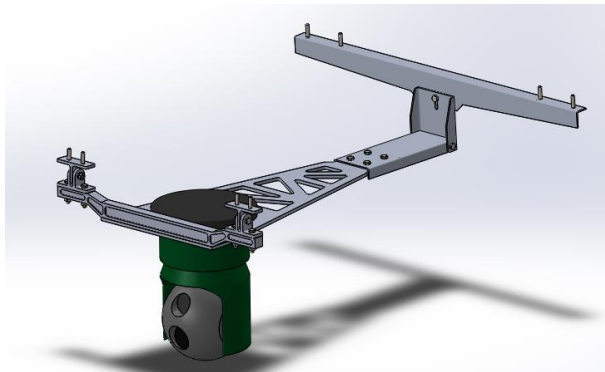
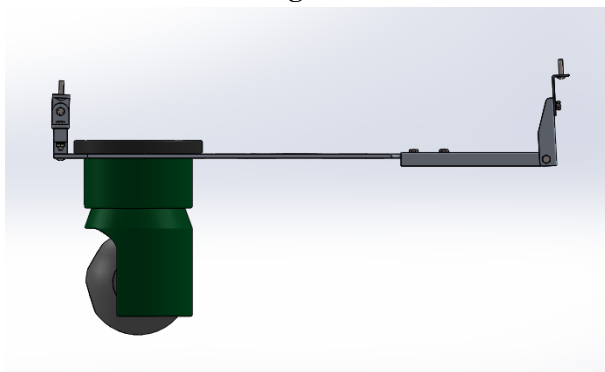
	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	MANUAL DE INSTALACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>HELICÓPTERO FAE TH 57</b>			
<b>INSTALACIÓN DEL SOPORTE Y EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO D1</b>			
<b>PASOS A SEGUIR:</b>			
<b>A) Preparación de la operación de ensamble.</b>			RESPONSABLE
			Mecánico
1.- Verificar que la aeronave este impedida de movimiento.			
2.- Apartar del área de la aeronave elementos ajenos que dificulten la operación de instalación, según indica la Figura 1.			
3.- Disponer de los materiales y herramientas para la instalación (Elementos manufacturados, llave de tuercas, destornillador, elementos de sujeción, fijador de roscas Loctite 222, planos, guía de instalación, nivel, flexómetro.) como se observa en la Figura 2.			
			
			
<b>Fig. 1.</b>			
<b>Fig. 2.</b>			
<b>Observaciones:</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- El diámetro de todos los pernos de la instalación es <math>\varnothing = 1/4</math> [plg]. La longitud varía de acuerdo al punto de sujeción.</li> <li>- El torque aplicado para los pernos es de 10.8 [N.m]</li> <li>- Colocar en los pernos antes del ensamble Loctite 222, para asegurar que los pernos no se aflojen en su vida útil y/o cuando está en operación.</li> <li>- Dirigirse al presente manual y los planos de dibujo al momento de la instalación.</li> </ul>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		


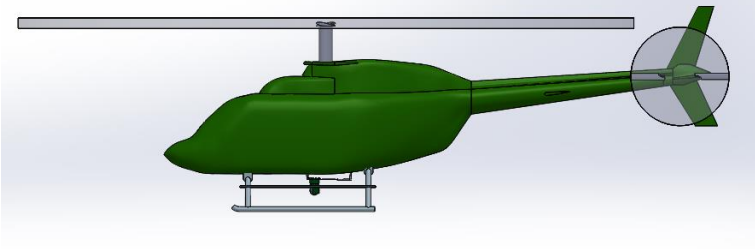

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	MANUAL DE INSTALACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>HELICÓPTERO FAE TH 57</b>			
<b>INSTALACIÓN DEL SOPORTE Y EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO D1</b>			
<b>PASOS A SEGUIR:</b>			
<b>B) Ejecución.</b>	RESPONSABLE		
	Mecánico	Inspector	
1.- Determinar cuáles son los tornillos a extraer del fuselaje de la aeronave, para su posterior anclaje del soporte.			
2.- Extraer los tornillos del fuselaje correspondientes.			
3.- Instalar el ángulo doblado verificando la orientación correcta con los tornillos originales de la aeronave. Según la Figura 3.			
4.- Acoplar el canal C destajado al ángulo mediante perno L=1/2plg. (Elementos de sujeción: perno, arandela plana, arandela de presión, tuerca). Como se observa en la Figura 4.			
 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 3</b></p>			
 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 4.</b></p>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	MANUAL DE INSTALACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>HELICÓPTERO FAE TH 57</b>			
<b>INSTALACIÓN DEL SOPORTE Y EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO D1</b>			
<b>PASOS A SEGUIR:</b>			
<b>B) Ejecución.</b>	RESPONSABLE		
	Mecánico	Inspector	
5.- Agregar el canal C a la instalación con perno L=0.5plg. como se indica en la Figura 5.			
6.- Proseguir con los elementos mecanizados "T" en la parte frontal del fuselaje. Sujeción con tornillos originales de la aeronave al fuselaje. Según la Figura 6.			
 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 5.</b></p>			
 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 6.</b></p>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	MANUAL DE INSTALACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>HELICÓPTERO FAE TH 57</b>			
<b>INSTALACIÓN DEL SOPORTE Y EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO D1</b>			
<b>PASOS A SEGUIR:</b>			
<b>B) Ejecución.</b>	RESPONSABLE		
	Mecánico	Inspector	
7.- Colocar los elementos “T doble” a los anteriores “T” Con perno L=1plg. Como se puede observar en la Figura 7.			
8.- Juntar el soporte “base A” a ambos elementos “T”, perno L=1.1/2plg. Según indica la Figura 8.			
 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 7.</b></p>			
<p>Los elementos “T” tienen diferente distancia entre centros revisar en los planos el lugar de instalación correspondiente.</p>  <p style="text-align: center;"><b>Fig. 8.</b></p>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	MANUAL DE INSTALACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>HELICÓPTERO FAE TH 57</b>			
<b>INSTALACIÓN DEL SOPORTE Y EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO D1</b>			
<b>PASOS A SEGUIR:</b>			
<b>B) Ejecución.</b>	RESPONSABLE		
	Mecánico	Inspector	
9.- Agregar la “Placa base central” a la instalación con 3 tornillos L=7/8plg. Según indica la Figura 9.			
10.- Realizar el acople de la “Placa base central” y el canal C mediante 4 pernos L=3/4plg. Como se puede observar en la Figura10.			
11. Ajustar todos los pernos a un torque de 10.8 N.m,			
 <div style="border: 1px solid black; border-radius: 15px; padding: 10px; width: fit-content; margin-left: auto; margin-right: auto;"> <p>No descuidar que se debe agregar el fijador de rosca a las conexiones empernadas</p> </div> <p style="text-align: center;"><b>Fig. 9.</b></p>			
 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 10.</b></p>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	MANUAL DE INSTALACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>HELICÓPTERO FAE TH 57</b>			
<b>INSTALACIÓN DEL SOPORTE Y EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO D1</b>			
<b>PASOS A SEGUIR:</b>			
<b>B) Ejecución.</b>	RESPONSABLE		
	Mecánico	Inspector	
12. Instalar el SEO D1 en el soporte con los elementos de sujeción respectivos. Según indica la Figura 11.			
13. Verificar con el nivel la horizontalidad de la placa central. Y el correcto ensamblado. Como se observa en la Figura 12.			
 <p><b>Fig. 11.</b></p>			
 <p><b>Fig. 12.</b></p>			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	MANUAL DE INSTALACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-AEROPUERTO AMBATO	
	FECHA	22/03/2017	
<b>HELICÓPTERO FAE TH 57</b>			
<b>INSTALACIÓN DEL SOPORTE Y EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO D1</b>			
<b>PASOS A SEGUIR:</b>			
<b>B) Revisión.</b>	RESPONSABLE		
	Mecánico	Inspector	
1.- Inspeccionar que todos los elementos mecánicos estén ensamblados correctamente, igualmente que tenga horizontalidad y que las juntas estén con sus elementos de sujeción respectivos, chequear que el SEO D1 se encuentre bien anclado a la estructura. Según la Figura 13.			
2.- Limpiar y ordenar el área de operación, recoger y guardar las herramientas. Como se ve en la Figura 14.			
 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 13.</b></p>  <p style="text-align: center;"><b>Fig. 14.</b></p>			
Observaciones: Para la operación de desensamble se debe seguir los pasos en sentido contrario al de instalación. Utilizando herramienta adecuada, apagado completamente el motor de la aeronave y desconectado las conexiones eléctricas que existen en el sensor electro-óptico.			
Realizado por:	Christian Coba		
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López		



### 3.4.2. Manual de mantenimiento soporte SEO-D1

A continuación se presentan algunas especificaciones técnicas de la estructura del soporte SEO D1, este manual debe ser revisado antes de la instalación, operación, mantenimiento. Las instrucciones presentadas deberán ser seguidas para garantizar el buen funcionamiento de la estructura, evitando así problemas posteriores, como se indica en la Tabla 3.45.

*Tabla 3.45. Almacenamiento, limpieza y ensamblaje del soporte y SEO-D1*

Almacenamiento
Almacenar en un lugar protegido contra humedad, incendios, vapores, cambios bruscos de calor, roedores e insectos. Que esté libre de inundaciones, y el soporte no debe ser sometido a golpes o caídas.
Limpieza
Evitar elementos ajenos al soporte y limpiar de elementos tales como: aceite, agua, polvo, suciedad.
Ensamblaje
Dirigirse al manual de instalación en 3.4.1. Donde se especifica cada uno de los pasos a seguir para realizar una correcta instalación y desensamble del soporte y el sensor electro-óptico.

Fuente: Autor.

Antes de realizar un vuelo con el sensor electro-óptico se deberá realizar las acciones establecidas en la Tabla 3.46.

*Tabla 3.46. Inspección del soporte antes de cada vuelo.*

Componente	Acción
Estructura	Limpieza de cualquier elemento extraño al soporte: polvo, aceite, agua, suciedad.
	Controlar con un nivel la horizontalidad para comprobar que el soporte se encuentra bien ensamblado
	Inspección visual fijándose en los elementos del soporte que no existan grietas, picaduras.
	Comprobar después de cada vuelo que la horizontalidad del soporte puesta al inicio sigue igual al finalizar la operación de vuelo.
Pernos	Revisión de cada junta empernada que se encuentre apretada a su torque respectivo, y que no exista aflojamiento.

	Después de cada vuelo revisar las juntas para comprobar si existe alguna afectación por motivo de vibraciones en la operación de vuelo.
SEO-D1	Inspeccionar que las conexiones eléctricas al interior de la aeronave estén correctamente instaladas y que exista comunicación con el equipo receptor de imagen al interior de la aeronave.

Fuente: Autor.

## CAPÍTULO IV

### 4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1. Conclusiones

- Las fuerzas aerodinámicas máximas aplicadas en la estructura se dan cuando el helicóptero opera a una altura de 3500 m, con los respectivos factores atmosféricos de presión y temperatura y la velocidad del viento axial y transversal.
- El diseño de la estructura permite que los elementos de anclaje al fuselaje de la aeronave estén en los puntos especificados para la colocación de tornillos, y un ensamble correcto de la estructura, permitiendo así la operación normal del SEO y del helicóptero.
- Las fuerzas que representan la mayor carga en la estructura están dadas por el propio peso, ya que su fuerza resultante se aplica en los 3 ejes en el centro de gravedad del sensor electro-óptico para el análisis estático.
- Las frecuencias excitatrices causadas por el rotor principal de la aeronave a la estructura soporte, son menores respecto a las frecuencias a vibración por lo que no presentará resonancia.
- La manufactura de los componentes principales de la estructura se realizaron por mecanizado, por la compatibilidad del material al proceso y por proporcionar dimensiones exactas a los elementos.
- En las 3 condiciones de vuelo comunes de la aeronave [Tabla 3.28], se comprueba que no existe afectación por el peso y balance incluido el peso del soporte y sensor electro-óptico, estando todos estos dentro de los límites permisibles de variación de su centro de gravedad.

- Las aleaciones de aluminio de alta resistencia seleccionados para los elementos mecánicos de la estructura: Al 2024 T3, 6061 T4; brinda un factor de seguridad de 3,8 lo cual garantiza la operatividad segura de la estructura.

#### **4.2. Recomendaciones**

- Cuando se realice la geometría de corte en una lámina de aluminio para su posterior doblado verificar que la dirección del doblado sea transversal a las fibras de la lámina para evitar grietas.
- Al manufacturar los elementos mecanizados, verificar los movimientos de la máquina CNC en sus ejes para que no toque parte del banco de presión con las paredes de la máquina y comprobar que las alturas de las herramientas de corte no interfieran en las operaciones de mecanizado.
- En caso de mecanizar elementos con una longitud relativamente grande utilizar otro banco de presión para tener una mejor sujeción y así evitar vibraciones y un acabado no deseado en los elementos construidos.
- Para la toma de mediciones se debe realizar con un calibrador digital para tener una mayor precisión en las dimensiones de los elementos construidos.
- Al momento del ensamble utilizar un fijador de roscas Loctite 222, para asegurar que los pernos y tornillo no se aflojen.
- Consultar directamente a las personas especializadas en las funciones criterios y restricciones que debe cumplir el diseño a realizarse.
- Para realizar la simulación computacional utilizar la malla basada en curvatura, para que el software cree más elementos en zonas de mayor curvatura automáticamente.

- Para el análisis de afectación de peso y balance consultar cuales son las formas comunes de peso de despegue de la aeronave para así poder realizar el cálculo con condiciones reales de operación de vuelo.

## **BIBLIOGRAFÍA**

- [1] David Martínez, “Diseño preliminar para un helicóptero con aplicaciones civiles”, Universidad Politécnica de Cataluña, España, 2009.
- [2] Saulo Cabezas, Luis Cárdenas, “Diseño y construcción de un prototipo de helicóptero no tripulado para monitoreo aéreo en lugares de difícil acceso”, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Sangolquí, 2015.
- [3] María Escobar, “Control de sensores electro-ópticos en aviones no tripulados”, Universidad Carlos III de Madrid, Madrid, 2010.
- [4] U.S. Department of Transportation, “Helicopter Flying Handbook”, 2012.
- [5] R. Narváez, “Diseño y análisis estructural de la instalación del sistema electro-óptico MX-15I en helicópteros BELL 430” Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, Latacunga, 2014.
- [6] M. Biava, L. Vigevano, “Simulation of a complete helicopter: A CFD approach to the study of interference effects” Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Politécnica de Milano, Milán, 2012.
- [7] Jonathan Vélez, “Diseño y simulación aerodinámica y estructural de un vehículo aéreo no tripulado”, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Sangolquí, 2015.
- [8] A.N. Kusyumov, S.A. Mikhailov, “Simulación de flujo alrededor del fuselaje aislado del helicóptero”, Universidad de Liverpool, Liverpool, 2013.
- [9] J. Santamaría, C. Miravet. (1997). La Electro óptica en las empresas de ingeniería. Vol.: 30. Madrid. Disponible: [http://www.sedoptica.es/Menu\\_Volumenes/Pdfs/13.pdf](http://www.sedoptica.es/Menu_Volumenes/Pdfs/13.pdf)
- [10] Yanus A. Cengel, John M. Cimbala. Mecánica de Fluidos, Fundamentos y aplicaciones. México: Mc Graw Hill, 2006, pp. 185.
- [11] S. Kalpakjian, S.R. Schmid. Manufactura, Ingeniería y Tecnología. Quinta ed. México: Ed. Pearson Educación, 2008.
- [12] Robert C. Juvinall, Kurt M. Marshek. Diseño de elementos de máquinas. Segunda ed. México: Editorial Limusa, 2013.

- [13] Richard G. Budynas, J. Keith Nisbett. Diseño en ingeniería mecánica de Shigley. Novena ed. México: Ed. Mc Graw Hill, 2012.
- [14] Mónica García, Jorge Alcaide, Tomás Gómez, y otros. Fundamentos del diseño en la ingeniería. México: Ed. Limusa, 2010.
- [15] James M. Gere, Resistencia de Materiales, España: Ed. Thomson, 2010.
- [16] Guerrero, V.H., Nuevos materiales, Aplicaciones estructurales e industriales. Ecuador. Imprefepp, 2011.
- [17] Robert L. Mott. Mecánica de fluidos. Séptima ed. México: Ed. Pearson, 2015.
- [18] Department of defense test method standard for environmental engineering considerations and laboratory test, MIL-STD-810F, 2000. Tomado de: <http://snebulos.mit.edu/projects/reference/MIL-STD/MIL-STD-810F.pdf>
- [19] Giovanni Pineda. ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LOS PLANOS DE VUELO DEL DIRIGIBLE 27T DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA PARA MEJORAR SU COMPORTAMIENTO MECÁNICO. Universidad Técnica de Ambato. Ambato: 2015.
- [20] L.V. Vanegas. Capítulo 10 Ajustes y Tolerancias. Universidad Tecnológica de Pereira: 2017. Tomado de: <http://blog.utp.edu.co/lvanegas/files/2011/08/Cap10.pdf>.
- [21] Steve F. Krar, Arthur R. Gill y Peter Smid, Tecnología de las máquinas herramienta, México, Ed: Alfaomega, 2009.
- [22] N. Larburu. Máquinas Prontuario Técnicas, Máquinas, Herramientas. México: Ed: Paraninfo, 1989.
- [23] Maintenance Manual Volume 2, Bell 206 series. 2013.
- [24] Brandt, Steven A. Introduction to Aeronautics: A Design Perspective. 2da Ed. AIAA Education Series. 2004.

# ANEXOS



## ANEXO A

**rrTabla A1. Factores atmosféricos ISA**

FACTORES ATMOSFÉRICOS ISA					
ALTITUD	TEMPERATURE	PRESSURE	DENSITY	SPEED OF SOUND	VISCOSITY
h (m)	T (K)	P (N/m <sup>2</sup> )	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	a (m/s)	$\mu$ (Kg/ms)
0	288,16	101325	1,22500	340,3	1,79E-05
500	284,91	95461	1,16730	338,4	1,77E-05
1000	281,66	89876	1,11170	336,4	1,76E-05
1500	278,41	84560	1,05810	334,5	1,74E-05
2000	275,16	79501	1,00660	332,5	1,73E-05
2500	271,92	74692	0,95696	330,6	1,71E-05
3000	268,67	70121	0,90926	328,6	1,69E-05
3500	265,42	65780	0,86341	326,6	1,68E-05
4000	262,18	61660	0,81935	324,6	1,66E-05
4500	258,93	57752	0,77704	322,6	1,65E-05
5000	255,69	54048	0,73643	320,5	1,63E-05
5500	252,44	50539	0,69747	318,5	1,61E-05
6000	249,20	47217	0,66011	316,5	1,76E-05
6500	245,95	44075	0,62431	314,4	1,60E-05
7000	242,71	41105	0,59002	312,3	1,58E-05
7500	239,47	38299	0,55719	310,2	1,56E-05
8000	236,23	35651	0,52578	308,1	1,54E-05
8500	232,98	33154	0,49575	306,0	1,53E-05
9000	229,74	30800	0,46706	303,9	1,51E-05
9500	226,50	28584	0,43966	301,7	1,49E-05
10000	223,26	26500	0,41351	299,6	1,48E-05
10500	220,02	25540	0,38857	297,4	1,46E-05
11000	216,78	22700	0,36480	295,2	1,44E-05
11500	216,66	20985	0,33743	295,1	1,42E-05
12000	216,66	19399	0,31194	295,1	1,42E-05
12500	216,66	17934	0,28837	295,1	1,42E-05
13000	216,66	16579	0,26659	295,1	1,42E-05
13500	216,66	15327	0,24646	295,1	1,42E-05

Fuente: [24].

