



**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 UNA PLATAFORMA DE LANZAMIENTO PARA  
LA IMPULSIÓN DE UN AVIÓN NO TRIPULADO EN EL CENTRO DE  
INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA  
“CIDFAE”

---

**AUTOR:** Jonathan Patricio Vinuesa Guayaquil

**TUTOR:** Ing. Mg. Oscar Analuiza

**AMBATO – ECUADOR**

**2018**

## **CERTIFICACIÓN DEL TUTOR**

En mi calidad de tutor del trabajo técnico, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico, con el tema: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE LANZAMIENTO PARA LA IMPULSIÓN DE UN AVIÓN NO TRIPULADO EN EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA “CIDFAE”, elaborado por el señor JONATHAN PATRICIO VINUEZA GUAYAQUIL, estudiante de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato

Certifico:

- Que la presente tesis es original de su autor.
- Ha sido revisado cada uno de sus capítulos.
- Es concluida y puede continuar con el trámite correspondiente.

Ambato, julio del 2018

.....

Ing. Mg. Oscar Analuiza

DOCENTE INGENIERÍA MECÁNICA

## **AUTORÍA DE TRABAJO**

Declaro que los criterios expresados en el proyecto técnico denominado: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE LANZAMIENTO PARA LA IMPULSIÓN DE UN AVIÓN NO TRIPULADO EN EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA “CIDFAE”, así como también las ideas, análisis, conclusiones son auténticas y de exclusiva responsabilidad de mi persona como autor del presente proyecto.

Ambato, julio del 2018

## **EL AUTOR**

.....

Jonathan Patricio Vinueza Guayaquil

CI: 0502928583

## **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 proceso de investigación según las normas de la institución.

Sedo los derechos en línea patrimoniales de este Proyecto Técnico con fines de difusión pública, además apruebo la reproducción de este Proyecto Técnico dentro de las regulaciones de las Universidad, siempre y cuando esta reproducción no suponga una ganancia económica y se realice respetando mis derechos de autor.

Ambato, julio de 2018

## **EL AUTOR**

.....  
Vinuesa Guayaquil Jonathan Patricio  
CI: 0502928583

## **APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO**

Los miembros del Tribunal de Grado aprueban el informe del Trabajo Experimental realizado por el egresado Jonathan Patricio Vinueza Guayaquil de la carrera de Ingeniería Mecánica, bajo el tema: “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE LANZAMIENTO PARA LA IMPULSIÓN DE UN AVIÓN NO TRIPULADO EN EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA “CIDFAE”

”.

Ambato, septiembre de 2018

Para constancia firman:

.....  
Ing. Mg. Cesar Arroba

.....  
Ing. Mg. María Belén Paredes

## DEDICATORIA

El presente proyecto va dedicado primeramente a Dios, quien supo guiarme en mi camino y darme fuerzas para culminar mis metas profesionales, al divino niño de Isinche por todas sus bendiciones derramadas en mi trayecto de vida.

A mis padres Patricio Vinueza y Patricia Guayaquil por ser mi fuente de inspiración un modelo a seguir y quienes siempre supieron ayudarme, bendecirme, guiarme para ser un hombre de bien y triunfador. Los amo mucho.

A mis hermanos Alexis, Anita, Bryan, quienes siempre confiaron en mí, me apoyaron en cada paso de mi carrera y estuvieron siempre pendientes de mi logro.

A mi Sobrina Karla Paredes por ser la alegría de casa. A mi abuelita Rosa Segovia quien es como mi segunda madre que supo corregirme desde pequeño y confió en mí por ser un gran profesional.

De forma muy especial a mi Esposa la Ing. Marisol Quishpe, el motor de mi vida quien fue una gran ayuda para la culminación de este proyecto y meta personal.

A mi hijo que viene en camino ya que por el luchare y alcanzare mis metas propuestas tratando de ser siempre el mejor tato espiritual como profesionalmente.

A mis Abuelitos paternos Elena Núñez (+) y Luis Vinueza quienes guardo un cariño y admiración inmenso.

## **AGRADECIMIENTO**

Un agradecimiento infinito a Dios por darme la vida y las fuerzas para culminar mis metas y objetivos propuestos. Agradezco a mi niño de Isinche por ser un símbolo de fe y confianza en el transcurso de mi vida.

A mis padres ya que gracias a ellos me encuentro realizando mi sueño, reconozco su esfuerzo para conmigo el apoyo incondicional brindado, así como sus sabios consejos y fortalezas en mis momentos de debilidad.

A mis hermanos porque aparte de ser un ejemplo de vida y hermandad son un gran apoyo, por sus consejos y confianza deposita en mí les agradeceré eternamente. A mi abuelita ya que gracias a ella soy un hombre de bien, honrado y luchador.

De la misma manera agradezco a mi esposa por su gran apoyo y confianza depositado en mí. Gracias ya que supo estar a mi lado dándome fuerzas durante este proceso de culminación de carrera.

Un agradecimiento a la Universidad Técnica de Ambato por abrirme las puertas de su prestigiosa institución a mis educadores en todo el transcurso de formación como profesional en especial a mi tutor Ing. Mg. Oscar Analuiza, por brindarme sus conocimientos y ser una guía en la realización del proyecto de titulación, al Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana CIDFAE por la apertura brindada y apoyo para que este proyecto se haga realidad.

## ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDOS

PORTADA.....	I
CERTIFICACIÓN DEL TUTOR.....	II
AUTORÍA DE TRABAJO.....	III
DERECHOS DE AUTOR.....	IV
APROBACION DEL TRIBUNAL DE GRADO.....	V
DEDICATORIA.....	VI
AGRADECIMIENTO.....	VII
ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDOS .....	VIII
RESUMEN EJECUTIVO .....	XVIII
ABSTRACT (SUMMARY).....	XX

### CAPITULO I

#### ANTECEDENTES

1.1. Tema.....	1
1.2. Antecedentes.....	1
1.3. Justificación.....	3
1.4. Objetivos.....	4
1.4.1. Objetivo General: .....	4
1.4.2. Objetivos Específicos: .....	5

### CAPITULO II

#### FUNDAMENTACIÓN

2.1. Investigaciones previas.....	6
2.2. Fundamentación teórica.....	7
2.2.1. Reseña histórica.....	7
2.2.1.1. Apogeo mundial .....	7
2.2.1.2. UAV en Latinoamérica.....	9
2.2.1.3. UAV en Ecuador .....	11
a. IAI HERON.....	12
b. IAI SEARCHER MK II.....	12
c. CIDFAE UAV-1-FENIX.....	13
d. CIDFAE UAV-2-HALCON.....	14
2.2.2. Avión no tripulado (UAV) .....	14



2.2.3. Estructura de un avión .....	15
2.2.3.1. Alas .....	15
2.2.3.2. Estabilizador horizontal .....	15
2.2.3.3. Estabilizador vertical .....	15
2.2.3.4. Fuselaje .....	16
2.2.3.5. Motor .....	16
2.2.3.6. Tren de aterrizaje .....	16
2.2.4. Tipos de despegue de aviones no tripulados .....	16
2.2.4.1. Catapulta .....	16
2.2.4.2. Manual .....	17
2.2.4.3. Pista de despegue .....	18
2.2.4.4. Plataforma de lanzamiento .....	18
2.2.4.5. Mecanismo de lanzamiento propio .....	19
2.2.5. Plataformas de lanzamiento .....	19
2.2.6. Tipos de plataformas de lanzamiento. ....	20
2.2.6.1. Clasificación .....	20
a. Tipo de estructura .....	20
<input type="checkbox"/> Estructura compactas .....	21
<input type="checkbox"/> Estructuras reticulares .....	21
b. Tipo de propulsor .....	22
<input type="checkbox"/> Mecánicas .....	22
<input type="checkbox"/> Neumáticas .....	23
<input type="checkbox"/> Hidráulicas .....	24
<input type="checkbox"/> Pirotécnica (Cohete) .....	25

### CAPITULO III

#### DISEÑO DEL PROYECTO

3.1. Selección de alternativas. ....	27
3.1.1. Tipos de estructuras de la plataforma .....	27
3.1.2. Tipo de propulsión .....	32
3.2. Cálculos .....	38
3.2.1. Planteamiento estático .....	38
3.2.2. Diseño de la plataforma .....	39
3.2.2.1. El peso del avión: .....	40
3.2.2.2. Ángulo de la plataforma: .....	41
3.2.2.3. Velocidad del avión: .....	41
3.2.3. Cálculos generales. ....	42
3.2.3.1. Velocidad de sustentación .....	42
3.2.3.2. Tiempo de disparo .....	42
3.2.3.3. Peso de la nave .....	43
3.2.3.4. Impulso .....	43
3.2.3.5. Fuerza de impulsión .....	44

3.2.3.6.	Distancia a recorrer.....	44
3.2.3.7.	Trabajo desarrollado .....	45
3.2.3.8.	Altura de la distancia a recorrer.....	45
3.2.4.	Dimensiones de la plataforma .....	45
3.2.4.1.	Reacciones de la viga .....	48
3.2.4.2.	Reacciones cuando el avión está listo para despegar .....	49
3.2.4.3.	Reacciones cuando el avión está en la mitad de la plataforma.....	51
3.2.4.4.	Reacciones cuando el avión sale de la plataforma .....	53
3.2.5.	Diseño de la viga .....	56
3.2.6.	Cable de tracción .....	63
3.2.7.	Diseño del carro transportador .....	64
3.2.7.1.	Selección de rodamientos carro transportador .....	64
a)	Cálculo del centro de gravedad .....	64
b)	Calculo de masas en los apoyos .....	66
c)	Rodamientos parte frontal .....	66
	<input type="checkbox"/> Vida útil.....	67
	<input type="checkbox"/> Numero de revoluciones.....	67
	<input type="checkbox"/> Carga dinámica equivalente del rodamiento .....	68
	<input type="checkbox"/> Factores de corrección .....	68
	<input type="checkbox"/> Capacidad de carga dinámica .....	69
d)	Rodamientos parte trasera .....	70
	<input type="checkbox"/> Vida útil.....	71
	<input type="checkbox"/> Numero de revoluciones.....	71
	<input type="checkbox"/> Carga dinámica equivalente del rodamiento .....	71
	<input type="checkbox"/> Factores de corrección.....	72
	<input type="checkbox"/> Capacidad de carga dinámica .....	72
3.2.7.2.	Diseño del eje carro .....	73
a)	Resistencia a la fatiga .....	77
3.2.8.	Diseño del sistema de polea frontal.....	78
3.2.8.1.	Polea motriz.....	78
a)	Tipo de material.....	79
b)	Frecuencia natural.....	80
c)	Velocidad angular de la polea .....	81
3.2.8.2.	Selección del rodamiento polea motriz .....	82
a)	Vida útil.....	82
b)	Numero de revoluciones.....	82
c)	Carga dinámica equivalente del rodamiento .....	83
d)	Factores de corrección .....	83
e)	Capacidad de carga dinámica .....	84
3.2.8.3.	Diseño del eje polea motriz .....	85
a)	Resistencia a la fatiga .....	87
3.2.9.	Diseño del sistema de polea retráctil .....	89
3.2.9.1.	Polea doble .....	89

a)	Frecuencia natural.....	89
b)	Velocidad angular de la polea .....	90
3.2.9.2.	Selección del rodamiento polea doble .....	91
a)	Vida útil .....	91
b)	Numero de revoluciones .....	92
c)	Carga dinámica equivalente del rodamiento .....	92
d)	Factores de corrección .....	93
e)	Capacidad de carga dinámica .....	93
3.2.9.3.	Diseño del eje polea doble.....	94
a)	Resistencia a la fatiga .....	96
3.2.10.	Cilindro neumático .....	97
3.2.10.1.	Velocidad del embolo.....	98
3.2.10.2.	Selección.....	98
3.2.11.	Diseño rueda de trinquete .....	99
3.2.12.	Análisis estáticos de los apoyos y viga.....	101
3.2.12.1.	Diseño de la columna .....	101
3.2.12.2.	Diseño de la columna menor .....	104
3.2.12.3.	Análisis MEF de la viga .....	107
3.2.13.	Análisis de diseño en conjunto .....	113
3.3.	Presupuesto.....	116
3.3.1.	Costos directos.....	116
3.3.2.	Costos indirectos .....	119
3.3.3.	Costo final del proyecto.....	120
3.4.	Especificaciones técnicas .....	120
3.4.1.	Especificaciones de la plataforma .....	121
3.4.2.	Manual de funcionamiento .....	122
3.4.2.1.	Generalidades .....	122
3.4.2.2.	Puesta en marcha .....	123
3.4.2.3.	Pistón .....	124
3.4.2.4.	Funcionamiento general .....	125
3.4.2.5.	Tabla de diagnostico.....	125
3.4.2.6.	Equipo básico del operador .....	126
3.4.2.7.	Consejos útiles.....	127
3.5.	Construcción de la plataforma.....	128
3.5.1.	Diagramas de fase.....	128
3.5.2.	Especificaciones de los procesos .....	129
3.5.2.1.	Adquisición del material y taller de insumos. ....	129
3.5.2.2.	Construcción de la estructura .....	129
3.5.2.3.	Torneado de ejes.....	129
3.5.2.4.	Conformado de poleas .....	130
3.5.2.5.	Fresado (Maquina CNC) .....	130

3.5.2.6. Ensamblaje .....	131
3.6. Funcionamiento .....	131
3.6.1. Pruebas de funcionamiento.....	131
3.6.1.1. Prueba inicial .....	132
a) Recolección de datos .....	132
b) Registro de datos .....	134
c) Graficas de error .....	135
3.6.1.2. Prueba N°1 .....	135
a) Recolección de datos .....	136
b) Registro de datos .....	138
c) Graficas de error .....	139
3.6.2. Manual de mantenimiento .....	139
3.6.2.1. Condiciones de servicio especificadas .....	139
3.6.2.2. Lista de repuestos .....	140
3.6.2.3. Instrucciones de montaje .....	140
3.6.2.4. Normas de seguridad .....	140
3.6.2.5. Instrucciones de mantenimiento .....	141

## CAPITULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones.....	143
4.2. Recomendaciones .....	145
BIBLIOGRAFÍA .....	146
ANEXOS.....	149
PLANOS.....	165

## ÍNDICE DE FIGURAS, GRÁFICOS Y TABLAS

### ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Planóforo .....	8
Figura 2 Torpedo Aéreo Curtiss - Sperry .....	9
Figura 3 IAI SEARCHER MK II .....	13
Figura 4 CIDFAE UAV-1-FENIX .....	13
Figura 5 CIDFAE UAV-2-HALCON .....	14
Figura 6 Estructura de un avión.....	16
Figura 7 Mecanismo de lanzamiento tipo catapulta .....	17
Figura 8 Mecanismo de lanzamiento manual .....	17
Figura 9 Mecanismo de lanzamiento propio con rieles de aterrizaje .....	18
Figura 10 Mecanismo de lanzamiento con plataforma para impulso .....	18
Figura 11 Mecanismo de lanzamiento propio tipo helicóptero .....	19
Figura 12 Plataforma de lanzamiento para Aviones no tripulados.....	20
Figura 13 Plataforma de lanzamiento compacta.....	21
Figura 14 Plataforma de lanzamiento reticular.....	22
Figura 15 Plataforma de lanzamiento mediante elastómeros .....	23
Figura 16 Especificaciones técnicas de la plataforma con elastómeros .....	23
Figura 17 Plataforma de lanzamiento tipo neumática .....	24
Figura 18 Plataforma de lanzamiento tipo hidráulica.....	25
Figura 19 Plataforma de lanzamiento con propulsión cohete.....	26
Figura 20 Diagrama de cuerpo libre .....	39
Figura 21 Modelo UAV Factory .....	40
Figura 22 Datos técnicos Modelo UAV Factory .....	41
Figura 23 Diagrama de Plataforma Prediseñada .....	46
Figura 24 Diagrama de Plataforma.....	46
Figura 25 Detalle posterior del diagrama de la plataforma prediseñada .....	47
Figura 26 Detalle delantero del diagrama de la plataforma prediseñada .....	47
Figura 27 Diagrama de Cuerpo Libre – Distancia – Ángulo.....	48
Figura 28 Diagrama de Cuerpo Libre – Distancia – Altura .....	49
Figura 29 Diagrama de Cuerpo Libre – Dimensiones .....	49
Figura 30 Diagrama de Cuerpo Libre – Reacciones.....	49
Figura 31 Triangulo de Reacciones en B .....	50
Figura 32 Diagrama de Cuerpo Libre 2 – Reacciones.....	51
Figura 33 Diagrama de Cuerpo Libre 3 – Dimensiones Fuente: Autor.....	53
Figura 34 Diagrama de Cuerpo Libre 3 – Reacciones.....	54
Figura 35 Resumen de Reacciones .....	56
Figura 36 Diagrama y Dimensionamiento de la Viga .....	57
Figura 37 Diagrama de Fuerzas X Y .....	57
Figura 38 Cargas generadas de la Viga 60x60x3 .....	61
Figura 39 Centro de gravedad .....	65