Tabla A1. Factores atmosféricos ISA (Continuación)

FACTORES ATMOSFÉRICOS ISA (Cont.)					
ALTITUD	TEMPERATURE	PRESSURE	DENSITY	SPEED OF SOUND	VISCOSITY
h (m)	T (K)	P (N/m <sup>2</sup> )	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	a (m/s)	$\mu$ (Kg/ms)
14000	216,66	14170	0,22785	295,1	1,42E-05
14500	216,66	13101	0,21065	295,1	1,42E-05
15000	216,66	12112	0,19475	295,1	1,42E-05
16000	216,66	10353	0,16647	295,1	1,42E-05
17000	216,66	8849,6	0,14230	295,1	1,42E-05
18000	216,66	7565,2	0,12165	295,1	1,42E-05
19000	216,66	6467,4	0,10399	295,1	1,42E-05
20000	216,66	5529,3	0,08891	295,1	1,42E-05
21000	216,66	4728,9	0,07572	295,1	1,42E-05
22000	216,66	4047,5	0,06451	295,1	1,42E-05
23000	216,66	3466,9	0,05558	295,1	1,42E-05
24000	216,66	2955,4	0,04752	295,1	1,42E-05
25000	216,66	2527,3	0,04064	295,1	1,42E-05
30000	231,24	1185,5	0,01786	295,1	1,49E-05

Fuente: [24].

**Tabla A2. Velocidad del viento en función de la altura**

VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA					
h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)
2789	3,60	3210	7,57	3455	12,30
2810	3,67	3216	7,89	3462	12,48
2824	3,72	3222	8,20	3469	12,25
2834	3,75	3229	8,49	3475	12,60
2843	3,76	3237	8,78	3481	12,55
2852	3,75	3244	9,04	3487	12,60
2864	3,72	3251	9,30	3494	12,48
2875	3,66	3257	9,54	3500	12,66
2885	3,58	3262	9,76	3505	12,52
2897	3,48	3267	9,97	3510	12,82
2909	3,36	3271	10,17	3513	12,86
2922	3,22	3275	10,35	3516	13,05
2935	3,05	3279	10,52	3519	13,00
2948	3,20	3282	10,67	3522	13,12
2957	3,80	3287	10,81	3524	13,15
2964	3,70	3292	10,93	3527	13,23
2970	4,05	3298	11,04	3530	13,30
2977	4,02	3305	11,14	3533	13,36
2986	4,24	3313	11,23	3536	13,43
2996	4,28	3322	11,30	3540	13,49
3007	4,33	3331	11,36	3542	13,56
3017	4,42	3340	11,43	3544	13,62
3027	4,51	3347	11,49	3547	13,54
3040	4,36	3352	11,56	3551	13,48
3052	4,45	3357	11,62	3554	13,25
3063	4,52	3363	11,69	3558	13,12
3072	4,68	3371	11,75	3561	12,95
3082	4,48	3378	11,82	3565	12,76
3092	4,70	3386	11,88	3569	12,35
3104	4,95	3394	11,95	3573	12,17
3116	4,92	3402	12,01	3578	11,92
3130	5,06	3411	12,08	3583	11,67
3144	5,44	3419	12,14	3587	11,42
3159	5,82	3426	12,21	3591	11,17
3174	6,18	3432	12,27	3596	11,02
3188	6,54	3437	12,34	3601	10,85
3198	6,90	3442	12,40	3606	10,64
3204	7,24	3448	12,47	3612	10,24

Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE.

Tabla A2. Velocidad del viento en función de la altura (Continuación)

VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA (Cont.)					
h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)
3617	10,28	3877	8,95	4106	7,13
3623	10,34	3885	8,95	4111	7,07
3629	10,40	3892	8,95	4117	7,03
3636	10,47	3900	8,96	4122	7,00
3642	10,54	3908	8,98	4127	6,97
3649	10,61	3915	8,99	4132	6,96
3655	10,67	3922	9,00	4137	6,94
3662	10,71	3930	9,01	4143	6,94
3668	10,74	3937	9,01	4148	6,93
3674	10,76	3944	9,01	4154	6,93
3680	10,75	3951	9,00	4160	6,92
3686	10,72	3957	8,97	4165	6,92
3692	10,67	3963	8,95	4170	6,91
3697	10,61	3970	8,91	4176	6,91
3702	10,53	3976	8,87	4181	6,91
3708	10,43	3982	8,82	4186	6,91
3714	10,33	3988	8,77	4191	6,91
3720	10,22	3994	8,73	4196	6,92
3727	10,12	4000	8,68	4202	6,94
3734	10,02	4007	8,63	4207	6,96
3741	9,92	4013	8,57	4212	6,99
3748	9,84	4019	8,52	4218	7,03
3755	9,76	4024	8,46	4223	7,07
3763	9,68	4029	8,40	4228	7,11
3770	9,62	4034	8,33	4234	7,16
3778	9,56	4039	8,26	4240	7,21
3786	9,50	4045	8,18	4246	7,25
3793	9,44	4050	8,10	4251	7,29
3800	9,38	4056	8,01	4257	7,33
3807	9,32	4061	7,92	4262	7,36
3815	9,26	4067	7,82	4268	7,38
3822	9,21	4072	7,72	4274	7,39
3830	9,15	4077	7,63	4280	7,40
3838	9,10	4081	7,53	4285	7,39
3846	9,05	4086	7,43	4291	7,38
3855	9,01	4091	7,35	4297	7,36
3862	8,98	4096	7,26	4303	7,34
3870	8,96	4102	7,19	4309	7,31

Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE.

Tabla A2. Velocidad del viento en función de la altura (Continuación)

VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA (Cont.)					
h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)
4315	7,29	4594	6,35	4906	7,41
4321	7,26	4602	6,36	4915	7,53
4327	7,24	4610	6,36	4923	7,66
4333	7,23	4618	6,36	4931	7,77
4339	7,22	4626	6,36	4939	7,88
4347	7,22	4633	6,36	4948	7,98
4354	7,22	4641	6,35	4956	8,07
4361	7,22	4649	6,34	4965	8,15
4367	7,22	4657	6,32	4974	8,22
4374	7,22	4664	6,30	4983	8,29
4381	7,20	4672	6,28	4990	8,35
4390	7,18	4680	6,27	4998	8,41
4399	7,13	4688	6,26	5006	8,46
4407	7,08	4696	6,25	5014	8,51
4414	7,00	4705	6,27	5022	8,57
4421	6,92	4713	6,30	5030	8,63
4428	6,82	4722	6,34	5039	8,70
4436	6,73	4729	6,40	5048	8,76
4444	6,63	4736	6,47	5056	8,83
4451	6,55	4743	6,54	5066	8,91
4458	6,47	4750	6,61	5076	8,98
4465	6,41	4758	6,68	5085	9,06
4473	6,37	4766	6,73	5095	9,13
4480	6,35	4774	6,78	5105	9,20
4488	6,34	4783	6,82	5115	9,26
4495	6,34	4792	6,84	5123	9,32
4502	6,35	4802	6,84	5131	9,37
4510	6,37	4812	6,84	5140	9,42
4517	6,38	4820	6,83	5148	9,45
4525	6,40	4828	6,83	5157	9,48
4532	6,41	4837	6,84	5167	9,51
4540	6,41	4846	6,85	5177	9,54
4547	6,41	4854	6,88	5186	9,56
4555	6,40	4863	6,93	5194	9,57
4562	6,39	4872	6,99	5202	9,60
4570	6,38	4880	7,08	5210	9,62
4579	6,37	4888	7,18	5217	9,64
4586	6,36	4897	7,29	5225	9,65

Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE.

### Tabla A3. Especificaciones de requisitos de fuerza establecidos por FAR.

- FAR 29.303

---

**§29.303 Factor of safety.**

Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 must be used. This factor applies to external and inertia loads unless its application to the resulting internal stresses is more conservative.

---

- FAR 29.337

---

**§29.337 Limit maneuvering load factor.**

The rotorcraft must be designed for—

(a) A limit maneuvering load factor ranging from a positive limit of 3.5 to a negative limit of -1.0; or

(b) Any positive limit maneuvering load factor not less than 2.0 and any negative limit maneuvering load factor of not less than -0.5 for which—

(1) The probability of being exceeded is shown by analysis and flight tests to be extremely remote; and

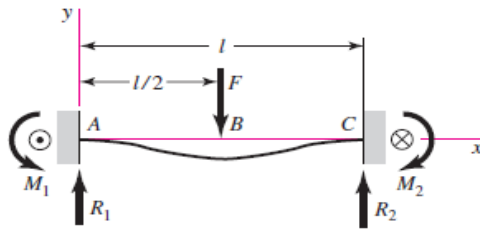
(2) The selected values are appropriate to each weight condition between the design maximum and design minimum weights.

[Doc. No. 5084, 29 FR 16150, Dec. 3, 1964, as amended by Amdt. 27-26, 55 FR 8002, Mar. 6, 1990]

---

Tabla A4. Diagramas de cálculo directo de vigas.

Apoyos fijos: carga central



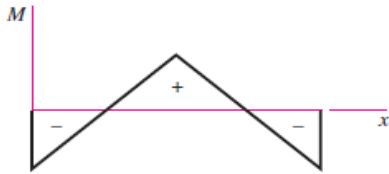
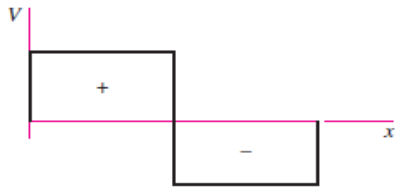
$$R_1 = R_2 = \frac{F}{2} \quad M_1 = M_2 = \frac{Fl}{8}$$

$$V_{AB} = -V_{BC} = \frac{F}{2}$$

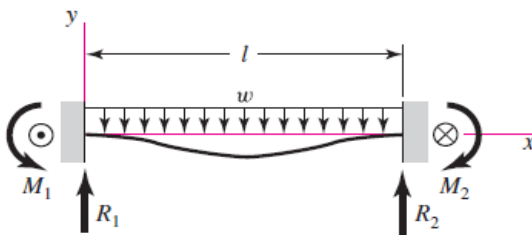
$$M_{AB} = \frac{F}{8}(4x - l) \quad M_{BC} = \frac{F}{8}(3l - 4x)$$

$$y_{AB} = \frac{Fx^2}{48EI}(4x - 3l)$$

$$y_{\max} = -\frac{Fl^3}{192EI}$$



Apoyos fijos: carga uniforme



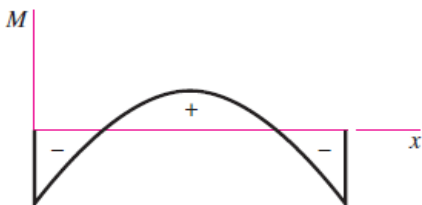
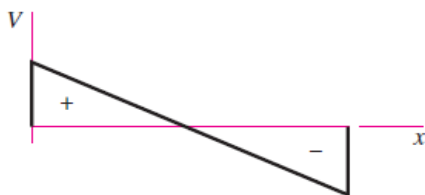
$$R_1 = R_2 = \frac{wl}{2} \quad M_1 = M_2 = \frac{wl^2}{12}$$

$$V = \frac{w}{2}(l - 2x)$$

$$M = \frac{w}{12}(6lx - 6x^2 - l^2)$$

$$y = -\frac{wx^2}{24EI}(l - x)^2$$

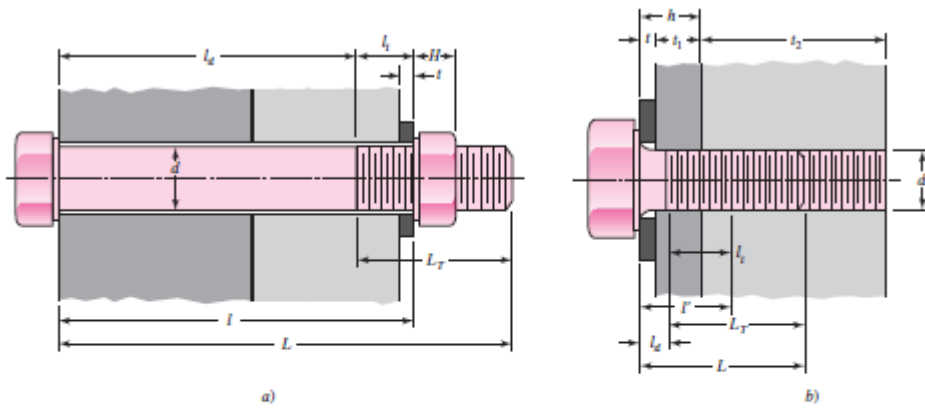
$$y_{\max} = -\frac{wl^4}{384EI}$$



Fuente: [13]

## ANEXO B

**Tabla B1. Procedimiento sugerido para determinar la rigidez del sujetador**



El agarre es el espesor  $l$

Dado el diámetro del sujetador  $d$  y el paso  $p$  o el número de roscas

Agarre efectivo

$$l = \begin{cases} h + t_2/2, & t_2 < d \\ h + d/2, & t_2 \geq d \end{cases}$$

Espesor de la arandela de la tabla A-32 o A-33  
Longitud roscada  $l_r$   
Serie en pulgadas:

$$l_r = \begin{cases} 2d + \frac{1}{8} \text{ pulg.}, & l \leq 6 \text{ pulg.} \\ 2d + \frac{1}{2} \text{ pulg.}, & l > 6 \text{ pulg.} \end{cases}$$

Serie métrica:

$$l_r = \begin{cases} 2d + 6 \text{ mm}, & l \leq 125, d \leq 48 \text{ mm} \\ 2d + 12 \text{ mm}, & 125 < l \leq 200 \text{ mm} \\ 2d + 25 \text{ mm}, & l > 200 \text{ mm} \end{cases}$$

Longitud del sujetador:  $L > l + H$

Redondee usando la tabla A-17\*

Longitud del sujetador:  
 $L > h + 1.5d$

Longitud de la parte útil  
sin rosca:  $l_u = L - l_r$   
Longitud de la parte roscada:  
 $l_r = l - l_u$

Longitud de la parte útil  
sin rosca:  $l_u = L - l_r$   
Longitud de la parte útil  
roscada:  $l_r = l - l_u$

Área de la parte sin rosca:

$$A_u = \pi d^2/4$$

Área de la parte roscada:

$A_r$ , tabla 8-1 o 8-2

Rigidez del sujetador:

$$k_b = \frac{A_u A_r E}{A_u l_u + A_r l_r}$$

Fuente: [13].



**Tabla B2. Dimensiones básicas de arandelas simples estándar americano.**

Tamaño del sujetador	Tamaño de la arandela	Diámetro		Espesor
		DI	DE	
#6	0.138	0.156	0.375	0.049
#8	0.164	0.188	0.438	0.049
#10	0.190	0.219	0.500	0.049
#12	0.216	0.250	0.562	0.065
$\frac{1}{4}$ N	0.250	0.281	0.625	0.065
$\frac{1}{4}$ W	0.250	0.312	0.734	0.065
$\frac{5}{16}$ N	0.312	0.344	0.688	0.065
$\frac{5}{16}$ W	0.312	0.375	0.875	0.083
$\frac{3}{8}$ N	0.375	0.406	0.812	0.065
$\frac{3}{8}$ W	0.375	0.438	1.000	0.083
$\frac{7}{16}$ N	0.438	0.469	0.922	0.065
$\frac{7}{16}$ W	0.438	0.500	1.250	0.083
$\frac{1}{2}$ N	0.500	0.531	1.062	0.095
$\frac{1}{2}$ W	0.500	0.562	1.375	0.109
$\frac{9}{16}$ N	0.562	0.594	1.156	0.095
$\frac{9}{16}$ W	0.562	0.625	1.469	0.109
$\frac{5}{8}$ N	0.625	0.656	1.312	0.095
$\frac{5}{8}$ W	0.625	0.688	1.750	0.134
$\frac{3}{4}$ N	0.750	0.812	1.469	0.134
$\frac{3}{4}$ W	0.750	0.812	2.000	0.148
$\frac{7}{8}$ N	0.875	0.938	1.750	0.134
$\frac{7}{8}$ W	0.875	0.938	2.250	0.165
1 N	1.000	1.062	2.000	0.134
1 W	1.000	1.062	2.500	0.165
$1\frac{1}{8}$ N	1.125	1.250	2.250	0.134
$1\frac{1}{8}$ W	1.125	1.250	2.750	0.165
$1\frac{1}{4}$ N	1.250	1.375	2.500	0.165
$1\frac{1}{4}$ W	1.250	1.375	3.000	0.165
$1\frac{3}{8}$ N	1.375	1.500	2.750	0.165
$1\frac{3}{8}$ W	1.375	1.500	3.250	0.180
$1\frac{1}{2}$ N	1.500	1.625	3.000	0.165
$1\frac{1}{2}$ W	1.500	1.625	3.500	0.180
$1\frac{3}{4}$ N	1.625	1.750	3.750	0.180
$1\frac{3}{4}$ W	1.750	1.875	4.000	0.180
$2\frac{1}{8}$ N	1.875	2.000	4.250	0.180
2	2.000	2.125	4.500	0.180
$2\frac{1}{4}$ N	2.250	2.375	4.750	0.220
$2\frac{1}{4}$ W	2.500	2.625	5.000	0.238
$2\frac{3}{4}$ N	2.750	2.875	5.250	0.259
3	3.000	3.125	5.500	0.284

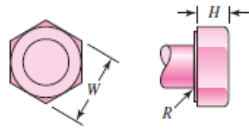
Fuente: [13].

Tabla B3. Dimensiones de tuercas hexagonales.