Figura 40 Posición longitudinal del centro de gravedad .....	65
Figura 41 Factor f resistencia a la fatiga.....	77
Figura 42 DCL eje de carro .....	78
Figura 43 Polea Motriz .....	79
Figura 44 DCL eje de la polea frontal .....	88
Figura 45 Polea doble .....	89
Figura 46 DCL eje de polea doble.....	97
Figura 47 Rueda Trinquete .....	99
Figura 48 Fuerza.....	102
Figura 49 Tensiones en escala de VON Misses. ....	102
Figura 50 Desplazamiento en mm .....	103
Figura 51 Deformación.....	103
Figura 52 Coeficiente de seguridad. ....	104
Figura 53 Asignación de cargas.....	105
Figura 54 Tensiones en escala de VON Misses .....	105
Figura 55 Desplazamiento en mm .....	106
Figura 56 Deformación.....	106
Figura 57 Coeficiente de seguridad .....	107
Figura 58 DCL para análisis MEF.....	108
Figura 59 Determinación de las Fuerzas .....	108
Figura 60 VON Misses 1 .....	109
Figura 61 VON Misses 2 .....	109
Figura 62 Desplazamiento de la viga .....	110
Figura 63 Deformación de la viga 1 .....	110
Figura 64 Deformación de la viga 2 .....	111
Figura 65 Coeficiente de seguridad .....	111
Figura 66 Asignación de cargas.....	113
Figura 67 Tensiones en escala de VON Misses .....	114
Figura 68 Desplazamiento en mm .....	115
Figura 69 Deformación.....	115
Figura 70 Coeficiente de seguridad .....	116
Figura 71 Estructura armada .....	123
Figura 72 Pistón de Trabajo.....	124
Figura 73 Partes del pistón de trabajo .....	124
Figura 74 Diagrama de fase construcción .....	128
Figura 75 Maqueta Avión UAV .....	132
Figura 76 UAV Táctico .....	136

## ÍNDICE DE GRÁFICOS

Gráfico 1 Promedio de velocidades lanzamientos prueba inicial.....	133
Gráfico 2 Promedio de tiempos lanzamientos prueba inicial.....	133
Gráfico 3 Velocidad prueba inicial % error.....	135
Gráfico 4 Tiempo prueba inicial % error .....	135
Gráfico 5 Promedio de tiempo lanzamientos prueba N°1 .....	136
Gráfico 6 Promedio de velocidades lanzamientos prueba N°1.....	137
Gráfico 7 Velocidades prueba N°1 % error .....	139
Gráfico 8 Tiempo prueba N°1 % error .....	139

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Características de evaluación tipos de estructura .....	29
Tabla 2 Ponderación de características de evaluación tipos de estructura .....	29
Tabla 3 Costo tipos de estructura .....	30
Tabla 4 Tiempo de ensamblaje tipos de estructura.....	30
Tabla 5 Tiempo de vida tipos de estructura.....	30
Tabla 6 Complejidad de diseño tipos de estructura.....	31
Tabla 7 Tecnología tipos de estructura.....	31
Tabla 8 Espacio tipos de estructura .....	31
Tabla 9 Manejo tipos de estructura.....	31
Tabla 10 Solución tipos de estructura .....	32
Tabla 11 Características de evaluación tipos de propulsión.....	35
Tabla 12 Ponderación características de evaluación tipos de propulsión.....	35
Tabla 13 Costo tipos de propulsión .....	36
Tabla 14 Fuerza de impulsión tipos de propulsión.....	36
Tabla 15 Peso tipos de propulsión.....	36
Tabla 16 Efectividad tipos de propulsión .....	37
Tabla 17 Mantenimiento tipos de propulsión.....	37
Tabla 18 Manejo tipos de propulsión .....	37
Tabla 19 Solución tipos de propulsión .....	38
Tabla 20 Solución general del método de selección de alternativas .....	38
Tabla 21 Selección del Ángulo UAV FACTORY Ltda. ....	41
Tabla 22 Valores del diseño .....	46
Tabla 23 Resumen de Reacciones .....	56
Tabla 24 Tuberías Estructural.....	60
Tabla 25 Factores Mínimos de Seguridad para Cables de Acero.....	63
Tabla 26 Ficha Técnica de Cable de Acero .....	64
Tabla 27 Masa en los apoyos del avión.....	66
Tabla 28 Vida útil rodamientos SKF.....	67
Tabla 29 Valores para el factor de ajuste de la vida a l .....	68
Tabla 30 Rodamientos de bolas.....	70
Tabla 31 Rodamientos de bolas.....	73
Tabla 32 Factores de modificación factor a.....	75
Tabla 33 Factores de modificación factor kb .....	75
Tabla 34 Factor de modicación de temperatura.....	76
Tabla 35 Factor de modificación de confiabilidad .....	76
Tabla 36 Propiedades de Cables de Acero .....	79
Tabla 37 Material de la Polea .....	80
Tabla 38 Rodamientos de bolas.....	85
Tabla 39 Rodamientos de bolas.....	94
Tabla 40 Cilindros Normalizados.....	99
Tabla 41 Factor de diseño.....	104



Tabla 42 Factor de diseño.....	107
Tabla 43 Factor de diseño.....	112
Tabla 44 Valoración resultados de software .....	112
Tabla 45 Factor de diseño.....	116
Tabla 46 Materia Prima .....	117
Tabla 47 Mano de Obra Directa .....	119
Tabla 48 Costos Indirectos .....	119
Tabla 49 Costo Final .....	120
Tabla 50 Especificaciones Técnicas de la plataforma .....	121
Tabla 51 Tabla de Diagnostico.....	125
Tabla 52 Especificaciones de los aviones .....	127
Tabla 53 Parámetros de corte para torneado .....	130
Tabla 54 Parámetros de corte para fresadora.....	131
Tabla 55 Recolección de Datos Prueba inicial .....	132
Tabla 56 Registro de Datos Prueba inicial .....	134
Tabla 57 Recolección de Datos Prueba N°1 .....	136
Tabla 58 Registro de Datos Prueba N°1 .....	138
Tabla 59 Mantenimiento.....	141

## **RESUMEN EJECUTIVO**

El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana CIDFAE creado en 1998 ha venido realizando proyectos de investigación aeronáutica concernientes a misiones de vigilancia tanto civiles como militares, uno de los proyectos más favorables en dicha empresa es la creación de prototipos de aviones ultraligeros manipulados vía radiocontrol los cuales presentan una solución favorable al control y reconocimiento de zonas alejadas en donde el paso vía terrestre es inaccesible.

Los aviones no tripulados UAV se han desarrollado en base a la geometría de los aviones a escala normal copiando sus características tanto en despegue vuelo y aterrizaje, por lo que los aviones ultraligeros deben operar en recintos militares donde posean una pista con longitud considerable para que estos puedan despegar con facilidad y proseguir con su misión.

La fuerza aérea ecuatoriana debido a problemas de control en zonas fronterizas ha visto la necesidad de operar aviones ultraligeros en la frontera, pero debido a que en dichas zonas no existen pistas de despegue ni aterrizaje se ha visto la necesidad de crear sistemas que impulsen el avión en limitados espacios, para dar solución al problema de despegue de los aviones en zonas con espacio limitado este proyecto tiene como objetivo diseñar y construir una plataforma de lanzamiento para la impulsión de aviones ultraligeros.

Para iniciar la investigación del proyecto con respecto al diseño se tomó como parámetros iniciales las recomendaciones de la empresa mencionada, de la misma manera se pudo recolectar más información a través de una empresa extranjera mediante vía virtual como lo es UAV FACTORY Ltda., la misma que es una compañía promedio de desarrollo de fuselaje no tripulado, de Europa, ubicado en Jaunbridagi, Marupe. [1]

Adicional a la información se ha utilizado la normativa STANAG [2] proporcionada por la empresa, de la misma manera en la fabricación de la estructura se ha realizado con respecto a normativas de construcción y basándonos en el mercado local para la implementación y adquisición de sus componentes.

Después de realizar el diseño y la validación de los planos mediante software se construyó la plataforma y de inmediato se realizó las pruebas especificadas en el proyecto, los resultados de las pruebas realizadas corroboraron al diseño de la estructura ya que el avión a prueba pudo romper la inercia al final de la pista de la plataforma y obtuvo un buen despegue.

Debido a los favorables resultados obtenidos se puede concluir que la implementación de una plataforma de lanzamiento para los aviones no tripulados representa una mejoría en la manipulación de los mismos ya que podrán despegar en espacios limitados sin necesidad de una pista de despegue.

**Palabras clave:** UAV FACTORY, Aviones no tripulados, Software, Despegue, STANAG, Plataforma, Diseño, Validación, Ultraligeros

## **ABSTRACT (SUMMARY)**

The Center for Research and Development of the Ecuadorian CIDFAE Air Force created in 1998 has been carrying out projects concerning aeronautical research missions monitoring both civilian and military, one of the most favorable projects the company is prototyping ultralight aircraft handled via radio which have a favorable control and recognition remote areas where land is inaccessible via step solution.

Drones UAV have been developed based on the geometry of the aircraft full-scale copying its characteristics both takeoff flight and landing, so that ultralight aircraft should operate in military compounds which possess a track with considerable length for these they can take off easily and continue its mission.

Ecuadorian air force due to control problems in border areas has seen the need to operate ultralight aircraft at the border, but because there are no airstrips in these areas or landing has been the need to create systems that drive the airplane in confined spaces, to solve the problem of planes taking off in areas with limited space project aims to design and build a launch pad for driving ultralight aircraft.

To start the research project regarding the design was taken as initial parameters the recommendations of the company mentioned, in the same way could gather more information through a foreign company through virtual path it is as UAVs FACTORY Ltda., It is an average fuselage development company unmanned Europe, located in Jaunbridagi, Marupe. [1]

Additional information has been used STANAG regulations [2] provided by the company, in the same way in the manufacture of the structure has been made regarding building regulations and based on the local market for the implementation and acquisition of its components.

After performing the design and validation of plans by software platform was built and immediately the tests specified in the project was conducted, the results of tests corroborated the design of the structure and the plane tested could break the inertia at the end of the runway of the platform and got a good takeoff.

Because of the favorable results obtained it can be concluded that the implementation of a launching pad for manned aircraft does not represent an improvement in handling them since they can take off in limited without a runway space.

**Keywords:**FACTORY UAV, Unmanned, Software, Takeoff, STANAG, Platform, design, validation, Microlight

# **CAPITULO I**

## **ANTECEDENTES**

### **1.1. Tema.**

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE LANZAMIENTO PARA LA IMPULSIÓN DE UN AVIÓN NO TRIPULADO EN EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA “CIDFAE”

### **1.2. Antecedentes**

Según la página web del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE” indica que:

El centro de investigación y desarrollo fue creado el 4 de Mayo de 1998, teniendo como predecesor al Departamento de Ingeniería Aeronáutica, el cual se creó en el año 1994 en el Centro de Mantenimiento FAE de la ciudad de Latacunga. [3]

Este nace a partir de un requerimiento de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, con el fin de proveer soluciones a los problemas que puedan existir tanto técnico como operacionales de la flota de aviones militares y con ella lograr reducir la dependencia tecnológica extranjera, llegando así a mejorar el poder aeronáutico del Ecuador a través de la autosuficiencia tecnológica, dependiendo de las secciones: Aerodinámica, Estructuras, Materiales Compuestos, Propulsión, Adquisición de Datos, Telemática, Dispositivos Electrónicos, Control, Guiado y Navegación, entre otros. [3] [4]

Se designa a las instalaciones del Aeropuerto Chachoán en Ambato donde funcionaba el ex COS-3, como nuevas instalaciones de este proyecto ya que consta con las

facilidades de infraestructura aeronáutica: condiciones geográficas y meteorológicas óptimas para su desarrollo, considerando también que los ensayos de vuelo son una fase muy importante en el desarrollo de prototipos, sin interferencia con la actividad aeronáutica comercial. [3] [4]

Desde la fecha se empieza la fabricación de aviones ultraligeros los cuales son prototipos de aeronaves no tripuladas (UAV), con características: tácticas, autónomas y enlazadas a una estación de mando y control en tierra (EMCT) que poseen la capacidad de cumplir misiones de vigilancia y reconocimiento además de enviar imágenes y videos en tiempo real. Para complementar la información de los aviones no tripulados se requiere la información de la revista de la Fuerza Aérea Ecuatoriana que indica:

Los aviones no tripulados básicamente se refieren al vuelo de una aeronave sin piloto que constan de procesos tanto terrestres como aéreos los cuales poseen una tecnología que permite, la variación y control de parámetros de vuelo durante la realización de la misión, de la misma manera permite un enlace en tiempo real de video a partir de sensores, el control automático de la aeronave, así como el control independiente de sus sistemas de video y fotografía. [4] [5]

De acuerdo con Santamaría, L. [6] indica que a través del tiempo los vehículos aéreos no tripulados (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) han ido tomando gran importancia en el mundo y de esta manera se está incrementando su desarrollo, debido a que dicha tecnología se está aplicando en tareas civiles, como son filmación aérea, resguardo de zonas protegidas, monitoreo ambiental, entre otras.

Para que un UAV cumpla con su misión existen 3 etapas principales: despegue, seguimiento de trayectoria y aterrizaje, las cuales cambian dependiendo del principio de vuelo. [6]

Concerniente a la temática de lo que representa un avión no tripulado, el despegue de estos es técnicamente similar a los aviones a escala real mediante una pista de larga distancia para que puedan alcanzar la velocidad necesaria y su ascenso.

Los estudios realizados por Samaniego, J. y Pillajo, V. en [7] indican que el despegue normal de los aviones no tripulados se ejecuta desde una pista pero además se han venido construyendo sistemas que simplifiquen esta labor a través de plataformas de

lanzamiento; que expulsan al vehículo por medio de las siguientes formas de propulsión: catapulta, neumática, hidráulica, cohete.

Para el caso del despegue de los aviones no tripulados existen dos inconvenientes, no siempre se cuenta con una pista de despegue o la aeronave no posee tren de aterrizaje, y en el mercado prácticamente no existen dispositivos que apoyen su despegue, por tal razón es que se realiza un lanzamiento de forma manual, el cual implica contar con personal experimentado para tener un despegue exitoso. [6]

Debido a que los aviones no tripulados son fabricados en algunos recintos de la Fuerza Aérea Ecuatoriana donde no se posee una pista de larga distancia, parte la necesidad de poder realizar despegues en lugares sin pista es decir con un espacio limitado para esto se crean los sistemas de impulsión de aviones no tripulados que básicamente son estructuras que le brindan la propulsión necesaria para que estas aeronaves se eleven hacia su vuelo.

Existen dispositivos, llamados plataformas de lanzamiento, que reemplazan al personal que lanza el avión, pero, en la mayoría de los casos, son construidas por los propietarios de los aviones para modelos muy específicos, por lo cual no resultan muy prácticas si se quieren utilizar con otros modelos de aviones, además que un mal diseño puede provocar que las aeronaves se dañen. [6]

Se entiende por plataforma de lanzamiento al mecanismo que permite que un objeto adquiera el impulso necesario, para al ser disparado describa una trayectoria parabólica y pueda sustentarse por sí mismo. [7]

### **1.3. Justificación**

El presente proyecto técnico está orientado al diseño y construcción de una catapulta de impulsión que facilite el lanzamiento de aviones no tripulados en el centro de investigación y desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE”, la misma que debe ser innovadora, resistente y fácil de armar en cualquier tipo de suelo.

El centro de investigación y desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE” se encuentra ubicado en la provincia de Tungurahua, cantón Ambato, en el aeropuerto



Chachoan, el mismo que se encuentra desarrollando proyectos de investigación con aviones no tripulados manipulados a control remoto.

Dichas aeronaves son utilizadas esencialmente para:

- Misiones Militares: Misiones de Inteligencia, Vigilancia de fronteras, Control pesquero
- Misiones civiles: Detección y monitorización de incendios, Vigilancia policial, Control forestal

El presente proyecto está destinado a optimizar el despegue de los aviones no tripulados los cuales están encaminados al desarrollo de la investigación científica y tecnológica aeronáutica y aeroespacial, para mejorar la capacidad operativa de la Fuerza Aérea

El despegue de estos aviones se ejecuta desde una pista, pero se ha visto la necesidad de diseñar sistemas que simplifiquen esta labor a través de plataformas de lanzamiento denominadas “plataformas de lanzamiento”; que expulsen el aeroplano por medio de las siguientes formas de propulsión: catapulta, mecánica, neumática, hidráulica, cohete.

La importancia del mismo consiste en plantear una estructura con un diseño y disposición adecuado que requiera el avión, la cual a su vez debe ser transportable y fácil para manipular en cualquier terreno que se desee y se logre un despegue en espacios limitados.

El correcto funcionamiento de dicha estructura es de vital importancia para la empresa ya que depende de esta para el perfecto despegue y labor del avión, caso contrario dificultaría el lanzamiento del avión y su posible caída.

## **1.4.Objetivos**

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

- Diseñar y construir una plataforma de lanzamiento para la impulsión de un avión no tripulado en el Centro De Investigación Y Desarrollo De La Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE”.

#### **1.4.2. Objetivos Específicos:**

- Determinar los parámetros de diseño correspondientes a la geometría, características del avión no tripulado y el medio en el que se desarrollara.
- Simular el modelo de la estructura en un software 3D para validar su resistencia y obtener los planos estructurales.
- Validar la estructura de la plataforma mediante pruebas de vuelo para ratificar su funcionamiento.

## CAPITULO II

### FUNDAMENTACIÓN

#### 2.1. Investigaciones previas

Entre las investigaciones previas a la realización de este proyecto técnico se puede mencionar a:

➤ Perfiles IDS

Por Carlos Calvo González, Francisco Herranz y Pedro Calvo Aguilar cuyo artículo se basa en la explicación del desarrollo tecnológico de los sistemas de transporte no tripulados (UAV) y su evolución en la sociedad tanto civil como militar, desde el globo aerostático a los aviones no tripulados. [8]

➤ Desarrollo aeroespacial CIDFAE UAV

Por Mayor. Téc. Avc. Lenin Jara el objetivo de este artículo de la revista de la Fuerza Aérea Ecuatoriana es transmitir el avance tecnológico de la investigación sobre las aeronaves no tripuladas (UAV) en el CIDFAE el cual funciona en la ciudad de Ambato, así como también la creación de prototipos que serán usados a futuro como aeronaves de vigilancia e inspección sobre el territorio ecuatoriano. [4]

➤ Vehículos aéreos no tripulados en Latinoamérica

Por Gema Sánchez Jiménez, Manuel Mulero Valenzuela y Erich Saumeth Cadavid los cuales mencionan en su artículo los distintos modelos de aviones no tripulados que se encuentran en Latinoamérica con sus especificaciones técnicas y de vuelo las cuales serán de vital importancia en la investigación de la presente. [9]

➤ Modelización de aeronaves no tripuladas con Simulink

Por Oscar Vila Rovira el objetivo de este trabajo es determinar las características técnicas de vuelo de un avión no tripulado mediante un software de simulación, los cuales arrojaran velocidades de vuelo, pesos, velocidad de despegue, etc. Los cuales contribuirán a la investigación. [10]

➤ Diseño de plataforma de despegue para el vehículo aéreo piloteado por control remoto (RPV) desarrollado en el CIDFAE ala # 12 y construcción de plataforma a escala 1: 5

Por Tnte. Julio R. Samaniego S. y Tnte. Víctor P. Pillajo G. el objetivo del proyecto es una propuesta de plataforma de despegue para aviones no tripulados con un sistema de impulsión con ligas el cual es un referente a la investigación propuesta. [7]

➤ Desarrollo de un sistema inteligente difuso para apoyar el despegue de aviones no tripulados.

Por Luis Ángel Santamaría Padilla su trabajo dispone Obtener una primera propuesta de sistema difuso para determinar condiciones para el despegue de un avión no tripulado (UAV) mediante software y de la misma manera validar sus resultados. [6]

## **2.2.Fundamentación teórica**

### PLATAFORMAS DE LANZAMIENTO PARA IMPULSIÓN DE AVIONES NO TRIPULADOS

#### **2.2.1. Reseña histórica**

##### **2.2.1.1. Apogeo mundial**

Aviones no tripulados “UAV”. -

La idea de poder volar un avión sin tripulantes se remonta en tiempos antiguos incluso desde que inventaron el radio, pero fue en la década de los 60 a finales de la primera guerra mundial donde lograron las primeras misiones en base a radiocontrol para toma de fotografías, identificación de blancos, etc. [5]

Según Gonzales, C., et al. En su publicación de Perfiles IDS indica que Charles Perley creó el primer dispositivo que navegaría por los cielos sin tripulación en el año de 1863, consistía en un globo aerostático el cual estaba programado para que habría su barquilla en el momento preciso para soltar una bomba, dicha idea la patentó en Nueva York y a pesar del impulso que provoco la misma y el recién creado Union Army Balloon Corps, fueron rechazados debido a que la idea de Perley implicaba demasiadas incertidumbres. [8]

En 1870 Alphonse Péanud construyó una maquina voladora de 50 cm de largo impulsada por una banda elástica al cual lo denominó “Planóforo” dicha maquina voladora tuvo éxito en su vuelo en el año 1871(figura 1). [11]

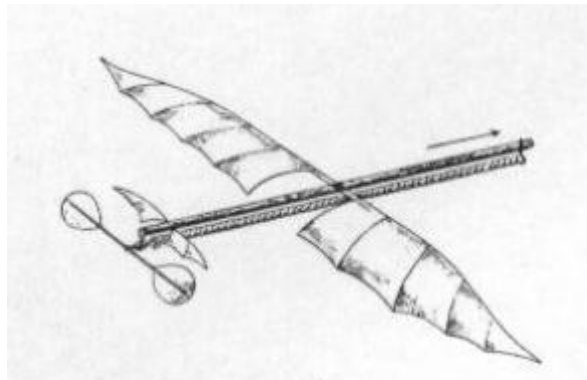


Figura 1 Planóforo

Fuente: [11]

En 1887, un meteorólogo y fotógrafo inglés llamado Douglas Archibald ideó un dispositivo para la toma de fotografías en altura por control remoto mediante el uso de cometas. Esa misma técnica fue utilizada por el francés Arthur Batut y desarrollada posteriormente por el norteamericano George Lawrence, que realizó tomas fotográficas con cometas de la ciudad de San Francisco tras el terremoto de 1906. [8]

A finales del siglo XIX, Nicola Tesla, ingeniero, físico e inventor prolífico, preconizó el uso de ingenios no tripulados o controlados a distancia. Pero fue el inventor y empresario norteamericano Elmer Sperry, junto con su hijo Lawrence y el inventor Peter Cooper Hewitt, los que establecieron las bases tecnológicas del radio control y el guiado inercial. [8] [12]

En 1917 los Sperry y Cooper inventaron un giróscopo estabilizador automático que ayudaba a mantener una aeronave en vuelo estable, recto y nivelado. A partir de estos inventos, el Ejército de Estados Unidos encargó al ingeniero Charles Kettering el diseño de una aeronave que tuviera capacidad de actuar como un torpedo aéreo. El resultado fue el denominado “Kettering Bug” construido por la Dayton-Wright con ayuda de Sperry. [8]

Por su parte, la Armada de los Estados Unidos convirtió un avión de entrenamiento tipo Curtiss N-9 en una aeronave controlada por radiofrecuencia, en la que se instaló una bomba de 300 libras, que se denominó Torpedo Aéreo Curtiss – Sperry (figura 2). Se puede considerar que el nacimiento propiamente dicho de la aviación no tripulada se produjo el 6 de marzo de 1918. [8]

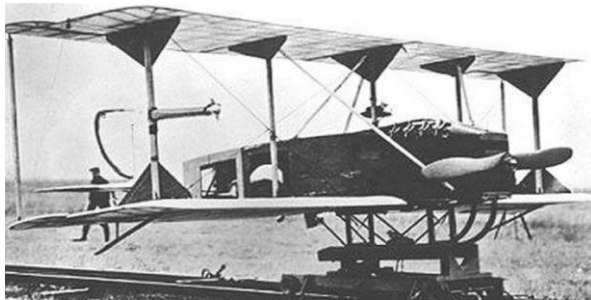


Figura 2 Torpedo Aéreo Curtiss - Sperry

Fuente: [12]

Con el torpedo Aéreo Curtiss - Sperry se inició las tecnologías de aviones no tripulados las cuales serviría para misiones tanto civiles como militares, evolucionando cada día más con nuevos diseños, modelos y maneras de vuelo de los distintos aviones.

#### **2.2.1.2. UAV en Latinoamérica**

En la actualidad en Sudamérica varios países forman parte de las nuevas tecnologías de aviones no tripulados aumentando su autonomía en la aeronáutica ciertos países como: Brasil, Argentina, Colombia, Ecuador, Chile, Uruguay y Venezuela.

Según Sánchez et al. [9] indica que los sistemas que están en fase operativa son principalmente los adquiridos por estos países a empresas fuera del ámbito LATAM, como:

- Israel (IAI, ELBIT, Aeronautics)
- Estados Unidos (General Atomics Aeronautical Systems).
- Irán (denominado “Arpia”)

Algunas de estas empresas han establecido filiales en países como Colombia, Chile, Ecuador y Brasil.

Los países de América Central y del Sur poseen características tanto geográficas como ambientales que hacen que se justifique el uso de aviones no tripulados, por ejemplo. Las características de extensión geográfica, la tipología y topografía del terreno responden en general a áreas muy extensas, densamente forestadas, con grandes variaciones de altitud y climatología, baja densidad de población y climatología diversa, desde ecuatorial a invernal permanente. [9]

Los Sistemas RPAs tendrán un muy amplio campo de aplicación en el área LATAM y requerirán la utilización de varios tipos de sistemas, desde los mini RPAs para Seguridad y Protección Civil: vigilancia de movimientos y eventos ciudadanos (seguimiento de sospechosos, vigilancia de zonas problemáticas, manifestaciones públicas, etc..) y aplicaciones científicas específicas de ámbito geográfico reducido (cultivos, viñedos, recursos naturales). [9] [14]

Para finales del año 2011, y en el marco de un encuentro extraordinario del Consejo de Defensa Suramericano -UNASUR- integrado por la Secretaría General de dicho consejo, los Ministros de la Defensa del continente, acordaban la creación de un grupo de trabajo, que estudiaría el desarrollo y producción de prototipos de vehículos aéreos no tripulados en la región [9] [14]

Dicho encuentro fue una muestra, de cómo el sector de la defensa en Latinoamérica, ha dirigido nueva y recientemente su interés hacia el mercado de los vehículos aéreos no tripulados -VANT- (o sistemas aéreos no tripulados), como medios para aumentar y de paso desarrollar nuevas capacidades destinadas a la adquisición y procesamiento de información del tipo ISR, Inteligencia-Vigilancia-Reconocimiento (ISR por sus siglas en inglés). [9]

Las dinámicas propias en seguridad, han llevado en la práctica a casi todos los estados de la región, a buscar, implementar, ampliar y usar, sistemas aéreos no tripulados, productos tanto de desarrollos nacionales como de compras en el exterior. [14]

Los mismos, vienen entonces siendo utilizados como medios para la obtención de información ISR en tiempo real (a menores costos y riesgos), necesaria para reaccionar de manera rápida y contundente, gracias a la vigilancia y el control de actividades generadoras de inseguridad como el tráfico ilícito de narcóticos, armas y mercancías, en entornos complejos, tales como zonas fronterizas –y rurales- de difícil acceso para la fuerza pública, pero también para comenzar a prevenir situaciones de alteración de la seguridad ciudadana y de la convivencia, cubriendo para ello aéreas estrictamente urbanas. [9] [15]

Por lo tanto, diversas fuerzas de los países antes mencionados empresas comerciales de la región, en diferentes tiempos y épocas, exploraron a través de múltiples iniciativas, prototipos que podrían calificarse como UAV's, que, en algunos casos en particular, marcaron el derrotero de posteriores y continuos avances industriales en esta dirección y hasta el presente.

### **2.2.1.3. UAV en Ecuador**

Según [9], indica que Ecuador con el objetivo de ponerle fin a las continuas pérdidas económicas por el contrabando de combustibles, el gobierno ecuatoriano implemento el Plan de Soberanía Energética en el 2009, para lo cual adquirió dos vehículos Heron y cuatro Searcher, a Israel Aerospace Industries por valores aproximados a los USD 22 millones.

Desplegados por la marina ecuatoriana desde la base aeronaval de Manta, estos modelos son también utilizados en operaciones antinarcóticas, de vigilancia fronteriza y de control de pesca ilícita, a través de vuelos efectuados por lo general a casi 7000 metros de altitud y controlados por un equipo conformado por tres comandantes de misión, seis pilotos, cuatro observadores, tres operadores y dieciséis técnicos para el mantenimiento. [9] [15]

Ambos modelos, integran un sistema de vigilancia aeromarítima con las lanchas y naves interceptoras del Comando de Guardacostas y del Centro de Rescate Marítimo. A continuación, mencionaremos los modelos de UAV que se poseen en el Centro de Investigación y Desarrollo en la actualidad con algunas de sus características:



- a) IAI HERON
- b) IAI SEARCHER MK II
- c) CIDFAE UAV-1-FENIX
- d) CIDFAE UAV-2-HALCON

**a. IAI HERON**

Dos vehículos en la actualidad operativos. El Heron, modelo de la clase Male, tiene una autonomía cercana a las 45 horas (incluso hasta 52), pesa 1150 kilogramos, tiene un techo operacional de 10000 metros, 207 kilómetros por hora de velocidad máxima y 350 kilómetros de radio de acción. Mide 8.5 metros de largo y 16.5 de ancho y es impulsado por un motor Rotax 914.

Brinda la posibilidad de transmitir en tiempo real datos ISR, por data link o satélite y entre los sensores con los que se puede equipar están los EO/IR, SIGINT (señales), COMINT (comunicaciones), IMINT (imágenes), entre otros, así como radares de los tipos SAR GMTI y MPR [9]

**b. IAI SEARCHER MK II**

Cuatro vehículos, presumiblemente operativos en su totalidad, estos modelos despliegan un radar de vigilancia marítimo y puede realizar misiones hasta por 15 horas a velocidades máximas de 350 kilómetros por hora y con radios de acción cercanos a los 200 kilómetros. (Figura3) Tienen casi 6 metros de largo por casi 9 de ancho, pesando 426 kilogramos (45 de carga útil) y son impulsados por un motor Limbach L-550 (47HP) de cuatro tiempos, con techo operacionales de hasta 6000 metros. Los Searcher pueden despegar y aterrizar de manera automática. [9]



Figura 3 IAI SEARCHER MK II

Fuente: [9]

### c. CIDFAE UAV-1-FENIX

Para finales del año 2010, el entonces Ministro de la Defensa, anunciaba la intención de apoyar el diseño y fabricación de UAV de desarrollo nacional (y en convenio con otros países), para ser utilizados por la Fuerza Aérea.

Estas declaraciones volvieron a realizarse en el 2012, pero esta vez desde el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea (CIDFAE), retomando proyectos de finales de los años 90 y más recientes y con el fin de producir vehículos del tipo Male,(Figura 4) anunciándose inversiones cercanas a los US 6.000.000 millones de dólares.