Tamaño nominal, pulg	Ancho W	Altura H		
		Hexagonal regular	Gruesa o ranurada	Contra-tuerca
$\frac{1}{4}$	$\frac{7}{16}$	$\frac{7}{32}$	$\frac{9}{32}$	$\frac{5}{32}$
$\frac{5}{16}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{17}{64}$	$\frac{21}{64}$	$\frac{3}{16}$
$\frac{3}{8}$	$\frac{9}{16}$	$\frac{21}{64}$	$\frac{13}{32}$	$\frac{7}{32}$
$\frac{7}{16}$	$\frac{11}{16}$	$\frac{3}{8}$	$\frac{29}{64}$	$\frac{1}{4}$
$\frac{1}{2}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{7}{16}$	$\frac{9}{16}$	$\frac{5}{16}$
$\frac{9}{16}$	$\frac{7}{8}$	$\frac{31}{64}$	$\frac{39}{64}$	$\frac{5}{16}$
$\frac{5}{8}$	$\frac{15}{16}$	$\frac{35}{64}$	$\frac{23}{32}$	$\frac{3}{8}$
$\frac{3}{4}$	$1\frac{1}{8}$	$\frac{41}{64}$	$\frac{13}{16}$	$\frac{27}{64}$
$\frac{7}{8}$	$1\frac{5}{16}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{29}{32}$	$\frac{31}{64}$
1	$1\frac{1}{2}$	$\frac{55}{64}$	1	$\frac{35}{64}$
$1\frac{1}{8}$	$1\frac{11}{16}$	$\frac{31}{32}$	$1\frac{5}{32}$	$\frac{39}{64}$
$1\frac{1}{4}$	$1\frac{7}{8}$	$1\frac{1}{16}$	$1\frac{1}{4}$	$\frac{23}{32}$
$1\frac{3}{8}$	$2\frac{1}{16}$	$1\frac{11}{64}$	$1\frac{3}{8}$	$\frac{25}{32}$
$1\frac{1}{2}$	$2\frac{1}{4}$	$1\frac{9}{32}$	$1\frac{1}{2}$	$\frac{27}{32}$

Fuente: [13].

**Tabla B4. Dimensiones de pernos de cabeza cuadrada y hexagonal.**



Tamaño nominal, pulg	Tipo de cabeza										
	Cuadrada		Hexagonal regular			Hexagonal pesada			Hexagonal estructural		
	W	H	W	H	R <sub>mín</sub>	W	H	R <sub>mín</sub>	W	H	R <sub>mín</sub>
$\frac{1}{4}$	$\frac{3}{8}$	$\frac{11}{64}$	$\frac{7}{16}$	$\frac{11}{64}$	0.01						
$\frac{5}{16}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{13}{64}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{7}{32}$	0.01						
$\frac{3}{8}$	$\frac{9}{16}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{9}{16}$	$\frac{1}{4}$	0.01						
$\frac{7}{16}$	$\frac{5}{8}$	$\frac{19}{64}$	$\frac{5}{8}$	$\frac{19}{64}$	0.01						
$\frac{1}{2}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{21}{64}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{11}{32}$	0.01	$\frac{7}{8}$	$\frac{11}{32}$	0.01	$\frac{7}{8}$	$\frac{5}{16}$	0.009
$\frac{5}{8}$	$\frac{15}{16}$	$\frac{27}{64}$	$\frac{15}{16}$	$\frac{27}{64}$	0.02	$1\frac{1}{16}$	$\frac{27}{64}$	0.02	$1\frac{1}{16}$	$\frac{25}{64}$	0.021
$\frac{3}{4}$	$1\frac{1}{8}$	$\frac{1}{2}$	$1\frac{1}{8}$	$\frac{1}{2}$	0.02	$1\frac{1}{4}$	$\frac{1}{2}$	0.02	$1\frac{1}{4}$	$\frac{15}{32}$	0.021
1	$1\frac{1}{2}$	$\frac{21}{32}$	$1\frac{1}{2}$	$\frac{43}{64}$	0.03	$1\frac{5}{8}$	$\frac{43}{64}$	0.03	$1\frac{5}{8}$	$\frac{39}{64}$	0.062
$1\frac{1}{8}$	$1\frac{11}{16}$	$\frac{3}{4}$	$1\frac{11}{16}$	$\frac{3}{4}$	0.03	$1\frac{13}{16}$	$\frac{3}{4}$	0.03	$1\frac{13}{16}$	$\frac{11}{16}$	0.062
$1\frac{1}{4}$	$1\frac{7}{8}$	$\frac{27}{32}$	$1\frac{7}{8}$	$\frac{27}{32}$	0.03	2	$\frac{27}{32}$	0.03	2	$\frac{25}{32}$	0.062
$1\frac{3}{8}$	$2\frac{1}{16}$	$\frac{29}{32}$	$2\frac{1}{16}$	$\frac{29}{32}$	0.03	$2\frac{3}{16}$	$\frac{29}{32}$	0.03	$2\frac{3}{16}$	$\frac{27}{32}$	0.062
$1\frac{1}{2}$	$2\frac{1}{4}$	1	$2\frac{1}{4}$	1	0.03	$2\frac{3}{8}$	1	0.03	$2\frac{3}{8}$	$\frac{15}{16}$	0.062

Fuente: [13].

**Tabla B5. Tamaños preferidos**

Fracción de pulgadas
$\frac{1}{64}, \frac{1}{32}, \frac{1}{16}, \frac{3}{32}, \frac{1}{8}, \frac{5}{32}, \frac{3}{16}, \frac{1}{4}, \frac{5}{16}, \frac{3}{8}, \frac{7}{16}, \frac{1}{2}, \frac{9}{16}, \frac{5}{8}, \frac{11}{16}, \frac{3}{4}, \frac{7}{8}, 1, 1\frac{1}{4}, 1\frac{1}{2}, 1\frac{3}{4}, 2, 2\frac{1}{4}, 2\frac{1}{2}, 2\frac{3}{4}, 3, 3\frac{1}{4}, 3\frac{1}{2}, 3\frac{3}{4}, 4, 4\frac{1}{4}, 4\frac{1}{2}, 4\frac{3}{4}, 5, 5\frac{1}{4}, 5\frac{1}{2}, 5\frac{3}{4}, 6, 6\frac{1}{2}, 7, 7\frac{1}{2}, 8, 8\frac{1}{2}, 9, 9\frac{1}{2}, 10, 10\frac{1}{2}, 11, 11\frac{1}{2}, 12, 12\frac{1}{2}, 13, 13\frac{1}{2}, 14, 14\frac{1}{2}, 15, 15\frac{1}{2}, 16, 16\frac{1}{2}, 17, 17\frac{1}{2}, 18, 18\frac{1}{2}, 19, 19\frac{1}{2}, 20$
Décimas de pulgadas
0.010, 0.012, 0.016, 0.020, 0.025, 0.032, 0.040, 0.05, 0.06, 0.08, 0.10, 0.12, 0.16, 0.20, 0.24, 0.30, 0.40, 0.50, 0.60, 0.80, 1.00, 1.20, 1.40, 1.60, 1.80, 2.0, 2.4, 2.6, 2.8, 3.0, 3.2, 3.4, 3.6, 3.8, 4.0, 4.2, 4.4, 4.6, 4.8, 5.0, 5.2, 5.4, 5.6, 5.8, 6.0, 7.0, 7.5, 8.5, 9.0, 9.5, 10.0, 10.5, 11.0, 11.5, 12.0, 12.5, 13.0, 13.5, 14.0, 14.5, 15.0, 15.5, 16.0, 16.5, 17.0, 17.5, 18.0, 18.5, 19.0, 19.5, 20

Fuente: [13].

**Tabla B6. Diámetros y áreas de roscas unificadas de tornillo UNC y UNF**

Designación de tamaño	Diámetro nominal pulg	Serie gruesa-UNC			Serie fina-UNF		
		Roscas por pulgada, N	Área de esfuerzo de tensión $A_t$ , pulg <sup>2</sup>	Área del diámetro menor $A_r$ , pulg <sup>2</sup>	Roscas por pulgada, N	Área de esfuerzo de tensión $A_t$ , pulg <sup>2</sup>	Área del diámetro menor $A_r$ , pulg <sup>2</sup>
0	0.0600				80	0.001 80	0.001 51
1	0.0730	64	0.002 63	0.002 18	72	0.002 78	0.002 37
2	0.0860	56	0.003 70	0.003 10	64	0.003 94	0.003 39
3	0.0990	48	0.004 87	0.004 06	56	0.005 23	0.004 51
4	0.1120	40	0.006 04	0.004 96	48	0.006 61	0.005 66
5	0.1250	40	0.007 96	0.006 72	44	0.008 80	0.007 16
6	0.1380	32	0.009 09	0.007 45	40	0.010 15	0.008 74
8	0.1640	32	0.014 0	0.011 96	36	0.014 74	0.012 85
10	0.1900	24	0.017 5	0.014 50	32	0.020 0	0.017 5
12	0.2160	24	0.024 2	0.020 6	28	0.025 8	0.022 6
$\frac{1}{4}$	0.2500	20	0.031 8	0.026 9	28	0.036 4	0.032 6
$\frac{5}{16}$	0.3125	18	0.052 4	0.045 4	24	0.058 0	0.052 4
$\frac{3}{8}$	0.3750	16	0.077 5	0.067 8	24	0.087 8	0.080 9
$\frac{7}{16}$	0.4375	14	0.106 3	0.093 3	20	0.118 7	0.109 0
$\frac{1}{2}$	0.5000	13	0.141 9	0.125 7	20	0.159 9	0.148 6
$\frac{9}{16}$	0.5625	12	0.182	0.162	18	0.203	0.189
$\frac{5}{8}$	0.6250	11	0.226	0.202	18	0.256	0.240
$\frac{3}{4}$	0.7500	10	0.334	0.302	16	0.373	0.351
$\frac{7}{8}$	0.8750	9	0.462	0.419	14	0.509	0.480
1	1.0000	8	0.606	0.551	12	0.663	0.625
$1\frac{1}{4}$	1.2500	7	0.969	0.890	12	1.073	1.024
$1\frac{1}{2}$	1.5000	6	1.405	1.294	12	1.581	1.521

Fuente: [13].

## ANEXO C

**Tabla C1. Tolerancias fundamentales en micrómetros.**

Grupos de dimensiones en mm		Calidad																	
Mayor de	Hasta	01	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
0	3	0.3	0.5	0.8	1.2	2	3	4	6	10	14	25	40	60	100	140	250*	400*	600*
3	6	0.4	0.6	1	1.5	2.5	4	5	8	12	18	30	48	75	120	180	300	480	750
6	10	0.4	0.6	1	1.5	2.5	4	6	9	15	22	36	58	90	150	220	360	580	900
10	18	0.5	0.8	1.2	2	3	5	8	11	18	27	43	70	110	180	270	430	700	1100
18	30	0.6	1	1.5	2.5	4	6	9	13	21	33	52	84	130	210	330	520	840	1300
30	50	0.6	1	1.5	2.5	4	7	11	16	25	39	62	100	160	250	390	620	1000	1600
50	80	0.8	1.2	2	3	5	8	13	19	30	46	74	120	190	300	460	740	1200	1900
80	120	1	1.5	2.5	4	6	10	15	22	35	54	87	140	220	350	540	870	1400	2200
120	180	1.2	2	3.5	5	8	12	18	25	40	63	100	160	250	400	630	1000	1600	2500
180	250	2	3	4.5	7	10	14	20	29	46	72	115	185	290	460	720	1150	1850	2900
250	315	2.5	4	6	8	12	16	23	32	52	81	130	210	320	520	810	1300	2100	3200
315	400	3	5	7	9	13	18	25	36	57	89	140	230	360	570	890	1400	2300	3600
400	500	4	6	8	10	15	20	27	40	63	97	155	250	400	630	970	1550	2500	4000

\* Hasta 1 mm las calidades 14 a 16 no están previstas.

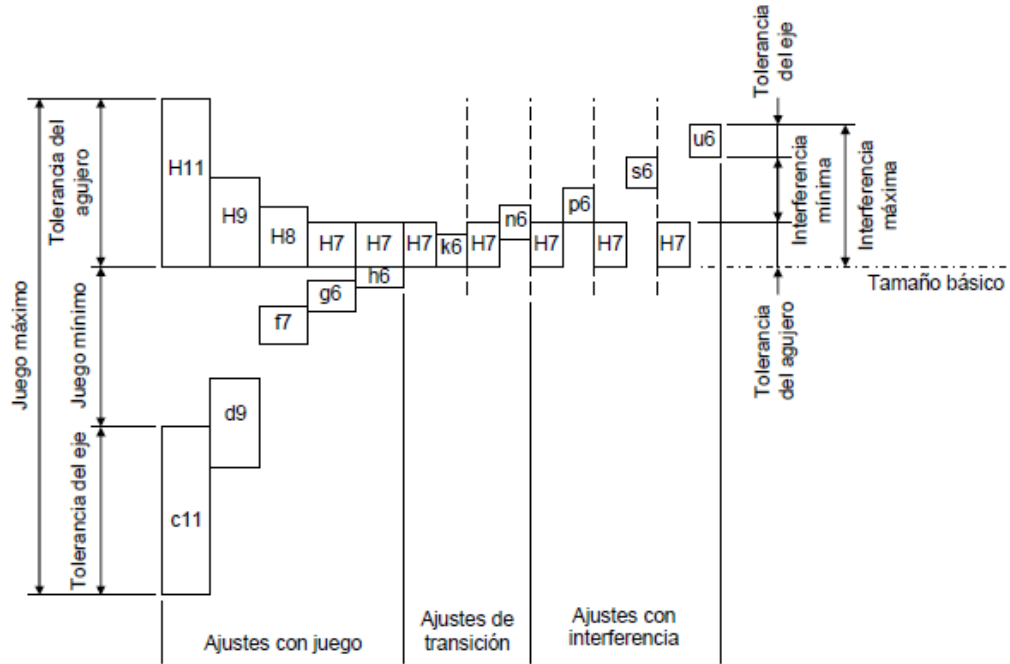
Fuente: [20].

**Tabla C2. Descripción y aplicaciones de los ajustes preferentes.**

SÍMBOLO ISO		DESCRIPCIÓN**	APLICACIONES		
Agujero base	Eje base				
Ajustes con juego o móviles	H11/c11	C11/h11	<b>Movimiento grande, amplio:</b> ajuste para tolerancias comerciales amplias o para elementos exteriores.	Cojinetes en maquinaria agrícola y doméstica, equipos de minería, topes, pasadores.	Más juego
	H9/d9	D9/h9	<b>Movimiento libre:</b> no debe emplearse cuando la precisión sea algo esencial. Es adecuado para grandes variaciones de temperatura, velocidades de giro elevadas, o presiones elevadas en la pieza macho.	Cojinetes giratorios donde la velocidad de giro es mayor o igual a 600 R.P.M., soportes de ejes en grúas, carretillas, transmisiones y maquinaria agrícola.	
	H8/f7	F8/h7	<b>Movimiento limitado:</b> para máquinas de precisión y para posicionamiento preciso en caso de velocidades moderadas y presión en la pieza macho.	Montajes deslizantes donde la velocidad es menor de 600 r/min, construcción de máquinas herramientas de precisión, partes de automotores.	
	H7/g6	G7/h6	<b>Ajuste deslizante:</b> cuando no se pretende que las piezas se muevan libremente, una respecto a la otra, pero pueden girar entre sí y colocarse con precisión.	Collares de retención, émbolos de frenos de aceite, acoplamientos de platillos desembragables, bridas de centrar para tuberías y válvulas.	
	H7/h6	H7/h6	<b>Posicionamiento con juego:</b> proporciona cierto apriete. Es adecuado para posicionar piezas estacionarias, pero pueden montarse y desmontarse fácilmente.	Engranajes de cambios de velocidades, ejes de contrapunto, mangos de volantes de mano, columnas guía de taladros radiales, brazo superior de fresadoras.	
A. de transición	H7/k6	K7/h6	<b>Posicionamiento de transición o ajuste intermedio:</b> posicionamiento de precisión, es un compromiso entre el juego y la interferencia.	Engranajes en husillos, poleas fijas y volantes en ejes, discos de excéntrica, manivelas para pequeños esfuerzos.	
	H7/n6	N7/h6	<b>Posicionamiento de transición o ajuste intermedio:</b> posicionamiento más preciso en el que se requiere y admite una interferencia mayor.	Casquillos de bronce, collares calados sobre ejes, piñones en ejes motores, inducidos en dinamos.	
Ajustes con interferencia	H7/p6*	P7/h6	<b>Posicionamiento con interferencia:</b> para piezas que requieran rigidez y alineación muy precisas pero sin requisitos especiales de presión en el agujero.		Más interferencia
	H7/s6	S7/h6	<b>Sin movimiento o fijo:</b> para piezas de acero normales o ajustes forzados en secciones pequeñas. Es el ajuste más apretado admisible en piezas de fundición.	Casquillos de bronce en cajas, cubos de ruedas y bielaz, coronas de bronce en ruedas helicoidales y engranajes, acoplamientos en extremos de ejes.	
	H7/u6	U7/h6	<b>Forzado:</b> para piezas que van a funcionar muy cargadas, para ajustes forzados en los que las fuerzas de apriete requeridas no son factibles en la práctica.		

Fuente: [20].

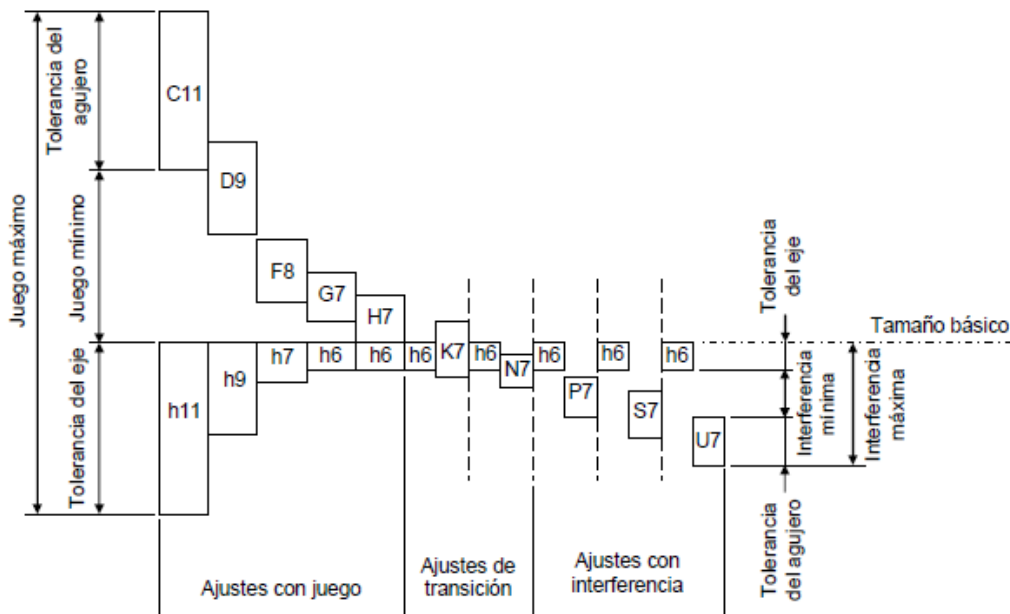
**Tabla C3. Ajustes preferentes del sistema de agujero base.**



**Figura 10.14 Ajustes preferentes del sistema de agujero base**

Fuente: [20].