Figura 4 CIDFAE UAV-1-FENIX

Fuente: [9]

#### **d. CIDFAE UAV-2-HALCON**

Prototipo que fue diseñado en 1997 y cuyo desarrollo se mantuvo durante cerca de 5 años, para luego ser abandonado por falta de financiamiento y retomado hace apenas unos tres años.(figura 5) Se estima que una vez finalizado el desarrollo del mismo, este vehículo cercano a los 11 metros de ancho operara de manera automática, en radios de acción de hasta 150 kilómetros y hasta por 8 horas. [9]



Figura 5 CIDFAE UAV-2-HALCON

Fuente: [9]

#### **2.2.2. Avión no tripulado (UAV)**

Definición. -

Adjuntaremos algunas definiciones para tener en claro lo que significa un avión no tripulado y sus usos para la sociedad:

Según [13], La Administración Federal de Aviación (Federal Aviation Administration, FAA), define a una aeronave no tripulada (Unmanned Aerial Vehicle UAV) como aquella que es operada sin la posibilidad de directa intervención humana desde el interior o en la aeronave. [13]

Austin en [14] revela que los UAVs no deben ser confundidas con aeronaves de aeromodelismo o con ‘drones’, como se hace comúnmente en los medios:

- Una aeronave radio controlada de aeromodelismo, es usada sólo por deporte y debe permanecer dentro de la vista del operador, el cual usualmente está limitado a darle instrucciones a la aeronave para subir o descender y girar a la derecha o a la izquierda. [6]
- Un drone, se utiliza para volar fuera de la visión del operador, pero no posee una capacidad de toma de decisiones, cumplen con una misión pre-programada en una ruta pre-programada y regresan a su base. No se comunica y los resultados de la misión, por ejemplo, fotografías, usualmente no se obtienen hasta que es recuperado en la base. [6]
- Un UAV, por otro lado, tendrá una capacidad, mayor o menor, de toma de decisiones. Será capaz de comunicarse con su controlador y regresar datos de carga útil tales como imágenes. También, transmitirá información de su condición, la cual es usualmente referida como ‘housekeeping data’, cubriendo aspectos tales como la cantidad de combustible que posee, la temperatura de sus componentes, etc. [6]

### **2.2.3. Estructura de un avión**

Existen varios tipos y modelos de aviones por lo que no sería correcto estandarizar una estructura única de los mismos, pero en base a Abusleme, A., en su artículo “Control difuso de vehículo volador no tripulado” describiremos las partes esenciales de un avión las cuales toda aeronave posee (figura 6):

#### **2.2.3.1. Alas**

Dicho elemento es principal en una aeronave ya que le dará el mayor sustento en el aire y le servirá para mantenerse a flote en todo el trascurso de su vuelo, en las cuales se instalan los alerones elementos que controlan el balanceo de la aeronave. [15]

#### **2.2.3.2. Estabilizador horizontal**

Se ubica en la cola del avión junto al estabilizador vertical, el estabilizador horizontal es la parte que genera los momentos necesarios para que el avión vuele en línea estable, manteniendo una altitud constante. En dicho estabilizador encontraremos los elevadores o timones de profundidad las cuales controlan el cabeceo del avión. [15]

#### **2.2.3.3. Estabilizador vertical**

A diferencia del estabilizador horizontal, el vertical es el encargado de mantener en cero el ángulo de derrape, lo cual indica que posee el timón de dirección. [15]

#### **2.2.3.4. Fuselaje**

Es la parte donde se apoyan casi todos los elementos principales de una aeronave, es decir: las alas, los estabilizadores, el motor, el tren de aterrizaje, la cabina de los pilotos y su tripulación, etc. [15]

#### **2.2.3.5. Motor**

Esta pieza es la más importante en cuanto a generar el movimiento necesario para que el avión cumpla con su función, genera la propulsión necesaria y así permite que actúen las fuerzas aerodinámicas. [15]

#### **2.2.3.6. Tren de aterrizaje**

Es la pieza donde asienta todo el peso el avión cuando se encuentra en la superficie, es diseñado para la movilidad en tierra además sirve tanto para el despegue como para el aterrizaje del avión. [15]

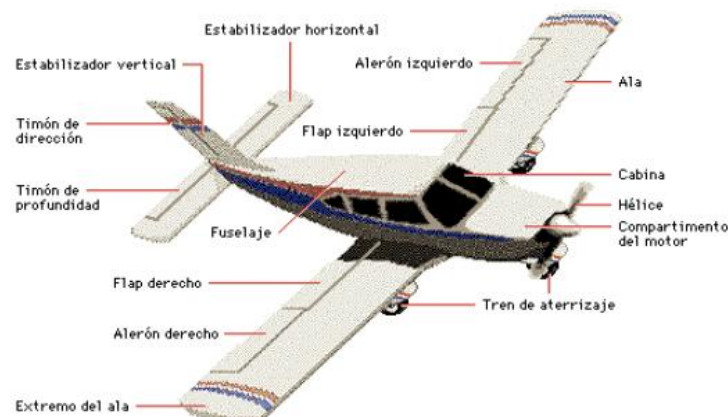


Figura 6 Estructura de un avión

Fuente: [15]

### **2.2.4. Tipos de despegue de aviones no tripulados**

#### **2.2.4.1. Catapulta**

Con un peso de 33.5 libras el UAV Aerosonde tiene un mecanismo de lanzamiento tipo catapulta la cual se encuentra ubicada en la cima del automóvil así adquiriendo más velocidad de despegue aproximada de 60 nudos.



Figura 7 Mecanismo de lanzamiento tipo catapulta

Fuente: [13]

#### **2.2.4.2.Manual**

Con un peso de 4 libras el UAV SkySeer tiene un mecanismo de lanzamiento tipo manual ya que debido a su peso muy ligero no necesita de una alta velocidad de despegue obteniendo así una velocidad de: 24 nudos.



Figura 8 Mecanismo de lanzamiento manual

Fuente: [13]

#### **2.2.4.3.Pista de despegue**

Con un peso de 10.000 libras el UAV Predador B posee un mecanismo de lanzamiento propio es decir posee rieles de aterrizaje las cuales le sirve para adquirir una velocidad de despegue de 220 nudos en una pista de despegue. El mecanismo de despegue de dicho UAV es similar al de un avión comercial mediante una pista esto es debido a su geometría y su peso.



Figura 9 Mecanismo de lanzamiento propio con rieles de aterrizaje

Fuente: [13]

#### **2.2.4.4.Plataforma de lanzamiento**

Con un peso de 38 libras el UAV ScanEagle posee un mecanismo de lanzamiento con una plataforma de lanzamiento tipo neumática la cual le ayuda al UAV a alcanzar una velocidad de despegue requerida por el mismo de 70 nudos.



Figura 10 Mecanismo de lanzamiento con plataforma para impulso

Fuente: [13]

#### **2.2.4.5.Mecanismo de lanzamiento propio**

Con un peso de 3.150 libras el UAV Fire scout posee un mecanismo de lanzamiento propio similar al de un helicóptero con un rotor en la parte superior del mismo, el rotor deberá alcanzar cierta velocidad de 125 nudos para que el UAV despegue.

De los tipos de despegue antes mencionados este trabajo se basará en el estudio de las plataformas de lanzamiento para poder verificar los tipos de plataformas y su eficacia y realizar un diseño eficaz para la construcción de la misma.



Figura 11 Mecanismo de lanzamiento propio tipo helicóptero

Fuente: [13]

#### **2.2.5. Plataformas de lanzamiento**

Definición. -

Según Samaniego, J. y Pillajo, V. en [7], indica que se entiende por plataforma de lanzamiento al mecanismo que permite que un objeto adquiera el impulso necesario, al ser disparado. Por lo tanto, las plataformas de lanzamiento sirven como guía o soporte durante el tiempo necesario para que sus aletas actúen aerodinámicamente y aseguren el rumbo vertical del cohete. [7]

Según [6], indica que las plataformas de lanzamiento son impulsores ya que se consigue que el UAV llegue a la velocidad de despegue en una menor distancia.

Se utiliza principalmente en aviones que no poseen tren de aterrizaje, o cuando no se posee una pista de despegue, este método implica transportar la aeronave y su



plataforma de lanzamiento, además en general se está limitado a la dirección de lanzamiento, por lo que el operador debe posicionar la plataforma de lanzamiento de forma que pueda lanzar el avión con sensatez en el viento. [6]

Con esto se puede concluir que una plataforma de lanzamiento para la impulsión de objetos es una estructura inclinada con un mecanismo diseñado para disparar cuerpos que describan un movimiento parabólico después del contacto con la misma y puedan sustentar su movimiento. De la misma manera dicha plataforma de lanzamiento sirve como una pista de rieles que guían al avión no tripulado hasta alcanzar su velocidad requerida y estabilidad de vuelo.

A continuación, se presenta un esquema de una plataforma de lanzamiento utilizada para aviones no tripulados.



Figura 12 Plataforma de lanzamiento para Aviones no tripulados

Fuente: [16]

## **2.2.6. Tipos de plataformas de lanzamiento.**

### **2.2.6.1. Clasificación**

Según [7] clasifica las plataformas de lanzamiento para la impulsión de un avión no tripulado de la siguiente manera, de acuerdo al:

- a) Tipo de estructura
- b) Tipo de propulsor

#### **a. Tipo de estructura**

Existen dos tipos de Estructuras: Compactas y Reticulares.

- **Estructura compactas**

Para Samaniego y Pillajo en [7] las estructuras compactas para las plataformas de lanzamiento están compuesta por placas y láminas dispuestas de tal manera que conformen un solo cuerpo por lo que el apoyo en el avión estará en el cuerpo del mismo siendo este método más seguro para un agarre efectivo y se obtenga un despegue en condiciones óptimas.



Figura 13 Plataforma de lanzamiento compacta

Fuente: [17]

- **Estructuras reticulares**

Para Samaniego y Pillajo en [7] indica que las estructuras reticulares para la impulsión de un UAV está compuesta por elementos desmontables (vigas o columnas), unidos mediante pernos o pasadores.

Consta de un conjunto de barras que toman la forma de la pista de despegue; las cuales son el apoyo de la aeronave por lo tanto el peso de la misma debe estar bien distribuido para que las alas del avión resistan el impulso y su peso, en esta pista se guiará el fuselaje de la aeronave.



Figura 14 Plataforma de lanzamiento reticular

Fuente: [18]

## **b. Tipo de propulsor**

- **Mecánicas**

Según [7], este sistema de lanzamiento consiste en el uso de una catapulta de elastómeros, con el suficiente coeficiente de elasticidad, longitud acorde a las dimensiones de la pista, y una gran flexibilidad para dar un impulso suficiente a la nave a fin de vencer la fuerza de la gravedad durante los momentos iniciales y llegar a obtener la mínima fuerza de despegue.

La construcción y manipulación de esta plataforma de lanzamiento es básicamente simple debido a que funciona con elastómeros (cauchos, ligas) los cuales darán un impulso mínimo para que el avión no tripulado pueda emprender su vuelo.

Es un método no tan convencional ni recomendable ya que los elastómeros al transcurrir su uso van adquiriendo deformidades y pierden su elasticidad, así como también sus propiedades de flexibilidad y dejando obsoleta a la plataforma de lanzamiento.



Figura 15 Plataforma de lanzamiento mediante elastómeros

Fuente: [19]

### Especificaciones Técnicas:

SCRAB	TaiTec
» Envergadura 1.620 mm.	
» Longitud 1.950 mm.	
» Peso máximo al despegue 30 Kg.	
» 4 kg de carga de pago.	
» 40 min de autonomía.	
» 360 Km/h de velocidad máxima.	
» Hasta 100 km de radio de acción.	
» Lanzamiento mediante rampa de elastómeros.	
» Recuperación por paracaídas.	

Figura 16 Especificaciones técnicas de la plataforma con elastómeros

Fuente: [19]

### • Neumáticas

Para Samaniego y Pillajo, indica que en una plataforma de lanzamiento con sistema neumático se utilizan altas presiones y caudales de aire como elemento propulsor. La plataforma de lanzamiento tendrá una rampa neumática para facilitar el lanzamiento.

Este tipo de plataformas es más utilizado para misiones militares debido a su alta confiabilidad. [7]

Según [20], un sistema de lanzamiento para aviones no tripulados tipo neumático comprende un carro portador del avión, unos medios de propulsión neumática con un cilindro neumático para desplazar el carro portador entre una posición inicial en un extremo de la rampa de lanzamiento y una posición final de despegue en el extremo

opuesto de la rampa de lanzamiento con la ayuda de un cable de tracción fijado al carro portador y a la rampa de lanzamiento, unos medios de alimentación neumática para proporcionar presión neumática a los medios de propulsión y unos medios de freno situados en el extremo de despegue de la rampa de lanzamiento para producir una súbita desaceleración del carro portador del avión y por esta acción de frenado producir el lanzamiento efectivo del avión desde el carro portador. [20]

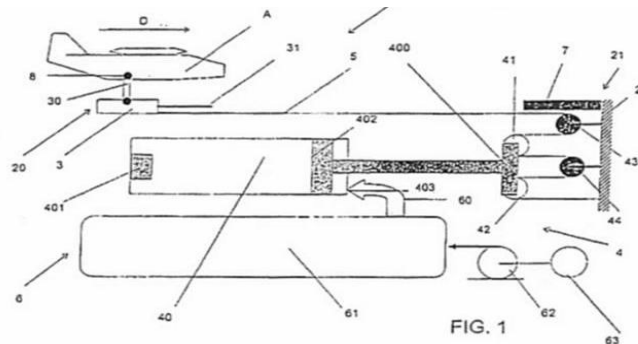


Figura 17 Plataforma de lanzamiento tipo neumática

Fuente: [20]

- **Hidráulicas**

Según Samaniego y Pillajo, las plataformas de lanzamiento tipo hidráulicas están basadas en pistones hidráulicos que suministran la potencia necesaria para lograr un efectivo disparo. La plataforma de lanzamiento tendrá una rampa hidráulica para facilitar el lanzamiento y se utiliza en las misiones de tipo civil y militar. [7]

La ventaja principal es el grado de seguridad operativa y el bajo nivel de ruido. Como desventaja se establece el costo de los equipos y la dificultad para armar y desarmar mientras son desplazados de un lugar a otro, puesto que se corre el riesgo de pérdidas de líquido hidráulico y ajustes durante la operación. [7]



Figura 18 Plataforma de lanzamiento tipo hidráulica

Fuente: [21]

- **Pirotécnica (Cohete)**

Para Samaniego y Pillajo, el elemento propulsor para este tipo de plataformas será un cohete mismo que puede operar mediante combustible sólido, líquido o vapor (agua recalentada). [7]

Principalmente el tipo de propulsión pirotécnica con combustible de vapor genera emisiones bajas en humos y señal infrarroja para que su detección por parte del enemigo sea lo más difícil posible, se utiliza esencialmente en las misiones de tipo militar. [7] [8]

En general, un aspecto importante a considerar es el nivel de ruido que genera y la gran cantidad de combustible que consume para generar el impulso instantáneo.

Esto lo ubica como un elemento altamente contaminante en el entorno de operación.

Como ventajas se puede mencionar su pequeño tamaño y las altísimas velocidades alcanzadas, generalmente supersónicas, aspecto que le ha permitido ampliar su abanico de acción en el campo de lanzamiento de vehículos de exploración espacial y en la aviación supersónica. [7] [8]



Figura 19 Plataforma de lanzamiento con propulsión cohete

Fuente: [22]

## **CAPITULO III**

### **DISEÑO DEL PROYECTO**

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

Como se planteó en la justificación del proyecto la estructura debe tener una disposición adecuada para el avión, la cual a su vez debe ser transportable y de fácil manipulación en cualquier terreno que se desee y se logre un despegue en espacios limitados.

##### **3.1.1. Tipos de estructuras de la plataforma**

Debemos elegir una estructura que sea accesible su transporte fácil su utilización si se la realiza armable debe poseer el mínimo de piezas para que su ensamblaje sea muy básico para esto tenemos dos tipos de estructuras:

- Solución A: Estructura compacta
- Solución B: Estructuras reticulares

##### **A: Estructura compacta**

###### **Ventajas:**

- Estructura formada por un solo cuerpo
- Posee mínimo de piezas para ensamblaje
- Posee excelente geometría para la sujeción del avión
- Transportable a cualquier terreno debido a su bajo peso.

###### **Desventajas:**

- Posee una mínima fijación al suelo.
- Pandeo en la estructura debido a fuertes vientos en terrenos no aptos.



- Inestabilidad en las patas traseras al momento del despegue.

## **B: Estructuras reticulares**

### **Ventajas:**

- Mejor estabilidad y fijación al terreno.
- Distintas maneras de sujeción para la aeronave.
- Buena estabilidad de la estructura al momento del despegue.

### **Desventajas**

- Exceso de piezas para su ensamblaje.
- Alta dificultad para su transporte.
- El proceso de ensamblaje se dificulta al tener excesivas piezas.