**Tabla C4. Ajustes preferentes del sistema de eje base.**



**Figura 10.15 Ajustes preferentes del sistema de eje base**

**Tabla C5. Desviaciones fundamentales en milímetros (mm) para zonas de tolerancia de ejes.**

Tamaños básicos (mm)	Desviación fundamental (mm)									
	Desviación superior					Desviación inferior				
	c	d	f	g	h	k	n	p	s	u
0-3	-0.060	-0.020	-0.006	-0.002	0	0	+0.004	+0.006	+0.014	+0.018
3-6	-0.070	-0.030	-0.010	-0.004	0	+0.001	+0.008	+0.012	+0.019	+0.023
6-10	-0.080	-0.040	-0.013	-0.005	0	+0.001	+0.010	+0.015	+0.023	+0.028
10-14	-0.095	-0.050	-0.016	-0.006	0	+0.001	+0.012	+0.018	+0.028	+0.033
14-18	-0.095	-0.050	-0.016	-0.006	0	+0.001	+0.012	+0.018	+0.028	+0.033
18-24	-0.110	-0.065	-0.020	-0.007	0	+0.002	+0.015	+0.022	+0.035	+0.041
24-30	-0.110	-0.065	-0.020	-0.007	0	+0.002	+0.015	+0.022	+0.035	+0.048
30-40	-0.120	-0.080	-0.025	-0.009	0	+0.002	+0.017	+0.026	+0.043	+0.060
40-50	-0.130	-0.080	-0.025	-0.009	0	+0.002	+0.017	+0.026	+0.043	+0.070
50-65	-0.140	-0.100	-0.030	-0.010	0	+0.002	+0.020	+0.032	+0.053	+0.087
65-80	-0.150	-0.100	-0.030	-0.010	0	+0.002	+0.020	+0.032	+0.059	+0.102
80-100	-0.170	-0.120	-0.036	-0.012	0	+0.003	+0.023	+0.037	+0.071	+0.124
100-120	-0.180	-0.120	-0.036	-0.012	0	+0.003	+0.023	+0.037	+0.079	+0.144
120-140	-0.200	-0.145	-0.043	-0.014	0	+0.003	+0.027	+0.043	+0.092	+0.170
140-160	-0.210	-0.145	-0.043	-0.014	0	+0.003	+0.027	+0.043	+0.100	+0.190
160-180	-0.230	-0.145	-0.043	-0.014	0	+0.003	+0.027	+0.043	+0.108	+0.210
180-200	-0.240	-0.170	-0.050	-0.015	0	+0.004	+0.031	+0.050	+0.122	+0.236
200-225	-0.260	-0.170	-0.050	-0.015	0	+0.004	+0.031	+0.050	+0.130	+0.258
225-250	-0.280	-0.170	-0.050	-0.015	0	+0.004	+0.031	+0.050	+0.140	+0.284
250-280	-0.300	-0.190	-0.056	-0.017	0	+0.004	+0.034	+0.056	+0.158	+0.315
280-315	-0.330	-0.190	-0.056	-0.017	0	+0.004	+0.034	+0.056	+0.170	+0.350
315-355	-0.360	-0.210	-0.062	-0.018	0	+0.004	+0.037	+0.062	+0.190	+0.390
355-400	-0.400	-0.210	-0.062	-0.018	0	+0.004	+0.037	+0.062	+0.208	+0.435
400-450	-0.440	-0.230	-0.068	-0.020	0	+0.005*	+0.040	+0.068	+0.232	+0.490
450-500	-0.480	-0.230	-0.068	-0.020	0	+0.005*	+0.040	+0.068	+0.252	+0.540

\* Sólo para calidades IT4 a IT7; para las otras calidades tomar cero

Fuente: [20].



Tabla C6. Desviaciones fundamentales en milímetros (mm) para zonas de tolerancia de agujeros.

Tamaños básicos (mm)	Desviación fundamental (mm)									
	Desviación inferior					Desviación superior				
	C	D	F	G	H	K*	N*	P**	S**	U**
0-3	+0.060	+0.020	+0.0006	+0.002	0	0	-0.004	-0.006	-0.014	-0.018
3-6	+0.070	+0.030	+0.010	+0.004	0	-0.001+ $\delta$	-0.008+ $\delta$	-0.012	-0.019	-0.023
6-10	+0.080	+0.040	+0.013	+0.005	0	-0.001+ $\delta$	-0.010+ $\delta$	-0.015	-0.023	-0.028
10-14	+0.095	+0.050	+0.016	+0.006	0	-0.001+ $\delta$	-0.012+ $\delta$	-0.018	-0.028	-0.033
14-18	+0.095	+0.050	+0.016	+0.006	0	-0.001+ $\delta$	-0.012+ $\delta$	-0.018	-0.028	-0.033
18-24	+0.110	+0.065	+0.020	+0.007	0	-0.002+ $\delta$	-0.015+ $\delta$	-0.022	-0.035	-0.041
24-30	+0.110	+0.065	+0.020	+0.007	0	-0.002+ $\delta$	-0.015+ $\delta$	-0.022	-0.035	-0.048
30-40	+0.120	+0.080	+0.025	+0.009	0	-0.002+ $\delta$	-0.017+ $\delta$	-0.026	-0.043	-0.060
40-50	+0.130	+0.080	+0.025	+0.009	0	-0.002+ $\delta$	-0.017+ $\delta$	-0.026	-0.043	-0.070
50-65	+0.140	+0.100	+0.030	+0.010	0	-0.002+ $\delta$	-0.020+ $\delta$	-0.032	-0.053	-0.087
65-80	+0.150	+0.100	+0.030	+0.010	0	-0.002+ $\delta$	-0.020+ $\delta$	-0.032	-0.059	-0.102
80-100	+0.170	+0.120	+0.036	+0.012	0	-0.003+ $\delta$	-0.023+ $\delta$	-0.037	-0.071	-0.124
100-120	+0.180	+0.120	+0.036	+0.012	0	-0.003+ $\delta$	-0.023+ $\delta$	-0.037	-0.079	-0.144
120-140	+0.200	+0.145	+0.043	+0.014	0	-0.003+ $\delta$	-0.027+ $\delta$	-0.043	-0.092	-0.170
140-160	+0.210	+0.145	+0.043	+0.014	0	-0.003+ $\delta$	-0.027+ $\delta$	-0.043	-0.100	-0.190
160-180	+0.230	+0.145	+0.043	+0.014	0	-0.003+ $\delta$	-0.027+ $\delta$	-0.043	-0.108	-0.210
180-200	+0.240	+0.170	+0.050	+0.015	0	-0.004+ $\delta$	-0.031+ $\delta$	-0.050	-0.122	-0.236
200-225	+0.260	+0.170	+0.050	+0.015	0	-0.004+ $\delta$	-0.031+ $\delta$	-0.050	-0.130	-0.258
225-250	+0.280	+0.170	+0.050	+0.015	0	-0.004+ $\delta$	-0.031+ $\delta$	-0.050	-0.140	-0.284
250-280	+0.300	+0.190	+0.056	+0.017	0	-0.004+ $\delta$	-0.034+ $\delta$	-0.056	-0.158	-0.315
280-315	+0.330	+0.190	+0.056	+0.017	0	-0.004+ $\delta$	-0.034+ $\delta$	-0.056	-0.170	-0.350
315-355	+0.360	+0.210	+0.062	+0.018	0	-0.004+ $\delta$	-0.037+ $\delta$	-0.062	-0.190	-0.390
355-400	+0.400	+0.210	+0.062	+0.018	0	-0.004+ $\delta$	-0.037+ $\delta$	-0.062	-0.208	-0.435
400-450	+0.440	+0.230	+0.068	+0.020	0	-0.005+ $\delta$	-0.040+ $\delta$	-0.068	-0.232	-0.490
450-500	+0.480	+0.230	+0.068	+0.020	0	-0.005+ $\delta$	-0.040+ $\delta$	-0.068	-0.252	-0.540

\* Sólo para calidades IT01 a IT8, excepto el valor para 0-3 mm que es válido para cualquier calidad. Para la posición N tomar cero para calidades IT9 a IT16, excepto para 0-3 mm que debe tomarse - 0.004

\*\* Sólo para calidades IT8 a IT16

Nota:  $\delta = IT_n - IT_{n-1}$  (diferencia entre la tolerancia de la calidad considerada y de la calidad inmediata más fina)

Fuente: [20].

## ANEXO D

**Tabla D1. Propiedades de aleaciones de aluminio a temperatura ambiente.**

Aleación (UNS)	Temple	Resistencia máxima a la tensión (MPa)	Resistencia a la fluencia (MPa)	Elongación en 50 mm (%)
1100 (A91100)	O	90	35	35–45
1100	H14	125	120	9–20
2024 (A92024)	O	190	75	20–22
2024	T4	470	325	19–20
3003 (A93003)	O	110	40	30–40
3003	H14	150	145	8–16
5052 (A95052)	O	190	90	25–30
5052	H34	260	215	10–14
6061 (A96061)	O	125	55	25–30
6061	T6	310	275	12–17
7075 (A97075)	O	230	105	16–17
7075	T6	570	500	11

**Tabla D2. Características generales de los metales y aleaciones no ferrosas.**

Material	Características
Aleaciones no ferrosas	Más costosas que los aceros y plásticos; amplia gama de propiedades mecánicas, físicas y eléctricas; buena resistencia a la corrosión; aplicaciones a alta temperatura.
Aluminio	Alta relación resistencia-peso; alta conductividad térmica y eléctrica; buena resistencia a la corrosión; buenas propiedades de manufactura.
Magnesio	El metal más ligero; buena relación resistencia-peso.
Cobre	Alta conductividad eléctrica y térmica; buena resistencia a la corrosión; buenas propiedades de manufactura.
Superalaciones	Buena resistencia y resistencia a la corrosión a temperaturas elevadas; pueden ser aleaciones a base de hierro, cobalto y níquel.
Titanio	La más alta relación resistencia-peso de todos los metales; buena resistencia y resistencia a la corrosión a temperaturas elevadas.
Metales refractarios	Molibdeno, niobio (columbio), tungsteno y tantalio; alta resistencia a temperaturas elevadas.
Metales preciosos	Oro, plata y platino; generalmente tienen buena resistencia a la corrosión.

Fuente: [11].

**Tabla D3. Propiedades de manufactura y aplicaciones típicas de aleaciones forjables de aluminio seleccionadas.**

Aleación	Características*			Aplicaciones típicas
	Resistencia a la corrosión	Maquinabilidad	Soldabilidad	
1100	A	C-D	A	Trabajo de lámina metálica, artículos huecos producidos por rechazado, recipientes.
2024	C	B-C	B-C	Ruedas para camiones, productos para máquinas roscadoras, estructuras para aeronaves.
3003	A	C-D	A	Utensilios de cocina, equipo químico, recipientes a presión, trabajos de láminas metálicas, artículos para constructores, tanques de almacenamiento.
5052	A	C-D	A	Trabajos de láminas metálicas, tubos hidráulicos y artículos domésticos; autobuses, camiones y usos marinos.
6061	B	C-D	A	Estructuras de trabajo pesado donde se necesita resistencia a la corrosión; camiones y estructuras marinas, carros de ferrocarril, muebles, ductos, pasamanos en puentes, tubería hidráulica.
7075	C	B-D	D	Aeronaves y otras estructuras, llaves, accesorios hidráulicos.

\*A = excelente; D = deficiente

Fuente: [11].

**Tabla D4. Propiedades mecánicas de diversos materiales a temperatura ambiente.**

Metales (maleables)	E (GPa)	Y (MPa)	UTS (MPa)	Alargamiento en 50 mm (%)	Relación de Poisson ( $\nu$ )
Aluminio y sus aleaciones	69-79	35-550	90-600	45-4	0.31-0.34
Cobre y sus aleaciones	105-150	76-1100	140-1310	65-3	0.33-0.35
Plomo y sus aleaciones	14	14	20-55	50-9	0.43
Magnesio y sus aleaciones	41-45	130-305	240-380	21-5	0.29-0.35
Molibdeno y sus aleaciones	330-360	80-2070	90-2340	40-30	0.32
Níquel y sus aleaciones	180-214	105-1200	345-1450	60-5	0.31
Aceros	190-200	205-1725	415-1750	65-2	0.28-0.33
Titanio y sus aleaciones	80-130	344-1380	415-1450	25-7	0.31-0.34
Tungsteno y sus aleaciones	350-400	550-690	620-760	0	0.27
Zinc y sus aleaciones	50	25-180	240-550	65-5	0.27
<b>Materiales no metálicos</b>					
Cerámicas	70-1000	—	140-2600	0	0.2
Diamante	820-1050	—	—	—	—
Vidrio y porcelana	70-80	—	140	0	0.24
Carburo de silicio (SiC)	200-500	—	310-400	—	0.19
Nitruro de silicio (Si <sub>3</sub> N <sub>4</sub> )	280-310	—	160-580	—	0.26
Hules	0.01-0.1	—	—	—	0.5
Termoplásticos	1.4-3.4	—	7-80	1000-5	0.32-0.40
Termoplásticos reforzados	2-50	—	20-120	10-1	—
Termofijos	3.5-17	—	35-170	0	0.34
Fibras de boro	380	—	3500	0	—
Fibras de carbono	275-415	—	2000-3000	0	—
Fibras de vidrio	73-85	—	3500-4600	0	—
Fibras de kevlar	62-117	—	2800	0	—
Fibras de spectra	73-100	—	2400-2800	3	—

Nota: En la tabla superior, los menores valores de E, Y y UTS, y los mayores valores para alargamiento son para metales puros. Multiplíquese gigapascales (GPa) por 145,000 para obtener libras por pulgada cuadrada (psi) y megapascales (MPa) por 145 para obtener psi.

**Tabla D5. Propiedades físicas de diversos materiales a temperatura ambiente.**

Material	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	Punto de fusión (°C)	Calor específico (J/kg K)	Conductividad térmica (W/m K)	Coefficiente de expansión térmica (μm/m°C)
<b>Metálicos</b>					
Aluminio	2700	660	900	222	23.6
Aleaciones de aluminio	2630-2820	476-654	880-920	121-239	23.0-23.6
Berilio	1854	1278	1884	146	8.5
Columbio (niobio)	8580	2468	272	52	7.1
Cobre	8970	1082	385	393	16.5
Aleaciones de cobre	7470-8940	885-1260	337-435	29-234	16.5-20
Oro	19300	1063	129	317	19.3
Hierro	7860	1537	460	74	11.5
Accros	6920-9130	1371-1532	448-502	15-52	11.7-17.3
Plomo	11350	327	130	35	29.4
Aleaciones de plomo	8850-11350	182-326	126-188	24-46	27.1-31.1
Magnesio	1745	650	1025	154	26.0
Aleaciones de magnesio	1770-1780	610-621	1046	75-138	26.0
Aleaciones de Molibdeno	10210	2610	276	142	5.1
Níquel	8910	1453	440	92	13.3
Aleaciones de níquel	7750-8850	1110-1454	381-544	12-63	12.7-18.4
Silicio	2330	1423	712	148	7.63
Plata	10500	961	235	429	19.3
Aleaciones de tantalio	16600	2996	142	54	6.5
Titanio	4510	1668	519	17	8.35
Aleaciones de titanio	4430-4700	1549-1649	502-544	8-12	8.1-9.5
Tungsten	19290	3410	138	166	4.5
<b>No metálicos</b>					
Cerámicos	2300-5500	—	750-950	10-17	5.5-13.5
Vidrios	2400-2700	580-1540	500-850	0.6-1.7	4.6-70
Grafito	1900-2200	—	840	5-10	7.86
Plásticos	900-2000	110-330	1000-2000	0.1-0.4	72-200
Madera	400-700	—	2400-2800	0.1-0.4	2-60

**Tabla D6. Relación de esfuerzo con respecto a la densidad de algunos metales.**

<b>Relación de esfuerzo máximo a la fluencia con respecto a la densidad de algunos metales</b>	
Aleación	Esfuerzo máximo a la fluencia/ densidad (pulg × 10 <sup>3</sup> )
Titanio	1250
Aluminio	800
Accros	750
Magnesio	675
Níquel	550
Cobre	500
Tantalio	375
Molibdeno	215
Plomo	5

## ANEXO E

### FOTOS









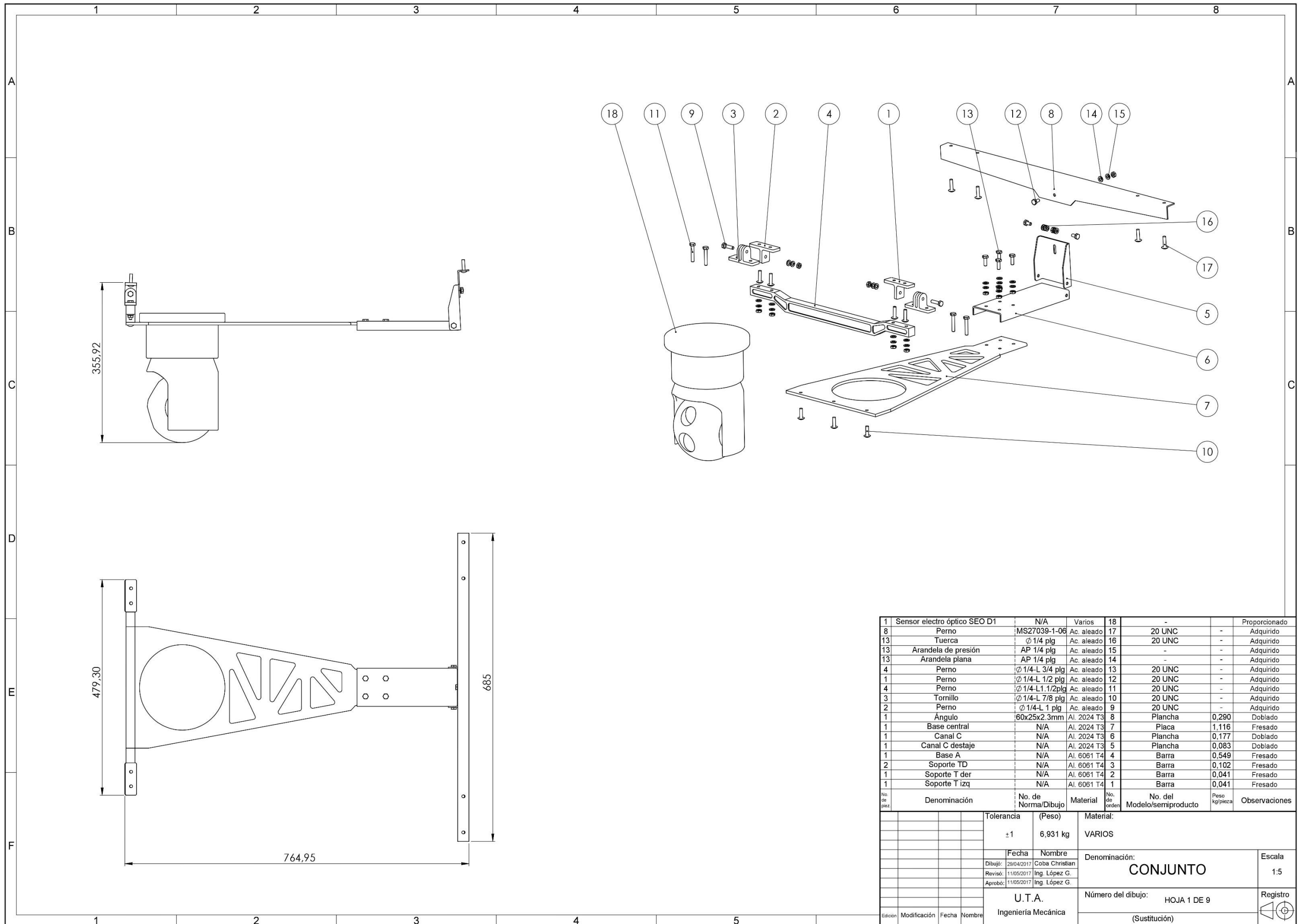






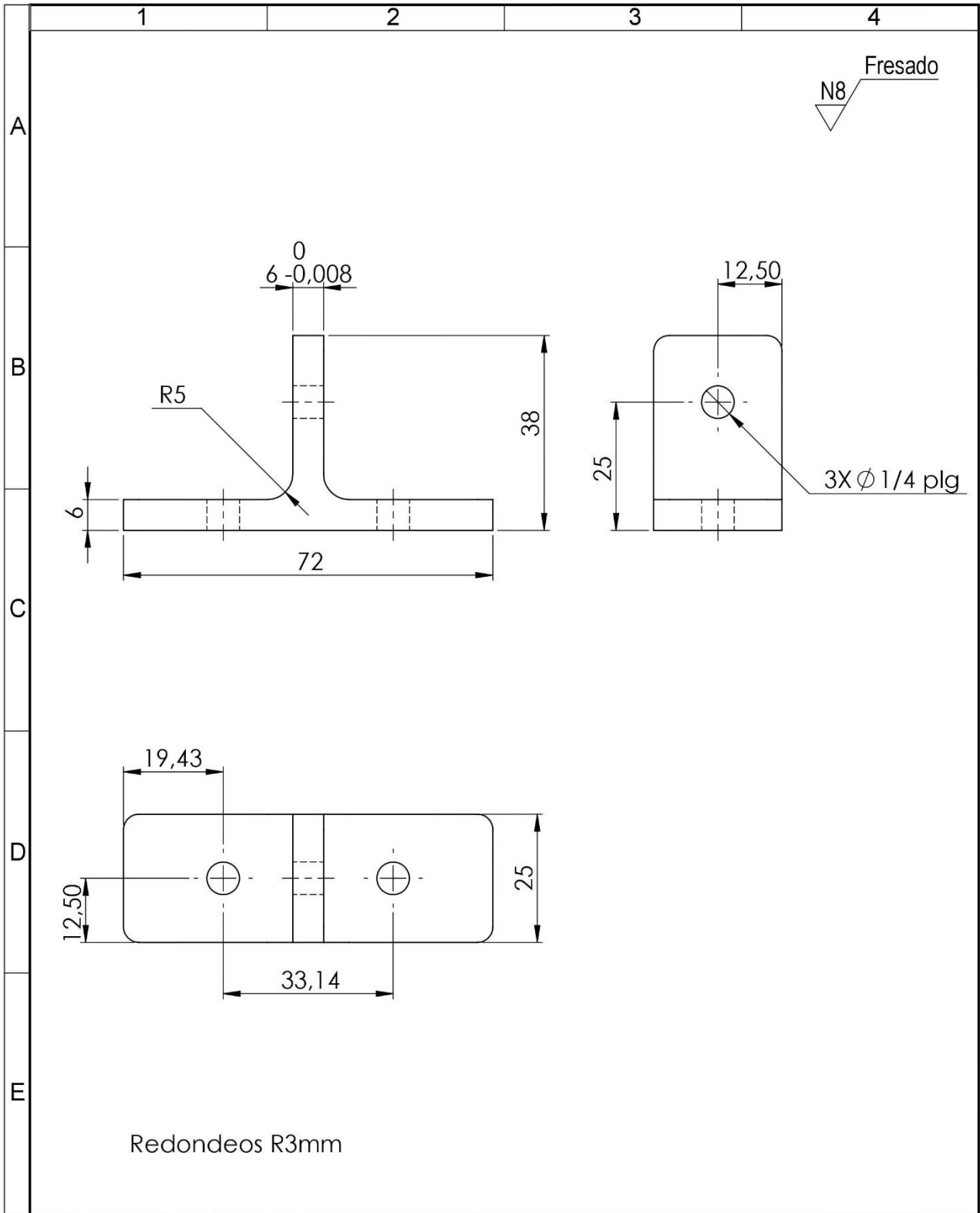
ANEXO F

# PLANOS



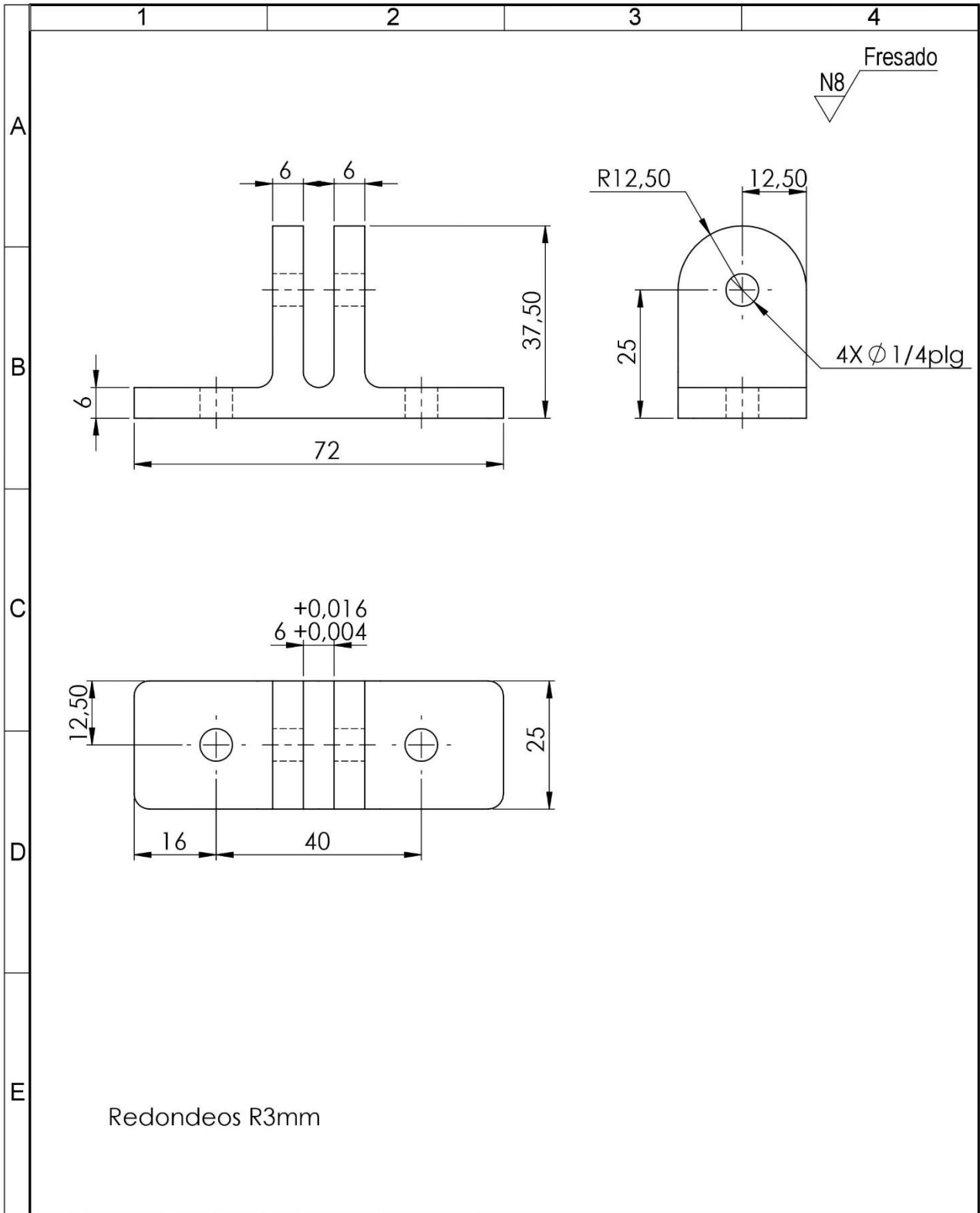
No. de pieza	Denominación	No. de Norma/Dibujo	Material	No. de orden	No. del Modelo/semiproducto	Peso kg/pieza	Observaciones
1	Sensor electro óptico SEO D1	N/A	Varios	18	-	-	Proporcionado
8	Perno	MS27039-1-06	Ac. aleado	17	20 UNC	-	Adquirido
13	Tuerca	∅ 1/4 plg	Ac. aleado	16	20 UNC	-	Adquirido
13	Arandela de presión	AP 1/4 plg	Ac. aleado	15	-	-	Adquirido
13	Arandela plana	AP 1/4 plg	Ac. aleado	14	-	-	Adquirido
4	Perno	∅ 1/4-L 3/4 plg	Ac. aleado	13	20 UNC	-	Adquirido
1	Perno	∅ 1/4-L 1/2 plg	Ac. aleado	12	20 UNC	-	Adquirido
4	Perno	∅ 1/4-L 1 1/2 plg	Ac. aleado	11	20 UNC	-	Adquirido
3	Tornillo	∅ 1/4-L 7/8 plg	Ac. aleado	10	20 UNC	-	Adquirido
2	Perno	∅ 1/4-L 1 plg	Ac. aleado	9	20 UNC	-	Adquirido
1	Ángulo	60x25x2.3mm	Al. 2024 T3	8	Plancha	0,290	Doblado
1	Base central	N/A	Al. 2024 T3	7	Placa	1,116	Fresado
1	Canal C	N/A	Al. 2024 T3	6	Plancha	0,177	Doblado
1	Canal C destaje	N/A	Al. 2024 T3	5	Plancha	0,083	Doblado
1	Base A	N/A	Al. 6061 T4	4	Barra	0,549	Fresado
2	Soporte TD	N/A	Al. 6061 T4	3	Barra	0,102	Fresado
1	Soporte T der	N/A	Al. 6061 T4	2	Barra	0,041	Fresado
1	Soporte T izq	N/A	Al. 6061 T4	1	Barra	0,041	Fresado
	Denominación	No. de Norma/Dibujo	Material	No. de orden	No. del Modelo/semiproducto	Peso kg/pieza	Observaciones

Tolerancia		(Peso)		Material:	
± 1		6,931 kg		VARIOS	
Fecha		Nombre		Denominación:	
Dibujó: 28/04/2017		Coba Christian		CONJUNTO	
Revisó: 11/05/2017		Ing. López G.		Escala	
Aprobó: 11/05/2017		Ing. López G.		1:5	
U.T.A.		Número del dibujo:		Registro	
Ingeniería Mecánica		HOJA 1 DE 9			
		(Sustitución)			

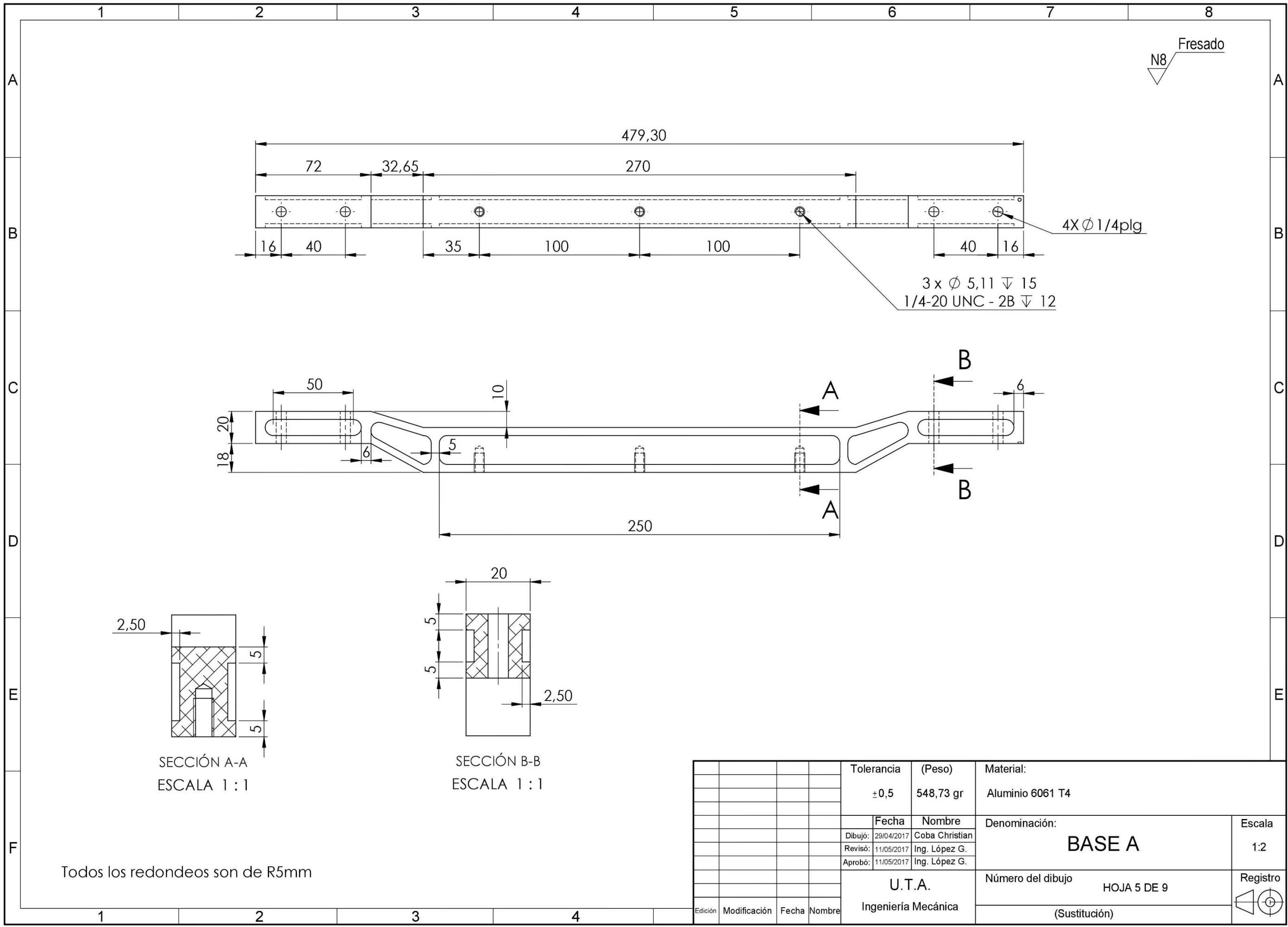


				Tolerancia: ±0,5	(Peso) 41,12 gr	Material: Aluminio 6061 T4		
				Fecha	Nombre	Denominación: <b>SOPORTE T IZQ</b>	Escala	
				Dibujó: 29/04/2017	Coba Christian		1:1	
				Revisó: 11/05/2017	Ing. López G.			
				Aprobó: 11/05/2017	Ing. López G.			Registro
				U.T.A. Ingeniería Mecánica		Número del dibujo: HOJA 2 DE 9		
Edición:	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)		





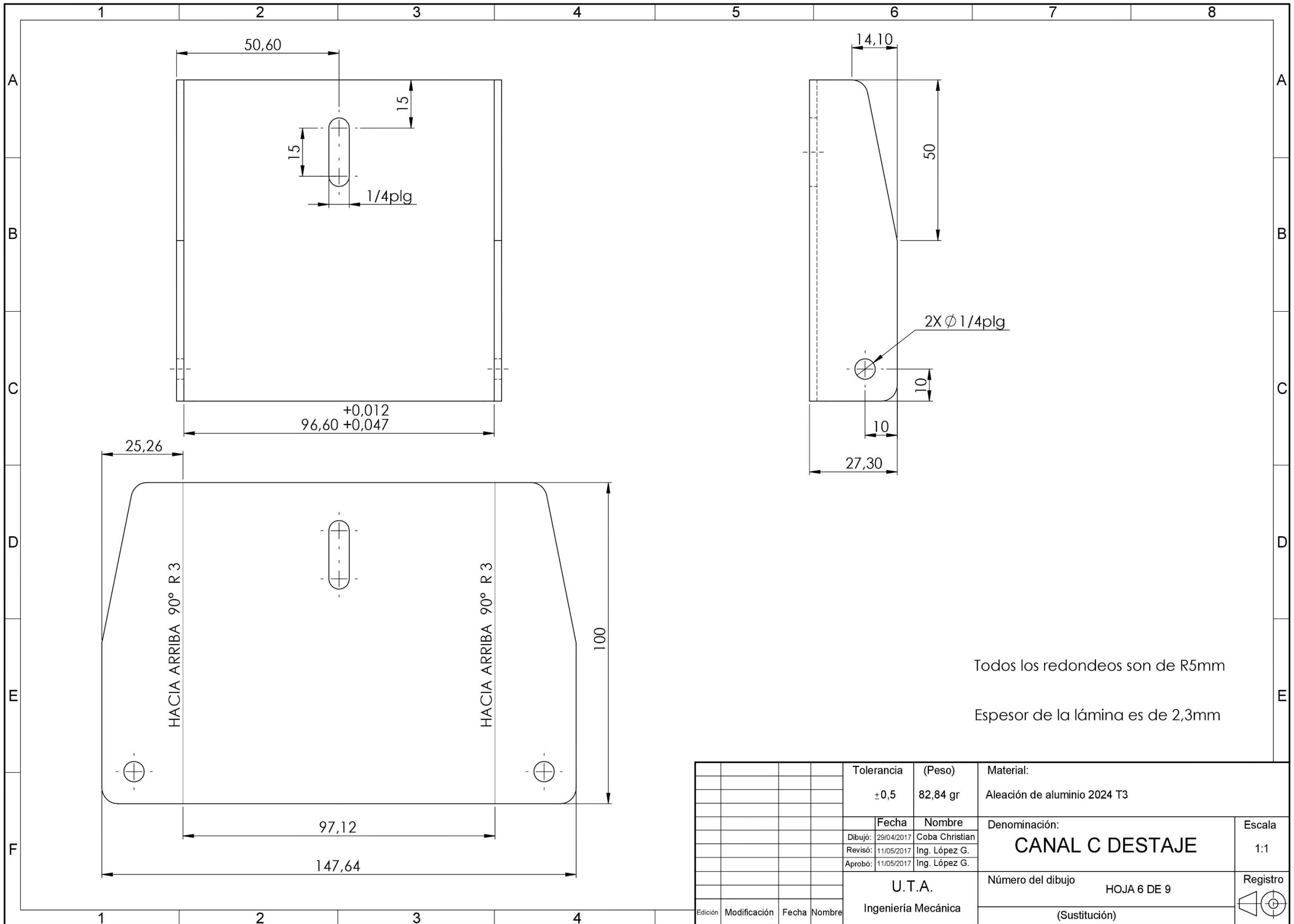
				Tolerancia: $\pm 0,5$	(Peso) 50,85 gr	Material: Aluminio 6061 T4		
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala	
				Dibujó: 29/04/2017	Coba Christian	<b>SOPORTE TD</b>	1:1	
				Revisó: 11/05/2017	Ing. López G.			
				Aprobó: 11/05/2017	Ing. López G.			
				U.T.A.		Número del dibujo: HOJA 4 DE 9	Registro	
Edición:	Modificación	Fecha	Nombre	Ingeniería Mecánica		(Sustitución)		