## **Características de evaluación**

Para dar validez a los criterios más representativos en la selección de la estructura según su tipo, tenemos los siguientes:

**Costo (A):** La estructura que se va a construir debe tener un costo total moderado e inferior al costo de adquisición del mismo por importación.

**Tiempo de ensamblaje (B):** La estructura debe poseer el mínimo de piezas para que su ensamblaje sea rápido y de la misma manera debe tener un proceso simplificado es decir su ensamblado debe ser sencillo el cual no demore mucho tiempo ni dificulte la operación.

**Tiempo de vida (C):** La estructura debe poseer una larga vida útil antes de aplicar cualquier tipo de mantenimiento ya que se necesita que la estructura esté disponible para los aviones en cualquier momento y las veces que sea necesaria.

**Complejidad de diseño (D):** El diseño propuesto no debe ser muy complejo.

**Tecnología (E):** La estructura debe contar con componentes tecnológicos que faciliten y mejoren el proceso de lanzamiento de los aviones no tripulados.

**Espacio (F):** la estructura no debe exagerarse en el tamaño total de la misma ya que se necesita adecuarla en varios terrenos para su funcionamiento y el terreno que se disponga no siempre va a ser amplio.

**Manejo (G):** Debe ser de fácil manejo para el operario.

### Método ordinal corregido de criterios ponderados

Es un método recomendado, debido a que permite obtener resultados globales significativos, está basado en tablas donde cada criterio se compara con los demás criterios y se asignan valores.

- 1 Si el criterio de las filas es superior o mejor que el de las columnas.
- 0,5 Si el criterio de las filas es equivalente al de las columnas.
- 0 Si el criterio de las filas es inferior que el de las columnas.

Tabla 1 Características de evaluación tipos de estructura

Costo (A):
Tiempo de ensamblaje (B):
Tiempo de vida (C):
Complejidad de diseño (D):
Tecnología (E):
Espacio (F):
Manejo (G):

Fuente: Autor

Tabla 2 Ponderación de características de evaluación tipos de estructura

Costo > Tiempo de ensamblaje > Tiempo de vida > Complejidad de diseño > Tecnología > Espacio > Manejo									
Criterio	A	B	C	D	E	F	G	$\Sigma+1$	Ponderación
A		1	0,5	0,5	1	0,5	1	5,5	0,196
B	0		0,5	1	1	0,5	0,5	4,5	0,161
C	0,5	0,5		1	1	1	1	6	0,214
D	0,5	0	0		0,5	0,5	0,5	3	0,107
E	0	0	0	0,5		0,5	0,5	2,5	0,089
F	0,5	0,5	0	0,5	0,5		0,5	3,5	0,125
G	0	0,5	0	0,5	0,5	0,5		3	0,107
Total								28	1,000

Fuente: Autor

Tabla 3 Costo tipos de estructura

Costo				
Criterio	Estructura compacta	Estructuras reticulares	$\Sigma+1$	Ponderación
Estructura compacta		1	2	0,66666667
Estructuras reticulares	0		1	0,33333333
Total			3	1

Fuente: Autor

Tabla 4 Tiempo de ensamblaje tipos de estructura

Tiempo de ensamblaje				
Criterio	Estructura compacta	Estructuras reticulares	$\Sigma+1$	Ponderación
Estructura compacta		1	2	0,66666667
Estructuras reticulares	0		1	0,33333333
Total			3	1

Fuente: Autor

Tabla 5 Tiempo de vida tipos de estructura

Tiempo de vida				
Criterio	Estructura compacta	Estructuras reticulares	$\Sigma+1$	Ponderación
Estructura compacta		0,5	1,5	0,5
Estructuras reticulares	0,5		1,5	0,5
Total			3	1

Fuente: Autor

Tabla 6 Complejidad de diseño tipos de estructura

Complejidad de diseño				
Criterio	Estructura compacta	Estructuras reticulares	$\Sigma+1$	Ponderación
Estructura compacta		0,5	1,5	0,5
Estructuras reticulares	0,5		1,5	0,5
		Total	3	1

Fuente: Autor

Tabla 7 Tecnología tipos de estructura

Tecnología				
Criterio	Estructura compacta	Estructuras reticulares	$\Sigma+1$	Ponderación
Estructura compacta		0,5	1,5	0,5
Estructuras reticulares	0,5		1,5	0,5
		Total	3	1

Fuente: Autor

Tabla 8 Espacio tipos de estructura

Espacio				
Criterio	Estructura compacta	Estructuras reticulares	$\Sigma+1$	Ponderación
Estructura compacta		1	2	0,66666667
Estructuras reticulares	0		1	0,33333333
		Total	3	1

Fuente: Autor

Tabla 9 Manejo tipos de estructura

Manejo				
Criterio	Estructura compacta	Estructuras reticulares	$\Sigma+1$	Ponderación
Estructura compacta		1	2	0,66666667
Estructuras reticulares	0		1	0,33333333
		Total	3	1

Fuente: Autor

Tabla 10 Solución tipos de estructura

Solución									
	Costo	Tiempo de ensamblaje	Tiempo de vida	Complejidad de diseño	Tecnología	Espacio	Manejo	Total	Prioridad
Estructura compacta	0,131	0,107	0,107	0,054	0,045	0,083	0,071	0,598	1
Estructuras reticulares	0,065	0,054	0,107	0,054	0,045	0,042	0,036	0,402	2

Fuente: Autor

Como solución podemos apreciar que la estructura compacta es la mejor opción para construir nuestra plataforma de lanzamiento debido a su bajo peso y mejor operación.

### 3.1.2. Tipo de propulsión

Para la estructura seleccionada se debe elegir un tipo de propulsión adecuado que soporte la estructura y sea lo suficientemente fuerte para impulsar el avión no tripulado para esto analizaremos los siguientes tipos de propulsión.

- Solución A: Propulsión Mecánica
- Solución B: Propulsión Neumática
- Solución C: Propulsión Hidráulica
- Solución D: Propulsión Pirotécnica

#### A: Propulsión Mecánica

##### Ventajas

- Sistema sencillo muy básico.
- Su fuerza de impulso depende del elastómero seleccionado.
- Se aplica en estructuras conformadas de todo material incluyendo madera, PVC, etc.

### **Desventajas**

- Su fuerza de impulsión depende de la distancia recorrida por la aeronave en la plataforma.
- Se utiliza para aviones extremadamente livianos y pequeños.
- Tiempo de vida limitado ya que el elastómero se deforma muy rápido.

### **B: Propulsión Neumática**

#### **Ventajas**

- Sistema de impulsión muy efectivo.
- La estructura conformada para el lanzamiento sería muy liviana para transportarla.
- Apto para aviones no tripulados pequeños medianos y grandes.

#### **Desventajas**

- Se utiliza solo para misiones militares.
- Requiere alta precisión.
- Requiere un buen diseño para que la potencia de impulsión pueda ser controlada y manipulada en beneficio del proceso.

### **C: Propulsión Hidráulica**

#### **Ventajas**

- Alto grado de seguridad operativa
- Bajo nivel de ruido.
- Alta precisión en el sistema de impulsión.

#### **Desventajas**

- Costo de los equipos.
- El peso de la estructura conformada para el lanzamiento sería muy alto.
- Dificultad para armar y desarmar mientras son desplazados de un lugar a otro, puesto que se corre el riesgo de pérdidas de líquido hidráulico y ajustes durante la operación.

## **D: Propulsión Pirotécnica**

### **Ventajas**

- Como ventajas se puede mencionar su pequeño tamaño y las altísimas velocidades alcanzadas, generalmente supersónicas,
- El Cohete puede operar mediante combustible sólido, líquido o vapor, con combustible de vapor genera emisiones bajas en humos.
- Genera señal infrarroja para que su detección por parte del enemigo sea lo más difícil posible, se utiliza esencialmente en las misiones de tipo militar.

### **Desventajas**

- Nivel de ruido que genera es muy elevado.
- Consume gran cantidad de combustible para generar el impulso instantáneo.
- Gran contaminación en el ambiente.

### **Características de evaluación**

Para dar validez a los criterios más representativos en la selección de la estructura según su tipo, tenemos los siguientes:

**Costo (A):** El sistema de impulsión que se va a instalar en la estructura debe tener un costo mínimo para que la inversión neta con la estructura sea menor a al costo de adquisición del mismo por importación.

**Fuerza de Impulsión (B):** El impulsor debe poseer la fuerza necesaria para satisfacer la fuerza de despegue de los aviones pertinentes para dicha estructura.

**Peso (C):** El peso del impulsor debe ser mínimo para que pueda ser transportado al terreno que se requiera.

**Efectividad (D):** Debe poseer alta efectividad en el proceso para que la operación de despegue sea garantizada ya que un mal funcionamiento causaría la caída de los aviones causando altas pérdidas en la empresa.

**Mantenimiento (E):** El impulsor no debe excederse en el mantenimiento para que no incluya gastos adicionales en el transcurso de su vida útil.

**Manejo (F):** El manejo del impulsor debe ser literalmente fácil para que cualquier operario sin necesidad de capacitaciones pueda manipularlo.

### Método ordinal corregido de criterios ponderados

Es un método recomendado, debido a que permite obtener resultados globales significativos, está basado en tablas donde cada criterio se compara con los demás criterios y se asignan valores.

- 1 Si el criterio de las filas es superior o mejor que el de las columnas.
- 0,5 Si el criterio de las filas es equivalente al de las columnas.
- 0 Si el criterio de las filas es inferior que el de las columnas.

Tabla 11 Características de evaluación tipos de propulsión

Costo (A):
Fuerza de impulsión (B):
Peso (C):
Efectividad (D):
Mantenimiento (E):
Manejo (F):

Fuente: Autor

Tabla 12 Ponderación características de evaluación tipos de propulsión

Costo > Fuerza de impulsión > Peso > Efectividad > Mantenimiento > Manejo									
Criterio	A	B	C	D	E	F	$\Sigma+1$	Ponderación	
A		0,5	1	0	1	1	4,5	0,214	
B	0,5		1	0,5	1	1	5	0,238	
C	0	0		0	0,5	0,5	2	0,095	
D	1	0,5	1		1	1	5,5	0,262	
E	0	0	0,5	0		0,5	2	0,095	
F	0	0	0,5	0	0,5		2	0,095	
							Total	21	1,000

Fuente: Autor



Tabla 13 Costo tipos de propulsión

Costo						
Criterio	P. Mecánica	P. Neumática	P. Hidráulica	P. Pirotécnica	$\Sigma+1$	Ponderación
P. Mecánica		1	1	1	4	0,4
P. Neumática	0		0,5	1	2,5	0,25
P. Hidráulica	0	0,5		1	2,5	0,25
P. Pirotécnica	0	0	0		1	0,1
Total					10	1

Fuente: Autor

Tabla 14 Fuerza de impulsión tipos de propulsión

Fuerza de impulsión						
Criterio	P. Mecánica	P. Neumática	P. Hidráulica	P. Pirotécnica	$\Sigma+1$	Ponderación
P. Mecánica		0	0	0	1	0,1
P. Neumática	1		0,5	0	2,5	0,25
P. Hidráulica	1	0,5		0	2,5	0,25
P. Pirotécnica	1	1	1		4	0,4
Total					10	1

Fuente: Autor

Tabla 15 Peso tipos de propulsión

Peso						
Criterio	P. Mecánica	P. Neumática	P. Hidráulica	P. Pirotécnica	$\Sigma+1$	Ponderación
P. Mecánica		1	1	1	4	0,4
P. Neumática	0		1	1	3	0,3
P. Hidráulica	0	0		1	2	0,2
P. Pirotécnica	0	0	0		1	0,1
Total					10	1

Fuente: Autor

Tabla 16 Efectividad tipos de propulsión

Efectividad						
Criterio	P. Mecánica	P. Neumática	P. Hidráulica	P. Pirotécnica	$\Sigma+1$	Ponderación
P. Mecánica		0	0	0	1	0,1
P. Neumática	1		0,5	0,5	3	0,3
P. Hidráulica	1	0,5		0,5	3	0,3
P. Pirotécnica	1	0,5	0,5		3	0,3
Total					10	1

Fuente: Autor

Tabla 17 Mantenimiento tipos de propulsión

Mantenimiento						
Criterio	P. Mecánica	P. Neumática	P. Hidráulica	P. Pirotécnica	$\Sigma+1$	Ponderación
P. Mecánica		0	1	1	3	0,3
P. Neumática	1		1	1	4	0,4
P. Hidráulica	0	0		0,5	1,5	0,15
P. Pirotécnica	0	0	0,5		1,5	0,15
Total					10	1

Fuente: Autor

Tabla 18 Manejo tipos de propulsión

Manejo						
Criterio	P. Mecánica	P. Neumática	P. Hidráulica	P. Pirotécnica	$\Sigma+1$	Ponderación
P. Mecánica		0	0,5	1	2,5	0,25
P. Neumática	1		1	1	4	0,4
P. Hidráulica	0,5	0		1	2,5	0,25
P. Pirotécnica	0	0	0		1	0,1
Total					10	1

Fuente: Autor

Tabla 19 Solución tipos de propulsión

Solución								
	Costo	Fuerza de impulsión	Peso	Efectividad	Mantenimiento	Manejo	Total	Prioridad
P. Mecánica	0,086	0,024	0,038	0,026	0,029	0,024	0,226	4
P. Neumática	0,054	0,060	0,029	0,079	0,038	0,038	0,296	1
P. Hidráulica	0,054	0,060	0,019	0,079	0,014	0,024	0,249	2
P. Pirotécnica	0,021	0,095	0,010	0,079	0,014	0,010	0,229	3

Fuente: Autor

Como se puede observar para nuestra plataforma de lanzamiento se requiere como la mejor opción un impulsor neumático.

Como conclusión general del método de selección de alternativas se puede indicar que:

Tabla 20 Solución general del método de selección de alternativas

Solución	Descripción	Prioridad
Estructura compacta	Estructuras conformadas en uso solo cuerpo es decir una solo riel.	1
P. neumática	Trabajan con aire comprimido el cual eleva la confiabilidad de la maquina	1

Fuente: Autor

## 3.2. Cálculos

### 3.2.1. Planteamiento estático

Para iniciar con los cálculos y definir los factores importantes tanto en geometría como en sistemas adicionales se debe realizar un análisis completo tanto estructural como características de sistemas adicionales por lo cual se define al avión como una masa en un plano y para que despegue el avión se debe suministrar una fuerza externa

(sistemas adicionales) la cual ayudara al avión a alcanzar su velocidad requerida para el despegue.

Para entender el comportamiento del avión sobre la plataforma se realizará un diagrama de cuerpo libre con las fuerzas que actúan sobre él, como se muestra en la figura:

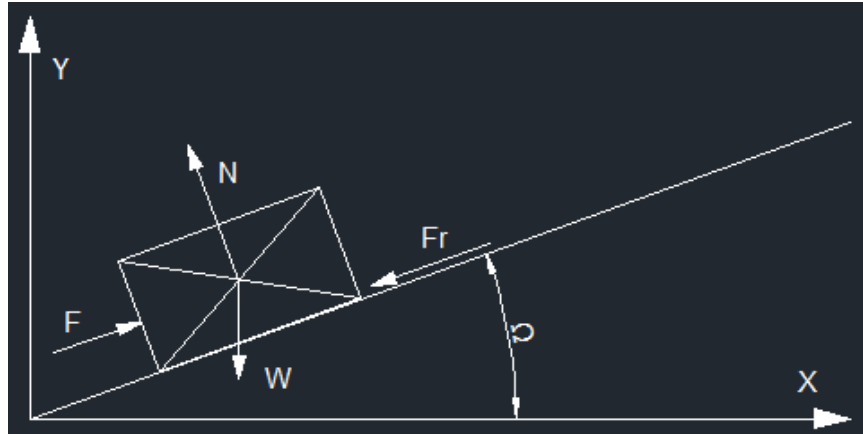


Figura 20 Diagrama de cuerpo libre

Fuente: Autor

Según Beer, F., & Johnston, R. en [23] indica las ecuaciones de equilibrio según la segunda ley de Newton con las cuales podremos analizar la estructura estáticamente.

$$\sum F = 0 \quad \text{Ecuación 1}$$

$$\sum F = m \cdot a \quad \text{Ecuación 2}$$

Donde todas las variables corresponden a:

N: Normal

F: Fuerza de impulso

W: Peso del avión

Fr: Fuerza de rozamiento

Ω: ángulo de inclinación de la plataforma

### 3.2.2. Diseño de la plataforma

El centro de investigación y desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE” viene desarrollando modelos y prototipos de aviones no tripulados los cuales serán muy útiles en misiones de vigilancia tanto civiles como militares el presente proyecto

complementa el trabajo desarrollado por la misma ya que ayudara a los aviones no tripulados a despegar en lugares de limitada extensión.