Todos los redondeos son de R5mm

				Tolerancia	(Peso)	Material:	
				±0,5	548,73 gr	Aluminio 6061 T4	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala
				Dibujó: 29/04/2017	Coba Christian	BASE A	1:2
				Revisó: 11/05/2017	Ing. López G.		
				Aprobó: 11/05/2017	Ing. López G.		
				U.T.A.		Número del dibujo	Registro
				Ingeniería Mecánica		HOJA 5 DE 9	(Sustitución)
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				

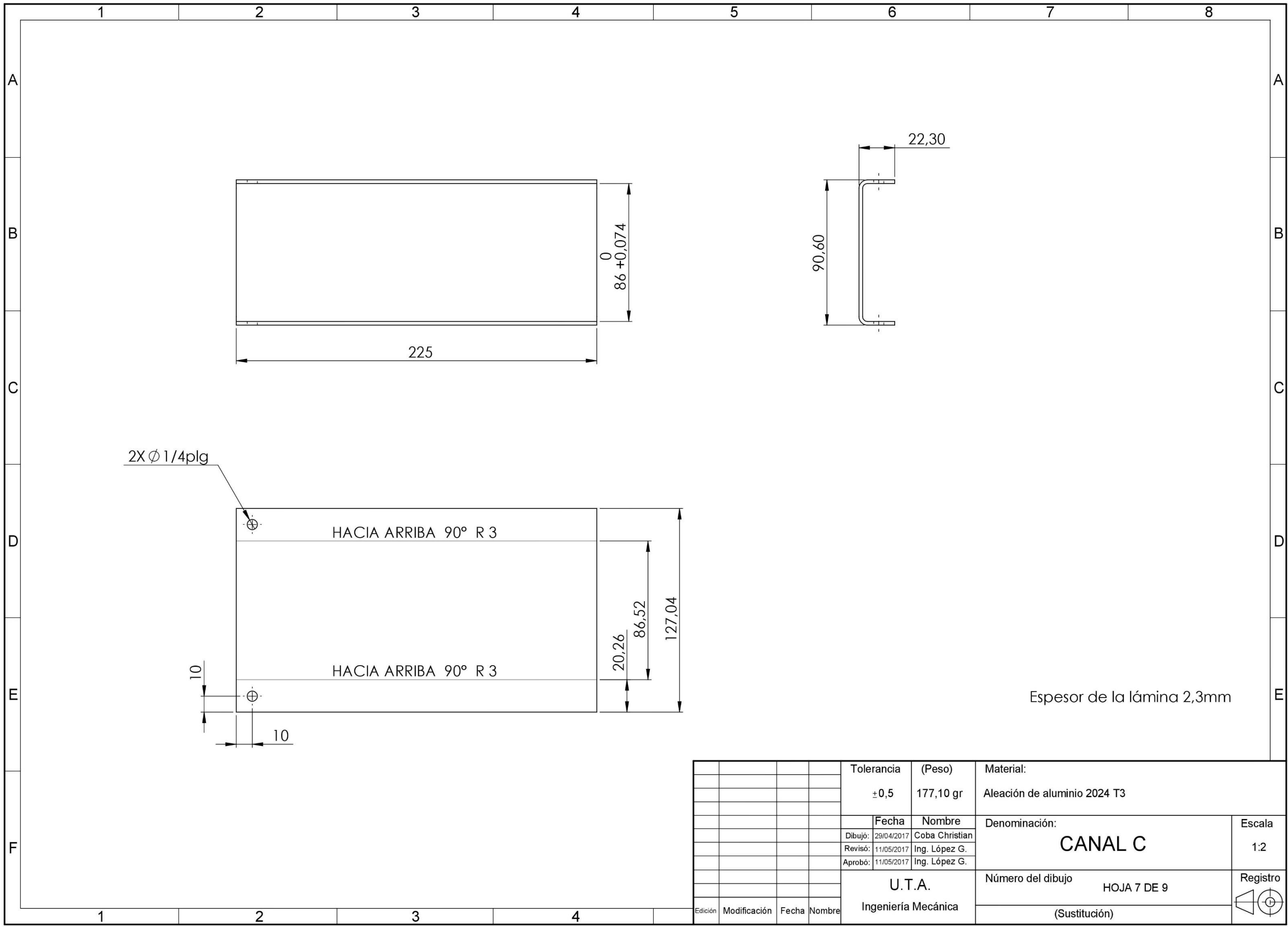




Todos los redondeos son de R5mm

Espesor de la lámina es de 2,3mm

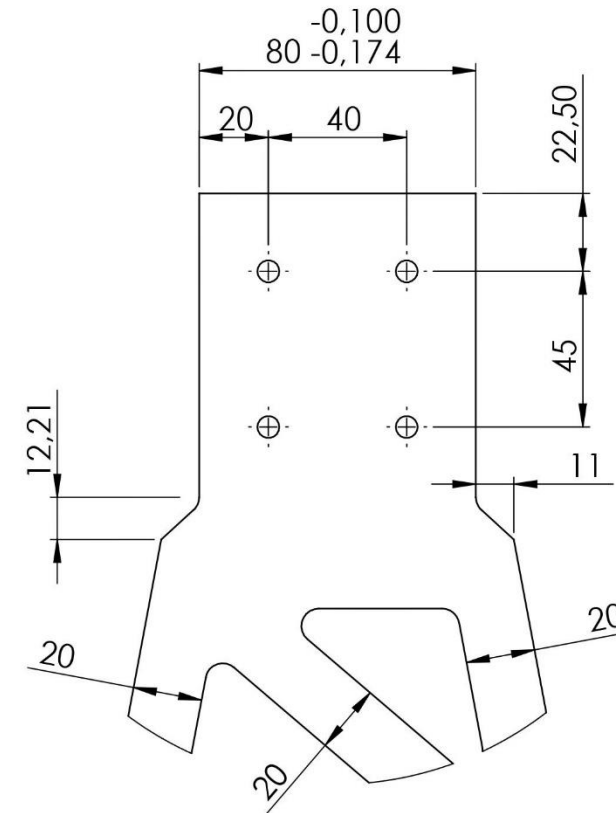
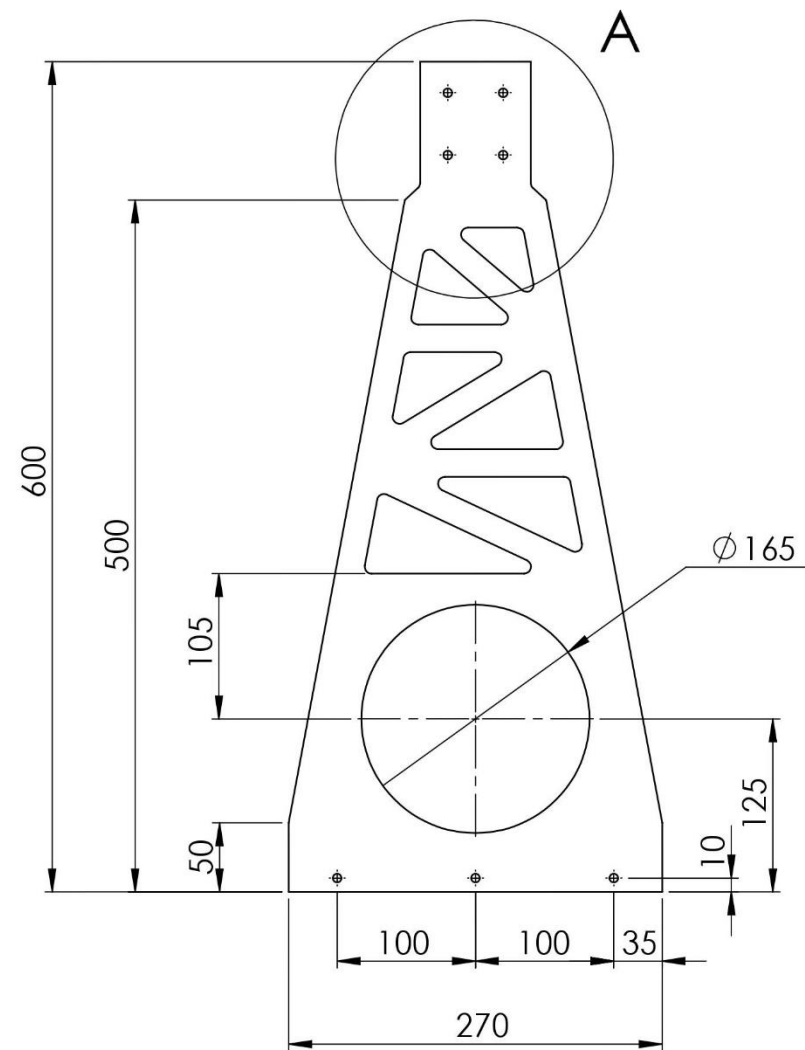
				Tolerancia	(Peso)	Material:	
				±0,5	82,84 gr	Aleación de aluminio 2024 T3	
					Fecha	Nombre	Denominación:
				Dibujó:	29/04/2017	Coba Christian	<b>CANAL C DESTAJE</b>
				Revisó:	11/05/2017	Ing. López G.	
				Aprobó:	11/05/2017	Ing. López G.	
				U.T.A.		Número del dibujo	Escala
				Ingeniería Mecánica		HOJA 6 DE 9	1:1
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	Registro



Espesor de la lámina 2,3mm

				Tolerancia	(Peso)	Material:	
				±0,5	177,10 gr	Aleación de aluminio 2024 T3	
					Fecha	Nombre	Denominación: <b>CANAL C</b>
				Dibujó:	29/04/2017	Coba Christian	
				Revisó:	11/05/2017	Ing. López G.	
				Aprobó:	11/05/2017	Ing. López G.	Escala 1:2
				U.T.A.		Número del dibujo	
				Ingeniería Mecánica		HOJA 7 DE 9	Registro
						(Sustitución)	

Edición	Modificación	Fecha	Nombre

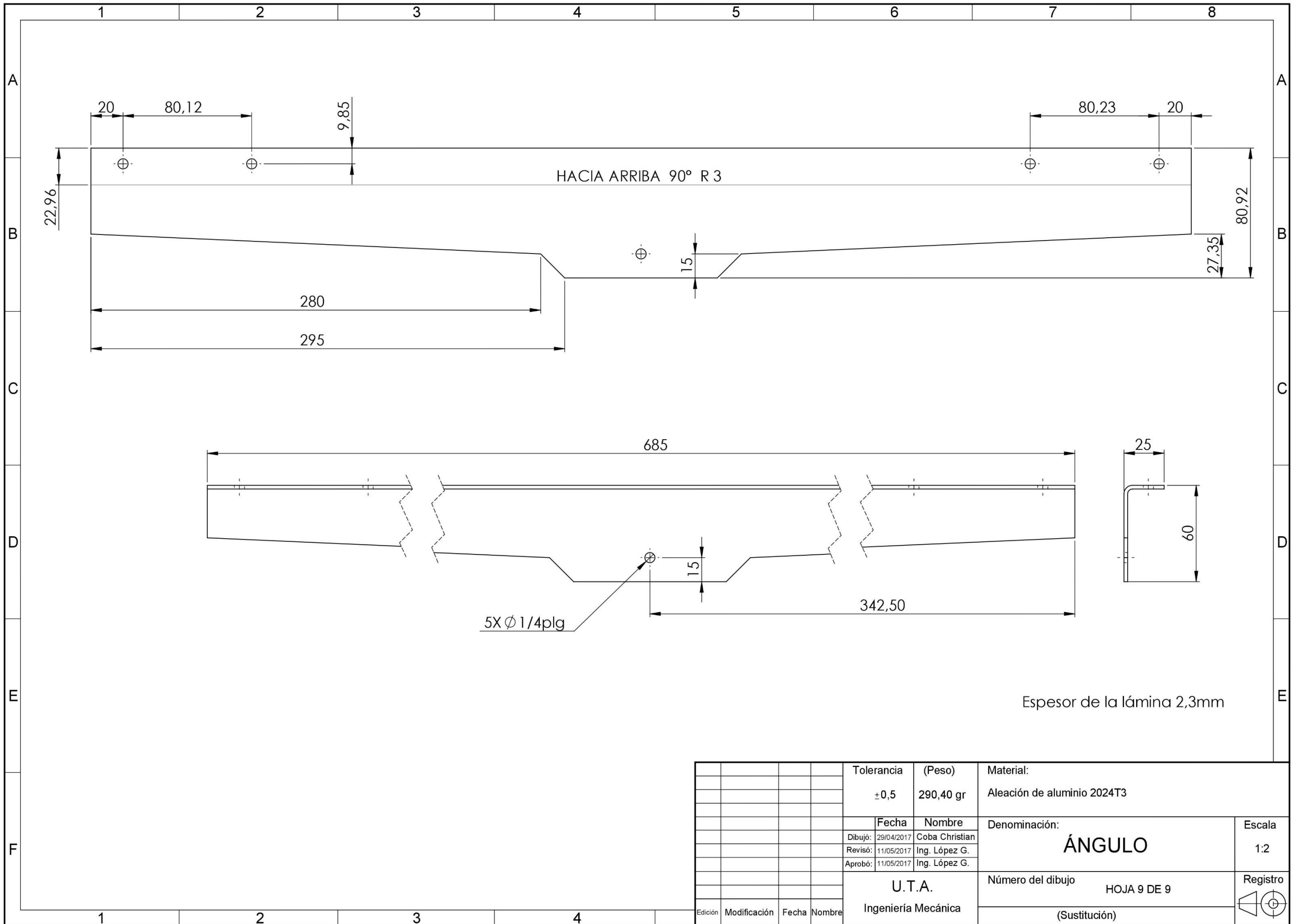


DETALLE A  
ESCALA 1 : 2

Espesor de la placa 6mm

Todos los redondeos R5mm

				Tolerancia	(Peso)	Material:	
				±0,5	1123,43 gr	Aleación de aluminio 2024 T3	
					Fecha	Nombre	Denominación:
				Dibujó:	29/04/2017	Coba Christian	<b>BASE CENTRAL</b>
				Revisó:	11/05/2017	Ing. López G.	
				Aprobó:	11/05/2017	Ing. López G.	
				U.T.A.		Número del dibujo	Escala
				Ingeniería Mecánica		HOJA 8 DE 9	1:5
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				Registro
							(Sustitución)



Espesor de la lámina 2,3mm

					Tolerancia	(Peso)	Material:
					±0,5	290,40 gr	Aleación de aluminio 2024T3
					Fecha	Nombre	Denominación:
					Dibujó: 29/04/2017	Coba Christian	<b>ÁNGULO</b>
					Revisó: 11/05/2017	Ing. López G.	
					Aprobó: 11/05/2017	Ing. López G.	
					U.T.A.		Número del dibujo
					Ingeniería Mecánica		HOJA 9 DE 9
							Registro
							(Sustitución)



## ARTÍCULO TÉCNICO

UTA. FICM. Proyecto técnico.

---

## DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SOPORTE PARA EL SENSOR ELECTRO-ÓPTICO SEO-D1 A SER INSTALADO EN EL HELICÓPTERO TH 57 DE LA FAE, PARA LOGRAR LA MÍNIMA AFECTACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL.

Christian Danilo Coba Gavilánez  
cobacd@gmail.com

### RESUMEN:

El proyecto técnico se desarrolló de acuerdo a los requerimientos del Departamento de Diseño del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana CIDFAE; se ha iniciado con revisiones de investigaciones previas y trabajos realizados, planteando y seleccionando la mejor alternativa de diseño según las especificaciones, criterios y restricciones.

Con el diseño preliminar se realiza un análisis mecánico de esfuerzos de los elementos críticos, posteriormente la simulación de fluidos en la estructura en condiciones críticas de operación.

Con este estudio se realiza el análisis estático considerando las fuerzas aerodinámicas, traslacionales y rotacionales, considerando los factores de seguridad establecidos por FAR (Federal Aviations Regulations), y de frecuencias y fatiga.

Se realiza la optimización del material en áreas de menor sollicitación. Posteriormente se realiza la construcción del soporte utilizando maquinaria disponible en el CIDFAE, principalmente el soporte se compone de elementos mecanizados y doblados.

Se verifica las dimensiones de la estructura para el ensamble del Sensor electro-óptico SEO-D1 y el fuselaje de la aeronave. Se proporcionan las especificaciones técnicas de instalación y mantenimiento del soporte estructural.

### ABSTRACT:

The technical project was developed according to the requirements of the Design Department of The Research and Development Center of The Ecuadorian Air Force CIDFAE; It has begun with reviews of previous research and work done, proposing and selecting the best design alternative according to specifications, criteria and restrictions.

With the preliminary design a mechanical analysis of stresses of the critical elements is carried out, later the simulation of fluids in the structure under critical conditions of operation.

With this study the static analysis is performed considering the aerodynamic, translational and rotational

forces, considering the safety factors established by FAR (Federal Aviation Regulations), frequencies and fatigue. Optimization of the material is performed in areas of lesser demand. Later the construction of the support is made using machinery available at the CIDFAE, mainly the support is composed of mechanized and folded elements.

The dimensions of the structure for the assembly of the optical sensor SEO-D1 and the airframe of the aircraft are verified. Technical specifications for installation and maintenance of the structural support are provided.

### PALABRAS CLAVE:

Helicóptero TH 57, sensor electro-óptico SEO-D1, Fuerzas aerodinámicas, traslacionales y rotacionales, peso y balance, factor de seguridad.

### KEY WORDS:

Helicopter TH 57, electro-optical sensor SEO-D1, Aerodynamic, translational and rotational forces, weight and balance, safety factor.

## 1 INTRODUCCIÓN

El centro de Investigación CIDFAE es uno de los organismos encargado en brindar el apoyo técnico y tecnológico a los requerimientos de la Fuerza Aérea Ecuatoriana. El helicóptero TH 57 de la FAE ubicado en la Base Aérea Simón Bolívar, Escuadrón de Combate 2212, Ala de Combate No. 22. Empleado en reconocimiento aéreo, vigilancia, apoyo humanitario, están preparados para aterrizar en zonas sin accesibilidad por carretera.

A esta aeronave se requiere instalar un sensor electro-óptico (SEO-D1), desarrollado en el CIDFAE, para ello se pide diseñar y construir un soporte para la cámara que sea compatible en anclaje del SEO-D1, así como también con el fuselaje del helicóptero sin que afecte la aerodinámica ni la estructura de la aeronave. Permitiendo así que el helicóptero tenga un complemento más, que ayude en las operaciones a las cuales sea necesario su intervención.

La Tabla 1 indica las especificaciones técnicas del helicóptero TH 57.



Figura 1. Helicóptero TH 57 [1].

Tabla 1. Especificaciones técnicas helicóptero TH 57.

Tripulación + pasajeros	1piloto + 4 pasajeros
Longitud	12.11m
Altura	2.83m
Peso vacío	1625lb
Carga útil máxima	1400lb
Carga útil externa máxima	1500lb
Peso máximo de despegue	3198 lb
Velocidad máxima	225km/h
Velocidad de crucero	214km/h
Alcance	732km
Techo de vuelo	5000m

Fuente [1].

En la Tabla 2 se observan las especificaciones técnicas del sensor electro-óptico SEO-D1.

Tabla 2. Especificaciones técnicas sensor electro-óptico SEO-D1.

Peso	10 lb
Rango de giro	360°
Rango de elevación	+30° a -120°
Velocidad de giro	0-30°/seg
Aislamiento de vibración incorporado	
Sensores:	
Imagen térmica	
Luz baja	
Localizador láser	
Iluminador láser	

Fuente: [1].

El centro de Investigación CIDFAE es uno de los organismos encargado en brindar el apoyo técnico y tecnológico a los requerimientos de la Fuerza Aérea, el proyecto técnico requiere que el SEO sea instalado en una estructura diseñada ubicada en el fuselaje (piso) de la aeronave de tal manera que los anclajes de la estructura estén ubicados en los puntos que tiene por defecto la

aeronave para colocación de pernos como se observa en la Figura 2.

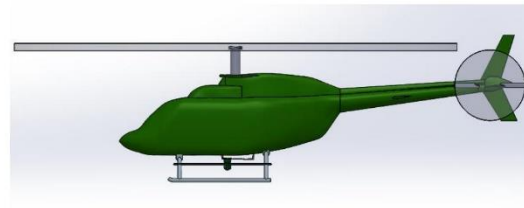


Figura 2. Esquema de la instalación del SEO en el exterior de la aeronave.

Para el diseño del soporte se analiza aspectos aerodinámicos, estructurales y de manufactura.

## 2 DESARROLLO

### 2.1 SELECCIÓN DE ALTERNATIVAS

#### Especificaciones del sistema a diseñar:

##### Funciones:

- Soportar cargas externas. (Peso SEO, aerodinámica).
- Permitir el anclaje de SEO.
- No afectar el vuelo (peso y balance).
- Reducir las vibraciones al elemento soportado.
- Ofrecer una posición final horizontal al SEO.

##### Criterios:

- Menor costo de construcción.
- Mayor seguridad
- Mayor facilidad de construcción
- Liviano
- Capacidad de reciclado

##### Restricciones:

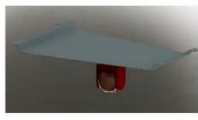


- Altura máxima de la instalación 350mm
- Puntos de anclaje fijo

#### Planteamiento de soluciones:

Con las especificaciones del sistema a diseñar establecidos, se plantea cuatro soluciones las cuales cumplen con los requerimientos dispuestos para el diseño. La Tabla 3 presenta las alternativas planteadas.

Tabla 3. Alternativas de diseño planteadas.

Soluciones planteadas	
1	<p>Estructura compuesta de 14 elementos unidos mediante empinado los elementos básicos utilizados son: tubo rectangular, platina, platina doblada.</p>

2		Estructura compuesta de 1 elemento el elemento básico utilizado es: plancha lisa doblada.
3		Estructura compuesta de 9 elementos unidos mediante empernado los elementos básicos utilizados son: lámina doblada, elementos mecanizados.
4		Estructura compuesta de 9 elementos unidos mediante empernado los elementos básicos utilizados son: tubo rectangular, platina, platina doblada, plancha lisa.

Fuente: Autor.

La mejor alternativa de diseño fue la opción (3), por tener una ponderación más alta en cuanto al cumplimiento de las especificaciones de diseño planteadas.

En la Figura 3 se presentan los nombres de los componentes del soporte estructural para el SEO D1, con los cuales se trabaja.

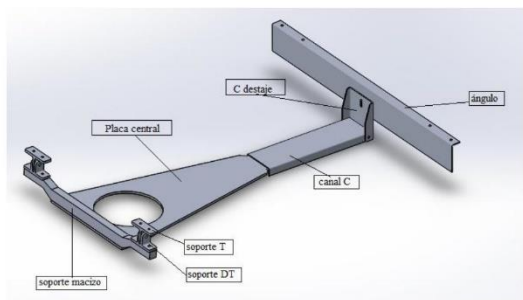


Figura 3. Componentes del soporte para el sensor electro-óptico SEO-D1.

#### Material.

La selección del material se realizó tomando en cuenta lo siguiente:

- Propiedades del material
- Costo y disponibilidad
- Apariencia, vida de servicio, reciclamiento.

Siendo el material más óptimo el aluminio usualmente utilizado en la industria aeronáutica: Aluminio 2024 T3, 6061 T4.

Se ejecutan cálculos de los elementos de anclaje de la estructura de forma simplificada, y estableciendo así unos espesores preliminares de los componentes de la estructura.

Los elementos “T” tienen un espesor de 6 mm; la placa central 3,5 mm; los elementos doblados 2,3 mm.

## 2.2 ANÁLISIS AERODINÁMICO

### DETERMINACIÓN DE CARGAS

Como se indica en [5], las cargas analizadas para la estructura en operación son:

**Cargas aerodinámicas:** Producidas por el movimiento (Helicóptero-aire), es decir presión que ejerce el viento en la estructura.

Factor de seguridad FS=1.5 utilizado para análisis aerodinámico según: (FAR: 29.303: safety factor). Componentes de: Fuerzas transversal, vertical, drag.

$$F_x = f_x * 1.5; \quad F_y = f_y * 1.5 \quad F_z = f_z * 1.5$$

**Cargas traslacionales:** Provocadas por la fuerza de gravedad es decir el peso.

Se requiere un factor de carga FS=3.5 (FAR 29: 29.337: Limit maneuvering load factor)

$$F_x = F_y = F_z = m * g * 3.5$$

Donde:

*m*: masa

*g*: gravedad

**Cargas rotacionales:** Producidas por el movimiento rotacional del SEO,

Factor de seguridad FS=1.5 (FAR: 29.303: safety factor)

$$F_{Rx} = m * w^2 * r_x * FS \quad F_{Ry} = m * w^2 * r_y * FS$$

Donde:

*m*: masa

*w*: velocidad angular

*r*: radio

La Tabla 4, indica los parámetros principales para el posterior análisis de fluidos computacional, en las tres alturas establecidas.

Tabla 4. Parámetros para el análisis de fluidos.

Parámetro	Magnitud	Unidad
Altura de operación	$h_1 = 3500$	m
	$h_2 = 4500$	
	$h_3 = 5000$	
Temperatura	$T_1 = 265,42$	K
	$T_2 = 258,93$	
	$T_3 = 255,69$	
Presión	$P_1 = 65780$	Pa
	$P_2 = 57752$	
	$P_3 = 54048$	
Velocidad de viento	$v_1 = 12,66$	m/s
	$v_2 = 6,35$	
	$v_3 = 8,46$	
Velocidad aeronave	$v_h = 62,5$	m/s
Velocidad total axial	$va_1 = 75,16$	m/s
	$va_2 = 68,85$	
	$va_3 = 70,96$	
Velocidad viento cruzado	$vc = 2,572$	m/s

Fuente: Autor.

Tipos de análisis a ejecutar en la simulación CFD. Para las condiciones respectivas de cada altura considerada como indica Tabla 5.

Tabla 5. Simulación de operación.

Operaciones de la aeronave		
No.	Posición de la estructura	Componente de velocidad
1	Frontal al viento	Axial
2	Frontal al viento	Axial y transversal

Fuente: Autor.

La operación más crítica de operación es cuando la aeronave opera a una altura de 3500 m, con la velocidad de viento axial y transversal (viento cruzado), teniendo los siguientes valores de fuerzas aplicadas al soporte.

La Figura 4, indica los componentes de fuerza de la simulación CFD a una altura de 3500 m.

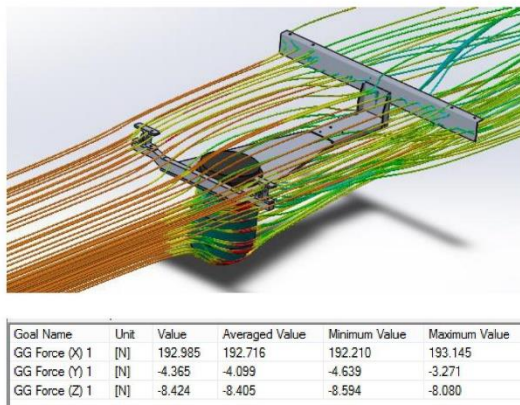


Figura 4. Componentes de fuerza ejercida por el viento.

Utilizando un FS = 1.5 para análisis aerodinámico según: (FAR: 29.303: safety factor).

La Tabla 6 indican las fuerzas ejercidas por el viento resultantes en los 3 ejes.

Tabla 6. Resumen de fuerzas ejercidas por el viento.

Fuerza	Valor [N]	Valor incluido FS [N]
Fx (Drag)	193,145	289,718
Fy (Vertical)	3,271	4,906
Fz (Transversal)	8,080	12,120

Fuente: Autor.

**Fuerzas traslacionales:**

La fórmula para calcular las fuerzas traslacionales son:

$$F_t = m * g * FS$$

m: masa de la torreta y soporte

Entonces:

$$F_t = m * g * FS$$

FS: factor de carga = 3,5

$$m = 4,545 + 2,286kg = 6,831kg$$

$$F_t = 6,831 * 9,81 * 3,5$$

$$F_t = 234,542 [N]$$

**Fuerzas rotacionales:**

$$F_R = m * w^2 * r_x * FS$$

Según las características del SEO-D1, la velocidad en sus dos ejes de giro es:

$$w = 30^\circ/s = 0,524 rad/s$$

$$FS = 1,5$$

$$F_{Rz} = F_{Ry} = 4,545kg * 0,524^2 * 0,08m * 1,5$$

$$F_{Rz} = F_{Ry} = 0,150 [N]$$

**Cargas resultantes**

La Tabla 7, indica en resumen de todas las fuerzas que intervienen en el soporte.

Tabla 7. Cargas resultantes.

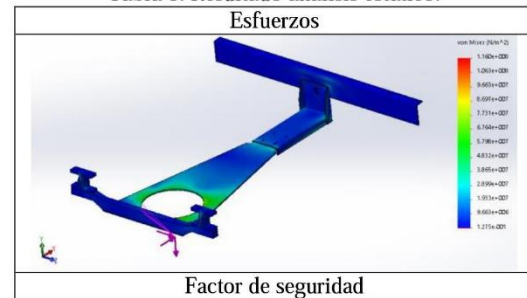
Tipo de carga	Eje de aplicación		
	Eje "x" [N]	Eje "y" [N]	Eje "z" [N]
Aerodinámicas	289,718	4,906	12,120
Traslacionales	234,542	234,542	234,542
Rotacionales	0	0,150	0,150
Total	524,26	239,598	246,812

Fuente: Autor.

**2.3 ANÁLISIS ESTÁTICO.**

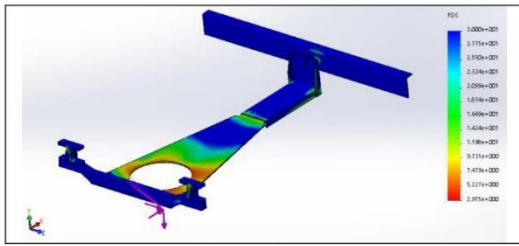
Con las cargas resultantes obtenidas se ejecutó un análisis estático aplicando estas a la posición del centro de masa del sensor electro-óptico SEO-D1, utilizando carga remota en programa especializado. Teniendo los siguientes resultados:

Tabla 8. Resultado análisis estático.



Factor de seguridad





Fuente: Autor.

En la Tabla 8, se indican los resultados del análisis estático siendo el esfuerzo máximo 116 MPa, y el factor de seguridad 2,97.

Se pudo determinar que existe una concentración de esfuerzos en la placa central se realizará el análisis con la placa de espesor igual a 6mm, y considerando el aumento de peso en la carga.

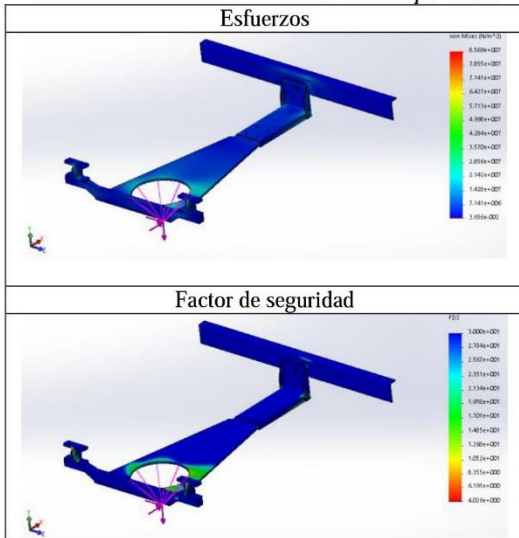
En la Tabla 9 se observa las fuerzas resultantes con la placa central del soporte de 6mm ya que al aumentar el espesor de la placa central aumenta las cargas respecto al peso.

Tabla 9. Cargas resultantes con placa central de 6 mm

Carga [N]	Eje de aplicación		
	Eje x (drag)	Eje y (vertical)	Eje z (transversal)
Total	542,836	258,174	265,388

Fuente: Autor.

Tabla 10. Resultados del análisis estático pl. 6 mm.



Fuente: Autor.

En la Tabla 10, se indican los resultados del análisis estático siendo el esfuerzo máximo 85,69 MPa, y el factor de seguridad 4,02.

El estudio nos indica que el soporte del sensor electro-óptico tiene un factor de seguridad de 2,8 con placa central de 3,5 mm de espesor. Y utilizando una placa central de 6 mm de espesor el factor de seguridad en la estructura es de 4,1.

El diseño se fija con la placa que nos brinda el mayor factor de seguridad.

## 2.4 OPTIMIZACIÓN

Se puede también observar que se tiene zonas con posibilidad de ser optimizadas ya que no son las más afectadas. Se presenta los lugares estratégicos a disminuir material y el correspondiente rediseño.

En la Figura 5, se observa zonas con posibilidad a ser optimizadas en su peso.

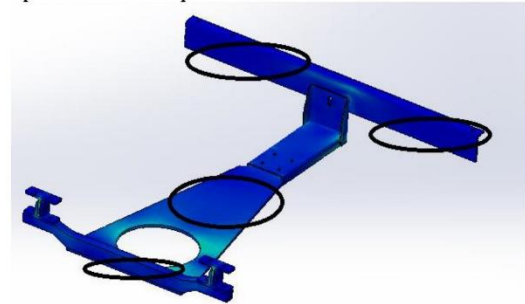


Figura 5. Zonas con menor concentración de esfuerzos.

En la Figura 6, se indican los elementos del soporte disminuidos material en zonas de menor concentración de esfuerzos.

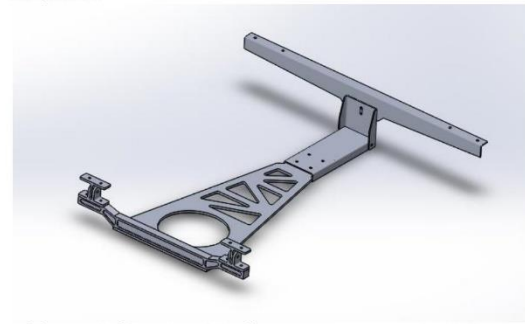
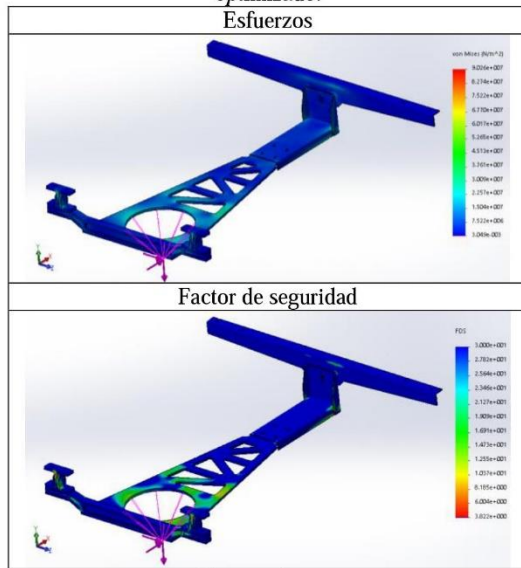


Figura 6. Disminución de peso en zonas estratégicas.

Se realizó el análisis estático del diseño con zonas optimizadas teniendo los siguientes resultados como se observa en la Tabla 11.

Tabla 11. Resultados análisis estático diseño optimizado.



Fuente: Autor.

En la Tabla 11, se indican los resultados del análisis estático siendo el esfuerzo máximo 90,26 MPa, y el factor de seguridad 3,82.

Se determinó así que el factor de seguridad no disminuye, manteniéndose en un valor de 4, validando así la optimización ya que se disminuye el peso y se mantiene el factor de seguridad.

## 2.5 ANÁLISIS DE FRECUENCIAS.

De acuerdo a MIL-STD-810F [18] figura 514.5C-11, se muestran las áreas que son perturbadas por las vibraciones en un helicóptero. Mostrando que el lugar de anclaje del soporte del SEO-D1, es afectado por las vibraciones causadas por el rotor principal, como se ve en la Figura 7.

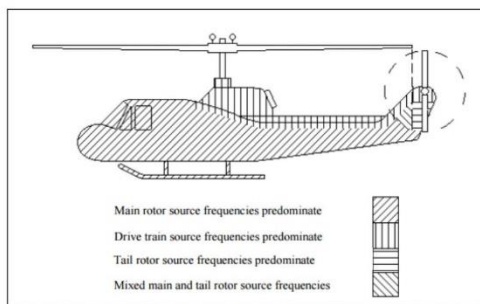


FIGURE 514.5C-11. Helicopter vibration zones.