La plataforma de lanzamiento será diseñada a partir de un nuevo modelo que se está creando en el centro antes mencionado como lo es el UAV Factory el cual ya posee historial en otros países.



Figura 21 Modelo UAV Factory

Fuente: [1]

Como se tiene previsto utilizar un Avión no Tripulado de Marca UAV FACTORY. Según diseños de plataformas dado por empresas como UAV FACTORY Ltda. [1], la misma que es una compañía promedio de desarrollo de fuselaje no tripulado, de Europa, ubicado en Jaunbridagi, Marupe; especifica que:

### 3.2.2.1. El peso del avión:

Como se puede observar en la ficha técnica del avión proporcionada por la empresa se tiene que la nave presenta la siguiente masa:

- Masa del prototipo: 25 Kg
- Masa de carga útil: 10 Kg
- Masa del combustible: 5 Kg

Masa de la nave = masa del prototipo + masa de carga útil + masa del combustible.

Masa de la nave =  $m = 25 + 10 + 5 = 40$  Kg

### 3.2.2.2. Ángulo de la plataforma:

Tabla 21 Selección del Ángulo UAV FACTORY Ltda.

Descripción	Angulo (Recomendado)
Para catapultas neumáticas portátiles para Vehículos No Tripulados de hasta 35 Kg	La plataforma debe manejar un ángulo de tiro de 11°
Para catapultas neumáticas portátiles para Vehículos No Tripulados de hasta 60 Kg	La plataforma debe manejar un ángulo de tiro de 6.5°.

Fuente: [1]

Por lo que, como se tiene que la masa de la nave a ubicar en la catapulta es máxima de 40 Kg entonces se utilizaría un Ángulo de Tiro =  $\theta = 6.5^\circ$  según la Tabla 19.

### 3.2.2.3. Velocidad del avión:

El parámetro establecido dado por la empresa indica que posee una velocidad de 22 m/s

Penguin B con motor y paquete de servos.

#### Actuación:

PARÁMETRO	VALOR
Resistencia 2	Más de 20 horas
Velocidad de crucero	22 m / s
Velocidad de parada (con sistema de elevación alto) 3	13 m / s

Figura 22 Datos técnicos Modelo UAV Factory

Fuente: [1]

Debido a que la velocidad de disparo debe ser mayor a la velocidad de sustentación de la nave se tiene que: por requisitos de la empresa en seguridad se tomará una velocidad de 24 m/sg.

Por lo antes mencionado se puede agregar que los requisitos establecidos por la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE” son:

- Velocidad de Disparo:  $V_o = 24$  m/s
- Masa de la Nave: 40 Kg
- Angulo de tiro:  $6.5^\circ$

### 3.2.3. Cálculos generales.

#### 3.2.3.1. Velocidad de sustentación

Se iniciaría determinando, la Velocidad de Sustentación de la siguiente manera:

$$V_o * \text{Cox } \theta = V_{\text{sustentación}} \quad \text{Ecuación 4}$$

Donde:

- Velocidad de Sustentación =  $V_{\text{sustentación}} = ?$
- Velocidad de Disparo =  $V_o = 24$  m/s
- Ángulo de Tiro =  $\theta = 6.5^\circ$

Por lo que:

$$V_{\text{sustentación}} = 24 \frac{m}{s} * \text{Cox } 6.5^\circ$$

$$V_{\text{sustentación}} = 23.840 \frac{m}{s}$$

Dicha velocidad de sustentación ( $V_{\text{sustentación}} = 23.840$  m/sg) es mayor a la velocidad de sustentación de la Figura 19 ( $V_{\text{sustentación}} = 22$  m/sg) se determina que la velocidad inicial ( $V_o = 24$  m/sg) es la adecuada.

#### 3.2.3.2. Tiempo de disparo

El Tiempo de Disparo, es:

$$t = \frac{V_o \text{ Sen } \theta}{g}$$

Ecuación 5

Donde:

- Tiempo de Disparo =  $t = ?$
- $V_o =$  Velocidad de Disparo = 24 m/s
- Angulo de Tiro =  $\theta = 6.5^\circ$

Por lo que:

$$t = \frac{24 \frac{m}{seg} \text{ Sen } 6.5^\circ}{9.81 \frac{m}{Seg.^2}} = 0.277 \text{ seg.}$$

### 3.2.3.3. Peso de la nave

Posteriormente se continua con el Peso de la Nave:

$$P = m * g$$

Ecuación 6

$$P = 40 \text{ Kg} * 9.81 \frac{m}{Seg.^2} = 392.400 \text{ N}$$

### 3.2.3.4. Impulso

Además, se debe determinar el Impulso requerido de la siguiente manera:

$$I = F * t = m * \text{Sustentación}$$

Ecuación 7

Donde:

- Impulso requerido =  $I = ?$
- Masa de la Nave =  $m = 40 \text{ Kg}$
- Velocidad de Sustentación =  $V_{\text{sustentacion}} = 23.846 \text{ m/s}$
- Fuerza de Impulsión =  $F = ?$
- Tiempo de Disparo =  $t = 0.277 \text{ seg.}$



Por lo que:

$$I = 40 \text{ Kg} * 23.846 \text{ m/seg} = 953.840 \text{ Kg m/seg.}$$

### 3.2.3.5. Fuerza de impulsión

En base a los Impulsos requeridos se procede a determinar la Fuerza de Impulsión, de la siguiente manera:

$$F = \frac{I}{t}$$

Ecuación 8

$$F = \frac{I}{t} = \frac{953.84 \text{ Kg} \frac{m}{seg}}{0.277 \text{ seg}} = 3\,443.466 \text{ Kg} \frac{m}{seg^2} = 3\,443.466 \text{ N}$$

### 3.2.3.6. Distancia a recorrer

En base a la velocidad y masa generada se procede a determinar la distancia a recorrer como es:

$$F * d = \frac{1}{2} m V_o^2$$

Ecuación 9

Donde:

- Fuerza de Impulsión =  $F = 3\,443.466 \text{ N}$
- Distancia a recorrer =  $d = ?$
- Masa de la Nave =  $m = 40 \text{ Kg}$
- Velocidad de Disparo =  $V_o = 24 \text{ m/s}$

$$3\,443.466 \text{ N} * d = \frac{1}{2} * 40 \text{ Kg} * \left(24 \frac{m}{seg}\right)^2$$

$$3\,443.466 \text{ N} * d = 11\,520 \text{ Nm}$$

$$d = 3.345 \text{ m}$$

Por lo que la distancia a recorrer sería de 3.345 m

### 3.2.3.7. Trabajo desarrollado

En base a la ecuación anterior, se procede a determinar el Trabajo Desarrollado, de la siguiente manera:

$$T = \frac{1}{2} m V_0^2 \quad \text{Ecuación 10}$$

- Trabajo =  $T = ?$
- Masa de la Nave =  $m = 40 \text{ Kg}$
- Velocidad de Disparo =  $V_0 = 24 \text{ m/s}$

$$T = \frac{1}{2} * 40 \text{ Kg} * \left(24 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 = 11\,520 \text{ Nm} = 11\,520 \text{ J}$$

### 3.2.3.8. Altura de la distancia a recorrer

Procedemos a determinar la Altura de la Distancia Recorrida de la Pista.

$$h = d * \text{Sen } \theta \quad \text{Ecuación 11}$$

Donde:

- Distancia recorrida:  $d = 3.3455 \text{ m}$
- Angulo de Tiro =  $\theta = 6.5^\circ$

$$h = 3.3455 \text{ m} * \text{Sen } 6.5^\circ = 0.379 \text{ m}$$

### 3.2.4. Dimensiones de la plataforma

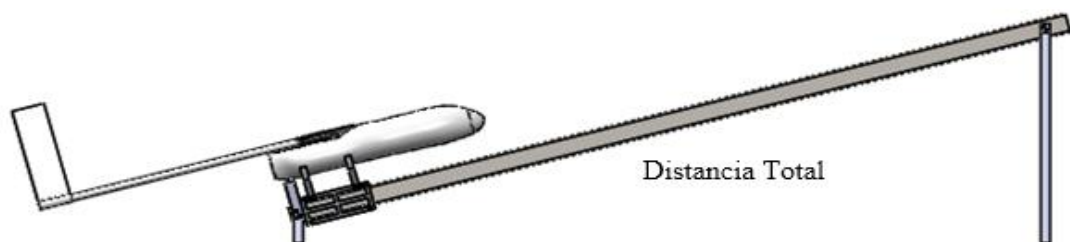


Figura 23 Diagrama de Plataforma Prediseñada

Fuente: Autor

Tabla 22 Valores del diseño

Parámetro	Valor
Velocidad de sustentación ( $V_{sustentación}$ )	23.840 m/sg
Tiempo de disparo (t)	0.277 sg
Peso de la nave (P)	392.400 N
Impulso (I)	953.840 kg m/sg
Fuerza de impulsión (F)	3443.466 N
Distancia a recorrer (d)	3.345 m
Trabajo desarrollado (T)	11 520 J
Altura de la distancia a recorrer (h)	0.379 m

Fuente: Autor

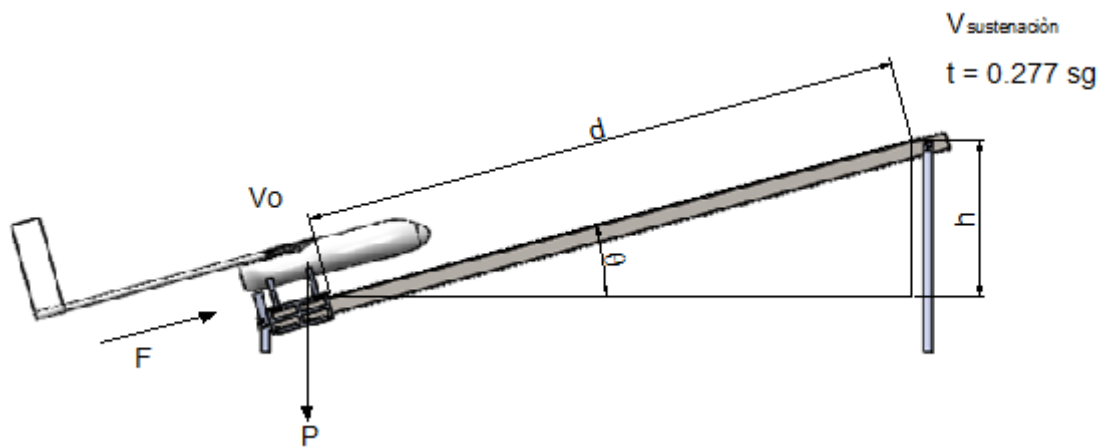


Figura 24 Diagrama de Plataforma

Fuente: Autor

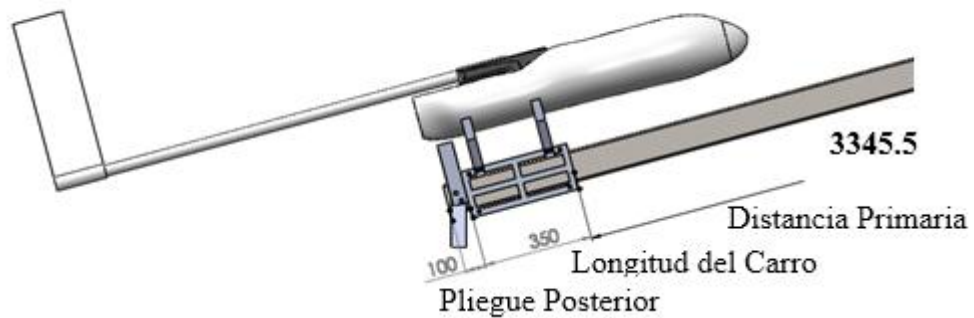


Figura 25 Detalle posterior del diagrama de la plataforma prediseñada

Fuente: Autor

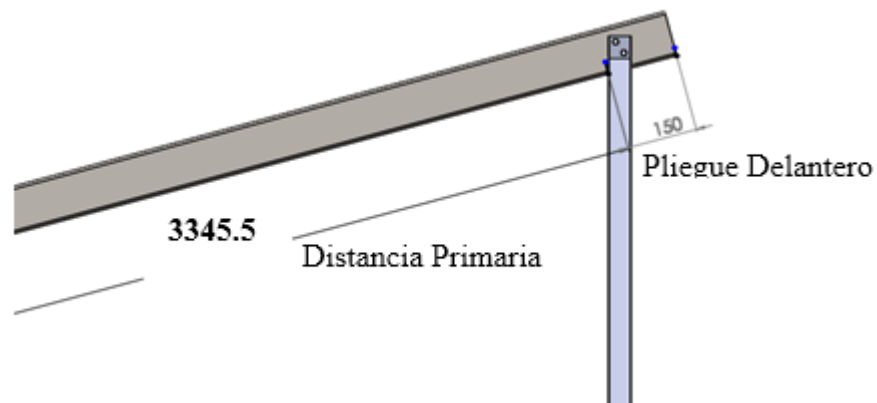


Figura 26 Detalle delantero del diagrama de la plataforma prediseñada

Fuente: Autor

El dimensionamiento de la plataforma, se inicia con la determinación total de la longitud que debe tener la viga, para lo cual se debe tener en cuenta lo siguiente:

- Distancia primaria, es la longitud determinada anteriormente, la misma que es de 3.3455 m, tal como se indica en las figuras 23 y 24.
- Distancia del carro, según medidas, esta debe tener 0.35 m, tal como se detalla en la figura 23.
- Pliegue delantero, es la longitud que se halla a partir de la distancia primaria hasta la parte final de la viga, la cual debe tener una separación mínima de 0.15 m, tal como se indica en la figura 24.

- Pliegue posterior, es la longitud que se halla desde el inicio de la viga hasta la distancia primaria, la cual debe tener una separación mínima de 0.1 m, tal como se puede observar en la figura 23.