Figura 7. Zonas de vibración del helicóptero [18].

Según el manual de vuelo del helicóptero bell 206 B3, fija que la vibración a causa del rotor principal es 5.8 Hz.

Las frecuencias resonantes entregadas por programa especializado fue el indicado en la Figura 8.

Nombre de estudio: Estudio de frecuencia 1

Nº de modo	Frecuencia(Rad/seg)	Frecuencia(Hertz)	Período(Segundos)
1	417.23	66.404	0.015059
2	877.53	139.66	0.0071601
3	1062.2	169.06	0.0059152
4	1485.9	236.49	0.0042285
5	2057.4	327.45	0.0030539

Figura 8. Frecuencias de 5 modos.

Utilizando el MIL-STD-810F tabla 514.5C-IV, se determina las frecuencias excitatrices causadas por el rotor principal siendo estas las indicadas en la Tabla 12.

Tabla 12. Frecuencias rotor principal.

Main or Tail Rotor Frequencies (Hz) Determine 1P and 1T from Specific Helicopter or from Table (below).		
$f_1 = 1P$	$f = 1T$	fundamental
$f = n \times 1P$	$f = m \times 1T$	blade passage
$f = 2 \times n \times 1P$	$f = 2 \times m \times 1T$	1st harmonic
$f = 3 \times n \times 1P$	$f = 3 \times m \times 1T$	2nd harmonic

Fuente: [18].

La Tabla 13 muestra los valores de frecuencia para el helicóptero TH 57.

Tabla 13. Valores de frecuencia para helicóptero TH57.

Parámetro	Valor
Número de palas del rotor principal n	2
Frecuencia fundamental del rotor principal f1	5,8 Hz
Frecuencia blade passage $f = n * f1 = 2 * 5,8$	11,6 Hz
1st harmonic $f = 2 * n * f1 = 2 * 2 * 5,8$	23,2 Hz
2nd harmonic $f = 3 * n * f1 = 3 * 2 * 5,8$	34,8 Hz

Fuente: Autor.

Como se indica en [5] con el estudio de frecuencias, se comparan los valores de las frecuencias excitatrices de la tabla 12, y las frecuencias resonantes del estudio de frecuencias se observa:

$$f_{excittrices} < f_{vibración}$$

Las frecuencias excitatrices son bajas respecto a las frecuencias a vibración, por lo que no se presentará resonancia.

## 2.6 ESTUDIO DE FATIGA.

El análisis de fatiga se realiza con las cargas realizadas en el análisis estático anterior, tomando en cuenta las curvas S-N de los materiales involucrados en el soporte.

Para el análisis de fatiga se usan los parámetros iniciales utilizados en [19].

Tensiones alternas: Tensión equivalente de Von Mises.

Corrección de la tensión media: Goodman.

Y un estudio de vida infinita.

De igual manera según [5], se considera una relación de esfuerzos  $R = 0$ , en el suceso de análisis ya que se presenta un ciclo intermitente en el cual hay un estado de esfuerzo máximo cuando el SEO-D1 está instalado y mínimo cuando se retira.

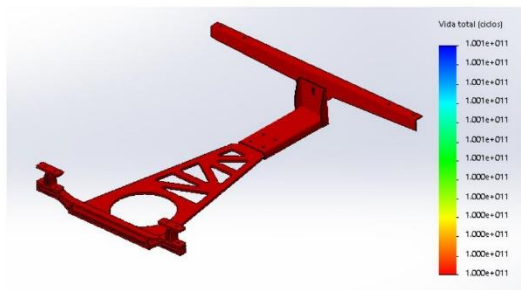


Figura 8. Estudio de fatiga soporte

Con los resultados del estudio de la Figura 8, el soporte tiene un daño mínimo y el número de ciclos mínimo que soporta la estructura es de  $1 \times 10^{11}$ .

## 2.7 PESO Y BALANCE

A continuación se presenta el análisis de peso y balance del helicóptero TH 57 de la FAE, donde se determina la posición del centro de gravedad para los distintos estados de carga que se presentan en un transporte aéreo de esta aeronave y se compara con los límites del centro de gravedad establecidos.

Los datos técnicos y tablas (pesos, brazos, datum, límites de centro de gravedad) se toman del manual de vuelo del helicóptero Bell 206 B3 [23], el cual corresponde al helicóptero TH 57.

### Datos técnicos de peso y balance

#### Datum de la aeronave y distancia al centro de masa de la estructura:

El Datum es el plano vertical imaginario a partir del cual se miden todas las distancias a efectos de balance y determinación del centro de gravedad. La localización de esta referencia la establece el fabricante FS 0. Como se observa en la Figura 10.

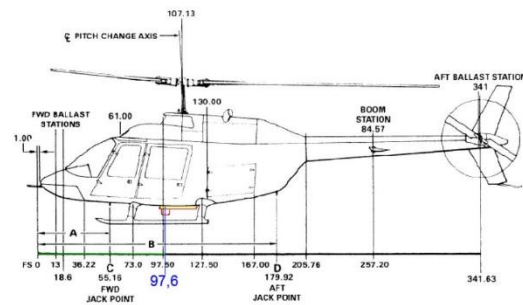


Figura 10. Datum (referencia) y brazo al centro de masa del soporte [23].

### Pesos y brazos de carga:

La Tabla 14, indican los pesos y brazos de carga del helicóptero TH 57.

Tabla 14. Pesos y brazos de carga del helicóptero TH 57.

Weight Empty Derivation	Weight (lb)	Longitudinal		Lateral	
		Arm (ins)	Moment (lb ins)	Arm (ins)	Moment (lb ins)
A/C as Weighed	1716.5	119.5	205095	0.2	424
Delete: Trapped Fuel (JP5)	-3.1	130.0	-403	0.0	0
Usable Oil	-12.3	179.0	-2202	0.0	0
Plumb Bob	-0.3	90.0	-27	-11.0	3
Add: Unusable Fuel (JP5)	10.1	120.0	1212	0.0	0
Battery	34.6	14.7	509	1.0	-35
Nose Ballast	15.0	13.0	195	-2.5	-38
<b>WEIGHT EMPTY</b>	<b>1760.5</b>	<b>116.1</b>	<b>204379</b>	<b>0.2</b>	<b>424</b>
<b>Most Forward C.G.</b>					
Weight Empty	1760.5	116.1	204379	0.2	424
+ Pilot	170.0	65.0	11050	14.0	2380
+ Passenger, Fwd.	170.0	65.0	11050	-11.0	-1870
+ Passenger Aft (3)	510.0	104.0	53040	0.0	0
+ Oil, Engine (MIL-PRF-23699)	12.3	179.0	2202	0.0	0
<b>Total - Most Forward</b>	<b>2622.8</b>	<b>107.4</b>	<b>281720</b>	<b>0.4</b>	<b>934</b>
<b>Most Aft C.G.</b>					
Weight Empty	1760.5	116.1	204379	0.2	424
+ Pilot	170.0	65.0	11050	14.0	2380
+ Passenger Aft (3)	510.0	104.0	53040	0.0	0
+ Full Fuel (JP5)	618.8	118.0	73018	0.0	0
+ Oil, Engine (MIL-PRF-23699)	12.3	179.0	2202	0.0	0
<b>Total - Most Aft</b>	<b>3071.6</b>	<b>111.9</b>	<b>343689</b>	<b>0.9</b>	<b>2804</b>

Figure 8-4. Weight Record — English Units Sample (sheet 1 of 2)

Fuente: [23].

### Límites de centro de gravedad:

Según se indica en [23], los límites del centro de gravedad de la aeronave está en el rango de: 106 – 114,2 [in] (2692,4 – 2900,7mm). En la figura 10, se indica el área de la posición que debe tener el centro de gravedad con respecto al peso bruto.

El método de cálculo del centro de masa se realiza en tablas donde se coloca el peso individual de los elementos a transportar, el brazo que es la distancia del Datum al centro de gravedad de cada elemento, la columna de momento es la multiplicación del peso y el brazo. Para determinar el centro de gravedad del conjunto, se divide el momento total para el peso máximo, obteniendo así la referencia de la posición del centro de gravedad. Como se observa en la Figura 11.

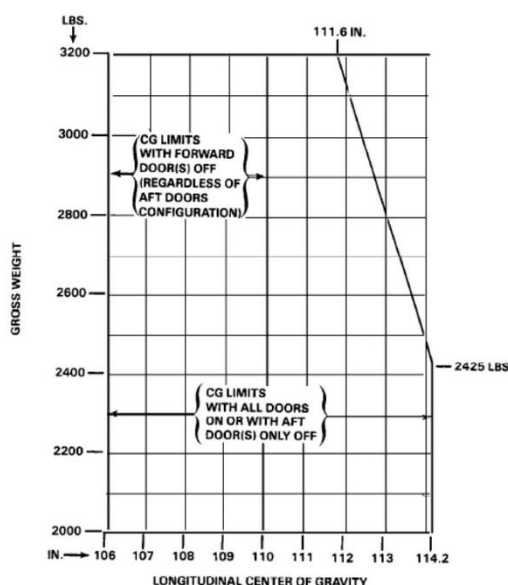


Figura 11. Centro de gravedad de la aeronave de acuerdo al peso bruto [23].

A continuación se indica el peso y brazo de la aeronave en diferentes condiciones de operación de vuelo determinando así la variación de la posición del centro de gravedad y si esta se encuentra en los límites establecidos.

**Condiciones de vuelo comunes:**

Las Tablas 15 a 17 muestran el análisis de peso y balance en condiciones de operación de vuelo comunes.

Tabla 15. Condición de la aeronave con 1 piloto, 2 pasajeros, full combustible sin el soporte y SEO-D1.

	Peso [lb]	brazo [in]	momento [lb-in]
Peso en vacío	1760,5	116,1	204394,1
piloto	170,0	65,0	11050,0
copiloto	170,0	65,0	11050,0
1 pasajero	170,0	104,0	17680,0
combustible [full]	618,8	118,0	73018,4
aceite de motor	12,3	179,0	2201,7
TOTAL	2901,6	110,1	319394,2

Fuente: Autor

Tabla 16. Condición de la aeronave con 1 piloto, 2 pasajeros, full combustible con el soporte, SEO-D1 y equipo.

	Peso [lb]	brazo [in]	momento [lb-in]
Peso en vacío	1760,5	116,1	204394,1
piloto	170,0	65,0	11050,0
copiloto	170,0	65,0	11050,0
técnico encargado SEO	170,0	104,0	17680,0
soporte y SEO D1	15,2	97,6	1486,4
equipo de visualización	4,8	104,0	503,4
combustible [full]	618,8	118,0	73018,4
aceite de motor	12,3	179,0	2201,7
TOTAL	2921,7	110,0	321384,0

Fuente: Autor.

Tabla 17. Condición de la aeronave con 1 piloto, 3 pasajeros, full combustible con el soporte, SEO-D1 y equipo.

	Peso [lb]	brazo [in]	momento [lb-in]
Peso en vacío	1760,5	116,1	204394,1
piloto	170,0	65,0	11050,0
copiloto	170,0	65,0	11050,0
técnico encargado SEO	170,0	104,0	17680,0
1 pasajero	170,0	104,0	17680,0
soporte y SEO-D1	15,2	97,6	1486,4
equipo de visualización	4,8	104,0	503,4
combustible [full]	618,8	118,0	73018,4
aceite de motor	12,3	179,0	2201,7
TOTAL	3091,7	109,7	339064,0

Fuente: Autor.

En todas las condiciones analizadas la aeronave podría volar sin ningún inconveniente de afectación aerodinámica de peso y balance ya que se encuentra en el rango permisible de centro de gravedad de la aeronave según su peso bruto.

**2.8 PARÁMETROS DE MECANIZADO**

Los elementos del soporte del sensor electro-óptico se realizan por medio de mecanizado, se ha calculado los parámetros para su correspondiente manufactura siendo estos los indicados en la Figura 12.

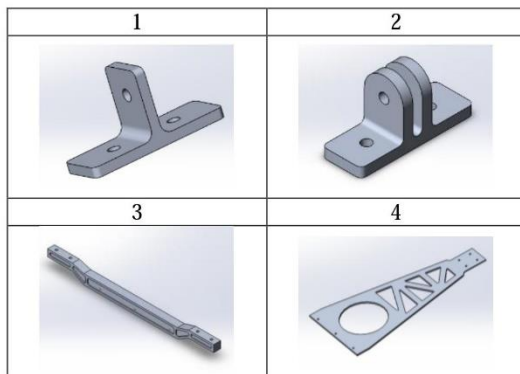


Figura 12. Elementos del soporte mecanizados

Los parámetros de mecanizado se indican en la Tabla 18.

Tabla 18. Parámetros de mecanizado.

Elemento	Proceso		$V_c$ $m/min$	$n$ $rpm$	$f$ $mm/min$
1	Ranura do 10mm	Desbaste	180	2148,6	709
		Acabado	180	2578,3	
	Ranura do 6mm	Desbaste	180	2387,3	787,8
		Acabado	180	2864,8	
	Taladrado ¼ in		100	2506,4	375,9
Acabado superficial 10mm		180	2578,3	709	
2	Ranura do 10mm	Desbaste	180	2148,6	709
		Acabado	180	2578,3	
	Ranura do 6mm	Desbaste	180	2387,3	787,8
		Acabado	180	2864,8	
	Taladrado ¼ in		100	2506,4	375,9
Acabado superficial 10mm		180	2578,3	709	
3	Refrentado	Desbaste	180	537,2	295,5
		Acabado	180	644,6	
	Ranura do 10mm	Desbaste	180	2148,6	709
		Acabado	180	2578,3	
4	Ranura do 6mm	Desbaste	180	2387,3	787,8
		Acabado	180	2864,8	
	Taladrado		100	2506,4	375,9

Fuente: Autor.

### 3 CONCLUSIONES.

Las fuerzas aerodinámicas máximas aplicadas en la estructura se dan cuando el helicóptero opera a una altura de 3500 m, con los respectivos factores atmosféricos de presión y temperatura y la velocidad del viento axial y transversal.

El diseño de la estructura permite que los elementos de anclaje al fuselaje de la aeronave estén en los puntos especificados para la colocación de tornillos, y un ensamble correcto de la estructura, permitiendo así la operación normal del SEO y del helicóptero.

Las fuerzas que representan la mayor carga en la estructura están dadas por el propio peso, ya que su fuerza resultante se aplica en los 3 ejes en el centro de gravedad del sensor electro-óptico para el análisis estático.

Las frecuencias exitatrices causadas por el rotor principal de la aeronave a la estructura soporte, son menores respecto a las frecuencias a vibración por lo que no presentará resonancia.

La manufactura de los componentes principales de la estructura se realizaron por mecanizado, por la compatibilidad del material al proceso y por proporcionar dimensiones exactas a los elementos.

En las 3 condiciones de vuelo comunes de la aeronave [Tabla 3.28], se comprueba que no existe afectación por el peso y balance incluido el peso del soporte y sensor electro-óptico, estando todos estos dentro de los límites permisibles de variación de su centro de gravedad.

Las aleaciones de aluminio de alta resistencia seleccionados para los elementos mecánicos de la estructura: Al 2024 T3, 6061 T4; brinda un factor de seguridad de 3,8 lo cual garantiza la operatividad segura de la estructura.

### 4 REFERENCIAS

- [1] Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana CID-FAE.
- [2] Saulo Cabezas, Luis Cárdenas, "Diseño y construcción de un prototipo de helicóptero no tripulado para monitoreo aéreo en lugares de difícil acceso", Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Sangolquí, 2015.
- [3] María Escobar, "Control de sensores electro ópticos en aviones no tripulados", Universidad Carlos III de Madrid, Madrid, 2010.

- [4] U.S. Department of Transportation, "Helicopter Flying Handbook", 2012. laboratory test, MIL-STD-810F, 2000. Tomado de: <http://snebulos.mit.edu/projects/reference/MIL-STD/MIL-STD-810F.pdf>
- [5] R. Narváez, "Diseño y análisis estructural de la instalación del sistema electro-óptico MX-15I en helicópteros BELL 430" Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, Latacunga, 2014.
- [6] M. Biava, L. Vigevano, "Simulation of a complete helicopter: A CFD approach to the study of interference effects" Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Politécnica de Milano, Milán, 2012.
- [7] Jonathan Vélez, "Diseño y simulación aerodinámica y estructural de un vehículo aéreo no tripulado", Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Sangolquí, 2015.
- [9] J. Santamaría, C. Miravet. (1997). La Electro óptica en las empresas de ingeniería. Vol.: 30. Madrid. Disponible: [http://www.sedoptica.es/Menu\\_Volumenes/Pdfs/13.pdf](http://www.sedoptica.es/Menu_Volumenes/Pdfs/13.pdf)
- [10] Yanus A. Cengel, John M. Cimbala. Mecánica de Fluidos, Fundamentos y aplicaciones. México: Mc Graw Hill, 2006, pp. 185.
- [11] S. Kalpakjian, S.R. Schmid. Manufactura, Ingeniería y Tecnología. Quinta ed. México: Ed. Pearson Educación, 2008.
- [12] Robert C. Juvinall, Kurt M. Marshek. Diseño de elementos de máquinas. Segunda ed. México: Editorial Limusa, 2013.
- [13] Richard G. Budynas, J. Keith Nisbett. Diseño en ingeniería mecánica de Shigley. Novena ed. México: Ed. Mc Graw Hill, 2012.
- [14] Mónica García, Jorge Alcaide, Tomás Gómez, y otros. Fundamentos del diseño en la ingeniería. México: Ed. Limusa, 2010.
- [15] James M. Gere, Resistencia de Materiales, España: Ed. Thomson, 2010.
- [16] Guerrero, V.H., Nuevos materiales, Aplicaciones estructurales e industriales. Ecuador. Imprefepp, 2011.
- [17] Robert L. Mott. Mecánica de fluidos. Séptima ed. México: Ed. Pearson, 2015.
- [18] Department of defense test method standard for environmental engineering considerations and
- [19] Giovanni Pineda. ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LOS PLANOS DE VUELO DEL DIRIGIBLE 27T DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA PARA MEJORAR SU COMPORTAMIENTO MECÁNICO. Universidad Técnica de Ambato. Ambato: 2015.
- [20] L.V. Vanegas. Capítulo 10 Ajustes y Tolerancias. Universidad Tecnológica de Pereira: 2017. Tomado de: <http://blog.utp.edu.co/lvanegas/files/2011/08/Cap10.pdf>
- [21] Steve F. Krar, Arthur R. Gill y Peter Smid, Tecnología de las máquinas herramienta, México, Ed: Alfaomega, 2009.
- [22] N. Larburu. Máquinas Prontuario Técnicas, Máquinas, Herramientas. México: Ed: Paraninfo, 1989.
- [23] Maintenance Manual Volume 2, Bell 206 series. 2013.
- [24] Brandt, Steven A. Introduction to Aeronautics: A Design Perspective. 2da Ed. AIAA Education Series. 2004.