Por lo que la Distancia Total requerida es de:

$$D T = 3.3455 \text{ m} + 0.35 \text{ m} + 0.15 \text{ m} + 0.1 \text{ m} = 3.9455 \text{ m}$$

**Longitud de la Pista = 3.9455 m**

**Angulo = 6.5°**

**Altura Máxima** es de:  $h = DT * \text{Sen } \theta$ , por lo que:

$$h = 3.9455 \text{ m} * \text{Sen } 6.5^\circ = 0.447 \text{ m}$$

### 3.2.4.1. Reacciones de la viga

Para determinar las reacciones se analizará la posición del avión en los puntos más críticos como son:

- Cuando el avión está listo para despegar
- Cuando el avión está en la mitad de la plataforma
- Cuando el avión sale de la plataforma

Calculando las reacciones de la siguiente manera:

- El peso que genera el avión es de: 40 Kg
- Longitud de la Pista = 3.9455 m
- Angulo =  $\theta = 6.5^\circ$
- Altura Máxima es de = 0.447 m
- Longitud del carro transportador es de 0.35 m

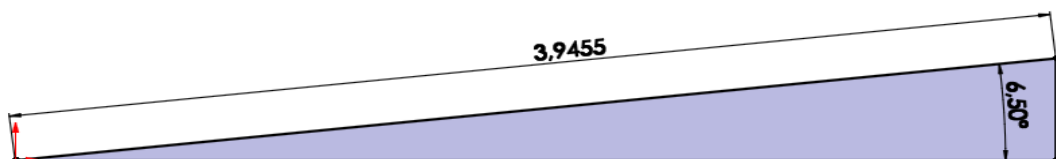


Figura 27 Diagrama de Cuerpo Libre – Distancia – Ángulo

Fuente: Autor

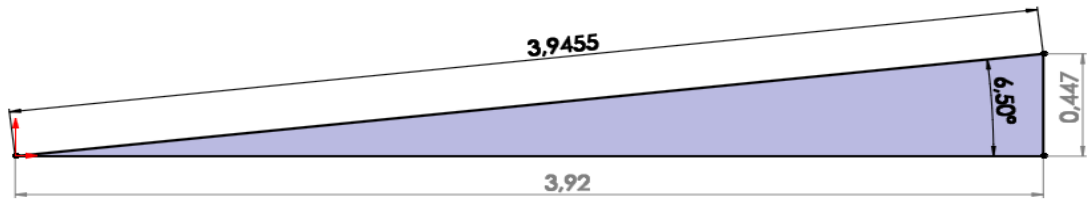


Figura 28 Diagrama de Cuerpo Libre – Distancia – Altura

Fuente: Autor

### 3.2.4.2. Reacciones cuando el avión está listo para despegar

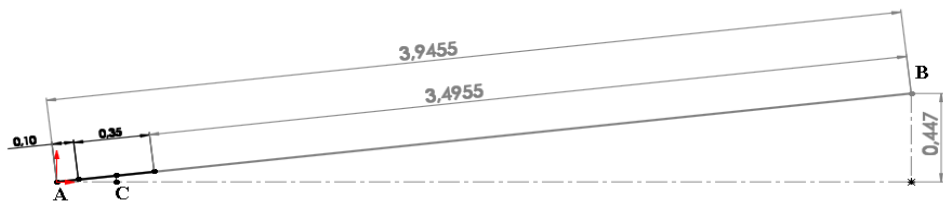


Figura 29 Diagrama de Cuerpo Libre – Dimensiones

Fuente: Autor

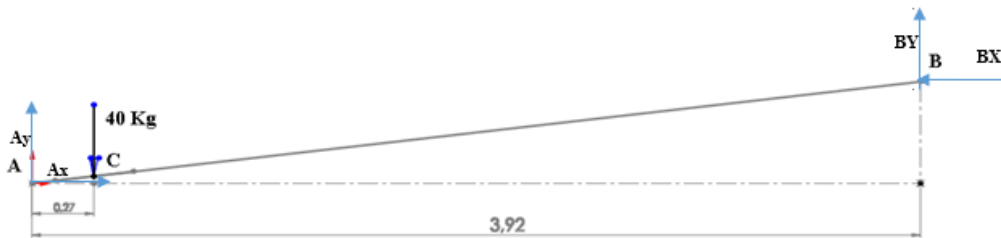


Figura 30 Diagrama de Cuerpo Libre – Reacciones.

Fuente: Autor

$$\sum M_A = 0$$

$$-40 \text{ Kg} * 0,27 \text{ m} + R_{BY} * 3,92 \text{ m} + R_{BX} * 0,447 \text{ m} = 0$$

$$\sum F_{Y_A} = 0$$

$$R_{AY} - 40 \text{ Kg} + R_{BY} = 0$$

$$\sum F_{X_A} = 0$$

$$R_{AX} - R_{BX} = 0$$

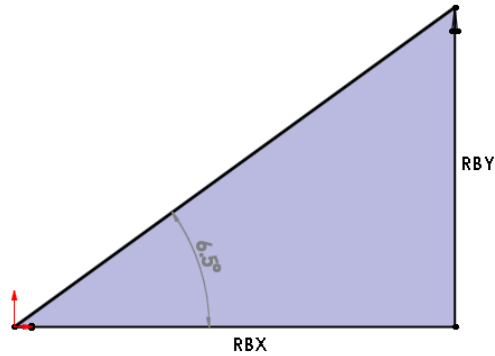


Figura 31 Triangulo de Reacciones en B

Fuente: Autor

$$\tan 6.5^\circ = \frac{R_{BY}}{R_{BX}}$$

$$R_{BX} = \frac{R_{BY}}{\tan 6.5^\circ}$$

Por lo que:

$$\sum M_A = 0$$

$$-40 \text{ Kg} * 0.27 \text{ m} + R_{BY} * 3.92 \text{ m} + \frac{R_{BY}}{\tan 6.5^\circ} * 0.447 \text{ m} = 0$$

$$-10.8 \text{ Kg m} + R_{BY} * 3.92 \text{ m} + R_{BY} * 3.92 \text{ m} = 0$$

$$-10.8 \text{ Kg m} + 7.84 \text{ m } R_{BY} = 0$$

$$R_{BY} = 1.38 \text{ Kg}$$

$$\sum F_{Y_A} = 0$$

$$R_{AY} - 40 \text{ Kg} + R_{BY} = 0$$

$$RAY - 40 \text{ Kg} + 1.38 \text{ Kg} = 0$$

$$RAY - 38.62 \text{ Kg} = 0$$

$$RAY = 38.62 \text{ Kg}$$

$$\sum FX_A = 0$$

$$RAX - RBX = 0$$

$$RAX = RBX$$

$$RAX = \frac{RBY}{\tan 6.5^\circ}$$

$$RAX = \frac{1.38 \text{ Kg}}{\tan 6.5^\circ} = 12.112 \text{ Kg}$$

$$RAX = 12.112 \text{ Kg}$$

$$RBX = 12.112 \text{ Kg}$$

Por lo que:

$$RA = \sqrt{RAX^2 + RAY^2} = \sqrt{(12.112 \text{ Kg})^2 + (38.62 \text{ Kg})^2} = 40.5 \text{ Kg}$$

$$RB = \sqrt{RBX^2 + RBY^2} = \sqrt{(12.112 \text{ Kg})^2 + (1.38 \text{ Kg})^2} = 12.2 \text{ Kg}$$

### 3.2.4.3. Reacciones cuando el avión está en la mitad de la plataforma

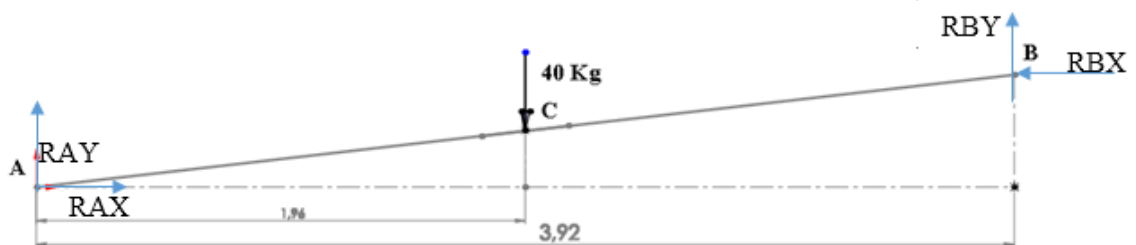


Figura 32 Diagrama de Cuerpo Libre 2 – Reacciones.

Fuente: Autor



$$\sum M_A = 0$$

$$-40 \text{ Kg} * 1.96 \text{ m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} + \text{RBX} * 0.447 \text{ m} = 0$$

$$\sum F_{Y_A} = 0$$

$$\text{RAY} - 40 \text{ Kg} + \text{RBY} = 0$$

$$\sum F_{X_A} = 0$$

$$\text{RAX} - \text{RBX} = 0$$

$$\text{Tan } 6.5^\circ = \frac{\text{RBY}}{\text{RBX}}$$

$$\text{RBX} = \frac{\text{RBY}}{\text{Tan } 6.5^\circ}$$

Por lo que:

$$\sum M_A = 0$$

$$-40 \text{ Kg} * 1.96 \text{ m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} + \frac{\text{RBY}}{\text{Tan } 6.5^\circ} * 0.447 \text{ m} = 0$$

$$-78.4 \text{ Kg m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} = 0$$

$$-78.4 \text{ Kg m} + 7.84 \text{ m RBY} = 0$$

$$\text{RBY} = 10 \text{ Kg}$$

$$\sum F_{Y_A} = 0$$

$$\text{RAY} - 40 \text{ Kg} + \text{RBY} = 0$$

$$\text{RAY} - 40 \text{ Kg} + 10 \text{ Kg} = 0$$

$$\text{RAY} - 30 \text{ Kg} = 0$$

$$RAY = 30 \text{ Kg}$$

$$\sum FX_A = 0$$

$$RAX - RBX = 0$$

$$RAX = RBX$$

$$RAX = \frac{RBY}{\tan 6.5^\circ}$$

$$RAX = \frac{10 \text{ Kg}}{\tan 6.5^\circ} = 87.77 \text{ Kg}$$

$$RAX = 87.77 \text{ Kg}$$

$$RBX = 87.77 \text{ Kg}$$

Por lo que:

$$RA = \sqrt{RAX^2 + RAY^2} = \sqrt{(87.77 \text{ Kg})^2 + (30 \text{ Kg})^2} = 92.755 \text{ Kg}$$

$$RB = \sqrt{RBX^2 + RBY^2} = \sqrt{(87.77 \text{ Kg})^2 + (10 \text{ Kg})^2} = 88.34 \text{ Kg}$$

### 3.2.4.4. Reacciones cuando el avión sale de la plataforma

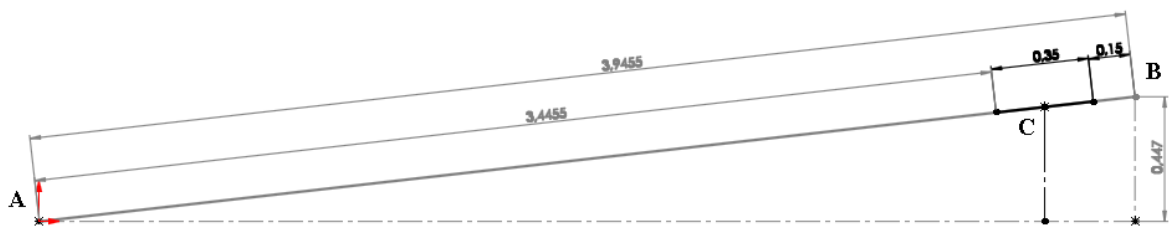


Figura 33 Diagrama de Cuerpo Libre 3 – Dimensiones

Fuente: Autor

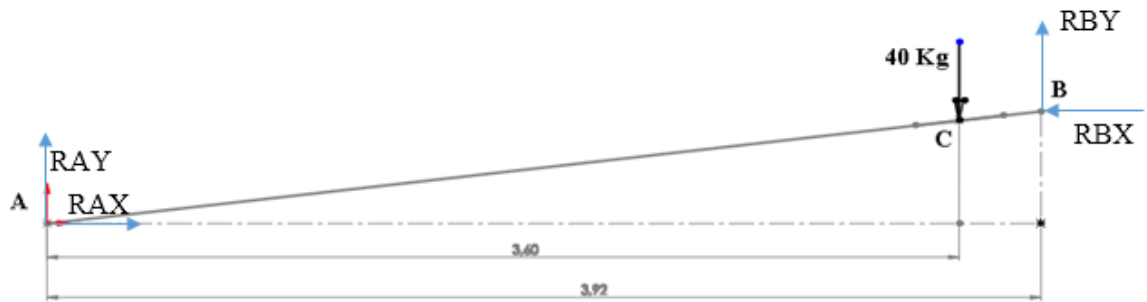


Figura 34 Diagrama de Cuerpo Libre 3 – Reacciones.

Fuente: Autor

$$\sum M_A = 0$$

$$-40 \text{ Kg} * 3.60 \text{ m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} + \text{RBX} * 0.447 \text{ m} = 0$$

$$\sum F_{Y_A} = 0$$

$$\text{RAY} - 40 \text{ Kg} + \text{RBY} = 0$$

$$\sum F_{X_A} = 0$$

$$\text{RAX} - \text{RBX} = 0$$

$$\text{Tan } 6.5^\circ = \frac{\text{RBY}}{\text{RBX}}$$

$$\text{RBX} = \frac{\text{RBY}}{\text{Tan } 6.5^\circ}$$

Por lo que:

$$\sum M_A = 0$$

$$-40 \text{ Kg} * 3.60 \text{ m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} + \frac{\text{RBY}}{\text{Tan } 6.5^\circ} * 0.447 \text{ m} = 0$$

$$-144 \text{ Kg m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} + \text{RBY} * 3.92 \text{ m} = 0$$

$$-144 \text{ Kg m} + 7.84 \text{ m RBY} = 0$$

$$RBY = 18.37 \text{ Kg}$$

$$\sum FY_A = 0$$

$$RAY - 40 \text{ Kg} + RBY = 0$$

$$RAY - 40 \text{ Kg} + 18.37 \text{ Kg} = 0$$

$$RAY - 21.63 \text{ Kg} = 0$$

$$RAY = 21.63 \text{ Kg}$$

$$\sum FX_A = 0$$

$$RAX - RBX = 0$$

$$RAX = RBX$$

$$RAX = \frac{RBY}{\tan 6.5^\circ}$$

$$RAX = \frac{18.37 \text{ Kg}}{\tan 6.5^\circ} = 161.2314 \text{ Kg}$$

$$RAX = 161.2314 \text{ Kg}$$

$$RBX = 161.2314 \text{ Kg}$$

Por lo que:

$$RA = \sqrt{RAX^2 + RAY^2} = \sqrt{(161.2314 \text{ Kg})^2 + (21.63 \text{ Kg})^2} = 162.676 \text{ Kg}$$

$$RB = \sqrt{RBX^2 + RBY^2} = \sqrt{(161.2314 \text{ Kg})^2 + (18.37 \text{ Kg})^2} = 162.27 \text{ Kg}$$

Tabla 23 Resumen de Reacciones

Descripción	RA (Kg)	RB (Kg)
Cuando el avión está listo para despegar	40.5	12.2
Cuando el avión está en la mitad de la pista	92.755	88.34
Cuando el avión sale de la pista	162.676	162.27

Fuente: Autor

La carga crítica operativa se da, en el punto mayor ubicado en A, cuando el avión sale de la pista, como se muestra en la Tabla 23., de resumen.

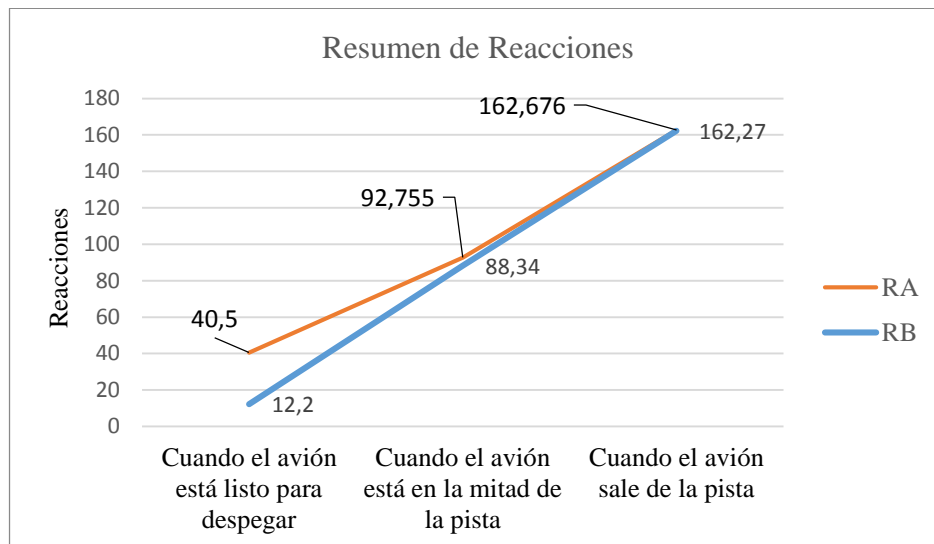


Figura 35 Resumen de Reacciones

Fuente: Autor

### 3.2.5. Diseño de la viga

Para proceder al diseño de la viga hay que tener en cuenta:

- Carga del Avión = 40 Kg
- Como se demostró que la Carga Crítica cuando sale el avión de la pista, produce mayor reacción, entonces se usará este estilo de diagrama para proceder a dimensionar la viga.

- Longitud de la Viga es: 3.9455 m
- Límite de Fluencia =  $S_y = 42$  Kpsi, en vista que el Acero a escoger es un ASTM A 500. Como se muestra en el Anexo 1.

Como vimos las cargas más críticas están cuando el avión sale de la pista, entonces se usará este modelo para proceder a dimensionar la viga a usar.

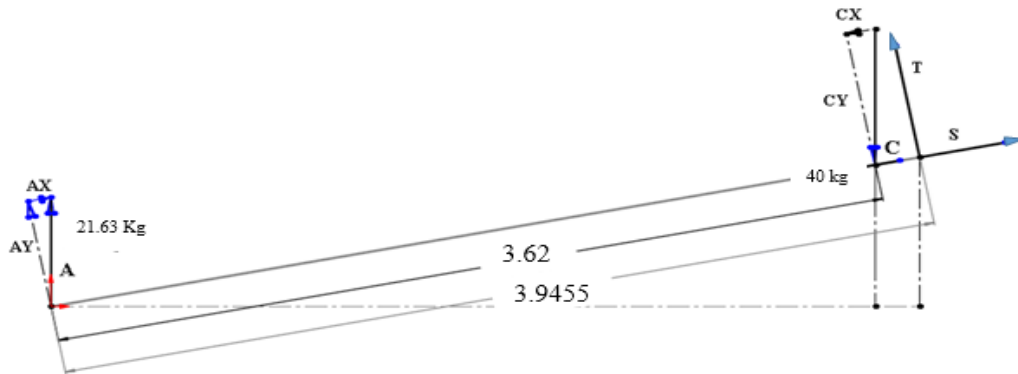


Figura 36 Diagrama y Dimensionamiento de la Viga

Fuente: Autor

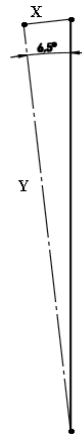


Figura 37 Diagrama de Fuerzas X Y

Fuente: Autor

$$\sum FY = 0$$

$$AY - CY + T = 0$$

$$T = -AY + CY$$

$$T = -A * \cos 6.5^\circ + C * \cos 6.5^\circ$$

$$T = -21.63 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ + 40 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ$$

$$T = -21.5 \text{ Kg} + 39.7 \text{ Kg}$$

$$T = 18.2 \text{ Kg}$$

$$\sum FX = 0$$

$$AX - CX + S = 0$$

$$S = -AX + CX$$

$$S = -21.63 \text{ Kg} * \sin 6.5^\circ + 40 \text{ Kg} * \sin 6.5^\circ$$

$$S = -2.45 \text{ Kg} + 4.53 \text{ Kg}$$

$$S = 2.08 \text{ Kg}$$

$$\sum M_A = 0$$

$$\sum M_C = 0$$

$$M_C = 3.62 \text{ m} * Cy$$

$$M_C = 3.62 \text{ m} * C * \cos 6.5^\circ$$

$$M_C = 3.62 \text{ m} * 40 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ$$

$$M_C = 143.9 \text{ Kg} * \text{m} = M \text{ máx}$$

Una vez obtenido el momento máximo, se procede a determinar el esfuerzo permisible (*fb*).

$$fb = 0.6 Fy$$

Ecuación 12

Donde:

- $F_y$  es el límite de fluencia, el mismo que es de 42 Kpsi =  $2952,89 \frac{Kg}{cm^2}$
- $F_b$  el esfuerzo permisible

Por lo que:

$$f_b = 0.6 * 2952.89 \frac{Kg}{cm^2} = 1771.73 \frac{Kg}{cm^2}$$

A continuación, se procede a determinar el Módulo de Sección (S), de la siguiente manera:

$$S = \frac{M}{f_b} \quad \text{Ecuación 13}$$

Donde:

- Módulo de sección S ( $cm^3$ ) = ?
- Momento máximo calculado M :  $143.9 Kg * m = 14390 Kg * cm$
- Esfuerzo permisible  $f_b = 1771.73 \frac{Kg}{cm^2}$

Por lo que:

$$S = \frac{14390 Kg * cm}{1771.73 \frac{Kg}{cm^2}} = 8.12 cm^3$$

En base al módulo de sección S, por seguridad y según el Catálogo Dipac de la tabla 22, se selecciona una Tubería de:

- Tubo Cuadrado = 60x60x3
- S = 11.69  $cm^3$ , por ser más próximo al S requerido.
- Peso = 5.42 Kg/m



Tabla 24 Tuberías Estructural

Dimensiones			Área	Ejes X-Xe Y-Y		
A mm	Espesor mm (e)	Peso Kg/m	Área cm <sup>2</sup>	I cm <sup>4</sup>	W cm <sup>3</sup>	i cm <sup>3</sup>
20	1.2	0.72	0.90	0.53	0.53	0.77
20	1.5	0.88	1.05	0.58	0.58	0.74
20	2.0	1.15	1.34	0.69	0.69	0.72
25	1.2	0.90	1.14	1.08	0.87	0.97
25	1.5	1.12	1.35	1.21	0.97	0.95
25	2.0	1.47	1.74	1.48	1.18	0.92
30	1.2	1.09	1.38	1.91	1.28	1.18
30	1.5	1.35	1.65	2.19	1.46	1.15
30	2.0	1.78	2.14	2.71	1.81	1.13
40	1.2	1.47	1.80	4.38	2.19	1.25
40	1.5	1.82	2.25	5.48	2.74	1.56
40	2.0	2.41	2.94	6.93	3.46	1.54
40	3.0	3.54	4.44	10.20	5.10	1.52
50	1.5	2.29	2.85	11.06	4.42	1.97
50	2.0	3.03	3.74	14.13	5.65	1.94
50	3.0	4.48	5.61	21.20	4.48	1.91
60	2.0	3.66	3.74	21.26	7.09	2.39
60	3.0	5.42	6.61	35.06	11.69	2.34
75	2.0	4.52	5.74	50.47	13.46	2.97
75	3.0	6.71	8.41	71.54	19.08	2.92
75	4.0	8.59	10.95	89.98	24.00	2.87
100	2.0	6.17	7.74	122.99	24.60	3.99
100	3.0	9.17	11.41	176.95	35.39	3.94
100	4.0	12.13	14.95	226.09	45.22	3.89
100	5.0	14.40	18.36	270.57	54.11	3.84

Fuente: [24]

### Comprobación

La comprobación sigue, el siguiente procedimiento, el cual se inicia:

Teniendo en cuenta que:

- Carga de Viento =  $Q = P/A$
- $V_b = 2.47$  m/seg
- $\rho = 1.225$  Kg/m<sup>3</sup>
- $C_e = 1$  NEC
- $C_f = 0.8$ NEC

Se continúa con la determinación de la Carga del Viento de la siguiente manera:

$$P = (1/2) * \rho * V_b^2 * C_e * C_f$$

$$P = (1/2) * 1.225 \text{ Kg/m}^3 * (2.47 \text{ m/seg})^2 * 1 * 0.8 = 2.99 \text{ N/m}^2 = 0.305 \text{ Kg/m}^2$$

$$Q = P/A = 0.305 \text{ Kg/m}^2 / (3.9455 \text{ m} \times 0.06 \text{ m}) = 1.288 \text{ Kg}$$

Determinando la Carga generada por el Material, donde:

$$q_M = 5.42 \frac{\text{Kg}}{\text{m}}$$

$$q_M = 5.42 \frac{\text{Kg}}{\text{m}} * 3.9455 \text{ m} = 21.385 \text{ Kg}$$

La Carga generada del material es de:  $q_M = 21.385 \text{ Kg}$

Por lo que la Carga Total es:

$$Q_t = q_M + Q = 21.385 \text{ Kg} + 1.288 \text{ Kg} = 22.67261 \text{ Kg}$$

Una vez definida la  $q_M$  se procede a definir el Momento de la siguiente manera:

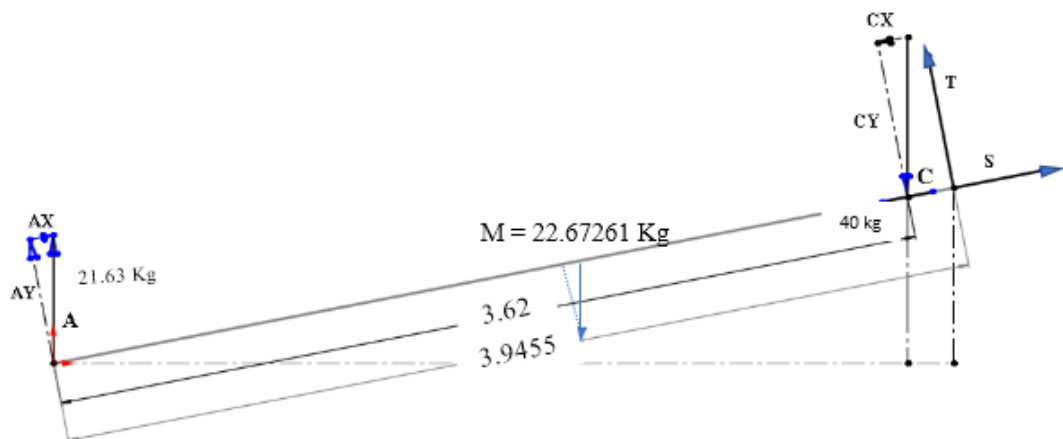


Figura 38 Cargas generadas de la Viga 60x60x3

Fuente: Autor

$$\sum F_Y = 0$$

$$A_Y - C_Y + T - M_Y = 0$$

$$T = - A_Y + C_Y + M_Y$$

$$T = -A * \cos 6.5^\circ + C * \cos 6.5^\circ + M * \cos 6.5^\circ$$

$$T = -21.63 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ + 40 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ + 22.67261 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ$$

$$T = -21.1 \text{ Kg} + 39.06 \text{ Kg} + 22.1418 \text{ Kg}$$

$$T = 40.1 \text{ Kg}$$

$$\sum F_X = 0$$

$$AX - CX - MX + S = 0$$

$$S = -AX + CX + MX$$

$$S = -A * \sin 6.5^\circ + C * \sin 6.5^\circ + M * \sin 6.5^\circ$$

$$S = -21.63 \text{ Kg} * \sin 6.5^\circ + 40 \text{ Kg} * \sin 6.5^\circ + 22.67261 \text{ Kg} * \sin 6.5^\circ$$

$$S = -2.45 \text{ Kg} + 4.53 \text{ Kg} + 4.877 \text{ Kg}$$

$$S = 6.957 \text{ Kg}$$

$$\sum M_A = 0$$

$$\sum M_M = 0$$

$$M_M = 1.97275 \text{ m} * My$$

$$M_M = 1.97275 \text{ m} * M * \cos 6.5^\circ$$

$$M_M = 1.97275 \text{ m} * 22.67261 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ$$

$$M_M = 43.68 \text{ Kg*m}$$

$$\sum M_C = 0$$

$$M_C = 43.68 \text{ Kg*m} + 3.62 \text{ m} * Cy$$

$$M_C = 43.68 \text{ Kg*m} + 3.62 \text{ m} * C * \cos 6.5^\circ$$

$$M_C = 43.68 \text{ Kg*m} + 3.62 \text{ m} * 40 \text{ Kg} * \cos 6.5^\circ$$

$$M_C = 186.2618 \text{ Kg*m} = M_{\text{máx}} = 18\ 626.18 \text{ Kg*cm}$$

Una vez definido el momento Máximo se procede a determinar de igual manera el Módulo de Sección.

$$S = \frac{18\,626.18 \text{ Kg} \cdot \text{cm}}{1\,771.73 \frac{\text{Kg}}{\text{cm}^2}} = 10.51 \text{ cm}^3$$

Como se puede observar que el **Módulo de Sección** generado requerido ( $S=10.5 \text{ cm}^3$ ) es menor que el proporcionado por las **Tablas** ( $S=11.69 \text{ cm}^3$ ), se puede concluir que el tubo cuadrado 60x60x3, seleccionado es el adecuado.

### 3.2.6. Cable de tracción

Para seleccionar el Cable de Tracción correcto, se debe tener en cuenta la Carga de Rotura, de la siguiente manera:

$$Q_{rot} = P * g * Fs \tag{Ecuación 14}$$

Donde:

- Carga de rotura  $Q_{rot} = ?$
- Masade la nave  $P = \text{Carga} = 40 \text{ Kg}$
- Gravedad  $g = 9.81 \frac{\text{m}}{\text{seg}^2}$
- Factor de seguridad  $Fs = 6$  (Grúas y Grúas de Brazo Retráctil, tabla 23)

Tabla 25 Factores Mínimos de Seguridad para Cables de Acero

Cables de sujeción	3.2	Elevadores de pasajeros, pies/min:	
Tirantes	3.5	50	7.60
Tiros de mina, pies		300	9.20
Hasta 500	8.0	800	11.25
1 000-2 000	7.0	1 200	11.80
2 000-3 000	6.0	1 500	11.90
Más de 3 000	5.0	Elevadores de carga, pies/min:	
Malacates	5.0	50	6.65
Arrastre	6.0	300	8.20
Grúas y grúas de brazo retráctil	6.0	800	10.00
Malacates eléctricos	7.0	1 200	10.50
Elevadores manuales	5.0	1 500	10.55
Elevadores privados	7.5	Elevadores domésticos automáticos para servicio, pies/min	
Elevadores domésticos para servicio	4.5	50	4.8
Elevadores de granos	7.5	300	6.6
		500	8.0

\*El uso de estos factores no evita una falla por fatiga.

Fuente: [25]

Al reemplazar los valores se tiene que:

$$Q_{rot} = 40 \text{ Kg} * 9.81 \frac{m}{seg^2} * 6$$

$$Q_{rot} = 2354.4 \text{ N} = 0.24 \text{ Toneladas}$$

En base a la Carga a la Ruptura se selecciona un cable que tiene un Resistencia Mínima a la Ruptura  $Q_{rot} = 0.5$  Toneladas, con un  $\varnothing=3$  mm de 6x7 que es la más común que existe en el mercado local y nacional, como se especifica en la tabla 24.

Tabla 26 Ficha Técnica de Cable de Acero

Construcción → Diámetro (mm) (pul)	Peso aproximado (kg/100m)									Resistencia mínima de rotura (Ton)												
	1x7	6x7	6x19		6x26		6x36		7x19	8x19	18x7	1x7	6x7	6x19		6x26		6x36		7x19	8x19	18x7
	A/A	A/A	A/A	A/F	A/A	A/F	A/A	A/F	A/A	A/F	A/F A.G.	A/A	A/A	A/A	A/F	A/A	A/F	A/A	A/F	A/A	A/F	A/F A.G.
	Bri	Bri	Bri	Pvc	Bri	Bri	Bri	Bri	Inox	Bri	Bri	Bri	Bri	Bri	Pvc	Bri	Bri	Bri	Bri	Inox	Bri	Bri
1.5 1/16																					0.1	
3 1/8	4.7	3.5	5.8						1			0.8	0.5	0.5							0.6	
4.8 3/16			9.5	12					10			1.6	1.3							1.5		
6 1/4			15	14					14		14	2.3	2.1							2.2		2.2
8 5/16			27	24					24		23	4.2	3.8							4.1		4.0
9 3/8			32	29								5.2	4.8									
10 3/8							42		38	36	39							6.8		5.9	5.6	6.2
11 7/16										42												6.7
12 1/2									55		61									8.7		9.0
13 1/2			69	61	72	61	72	61	58			10.8	10	11.6	9.9	11.5	9.9					9.4
14 9/16											84											12.2
16 5/8			104	92	107	95	107	95	97	88	110	17.3	16	17.3	16.1	17.3	16.1	14.9	14.3			16.0
20 3/4			162		167	148	167	148			172	27.1		27.1	25.2	27.1	25.2					25.0
22 7/8			196		202	180	202	180				32.8		32.8	30.5	32.8	30.5					
26 1			274		283	251	283	251				45.9		45.9	42.5	45.9	42.5					
29 1 1/8			352									43.6				61.1						
32 1 1/4			421									69.5										

A/A= Alma de acero | A/F = Alma de fibra | A.G.=Antigranizo  
 Bri = Brillante o Negro | Gal = Galvanizado  
 Inox = Inoxidable | PVC = Plástico o revestido  
 Grado de fuerza N/mm<sup>2</sup>: 1570 1670 1770 1870

Nota de descarga: La presente información técnica constituye una referencia general correspondiente a items del mismo tipo. Al momento de la compra, algunos productos incluyen un certificado de calidad individual del lote de producción con la información específica de dicho producto. Cuando haga sus cálculos finales, por favor referirse al certificado de calidad o a las inscripciones impresas (plataforma, labrado, etc) del producto adquirido. En caso de encontrar alguna inconsistencia, por favor escriban a info@indultra.com.

Fuente: [26]

### 3.2.7. Diseño del carro transportador

#### 3.2.7.1. Selección de rodamientos carro transportador

##### a) Cálculo del centro de gravedad

La posición del centro de gravedad se tomará en base al dibujo del avión proporcionado por la empresa

Posición longitudinal del centro de gravedad

La posición longitudinal del centro de gravedad se tomará en base al punto de contacto de los apoyos del avión en el carro transportador ver figura

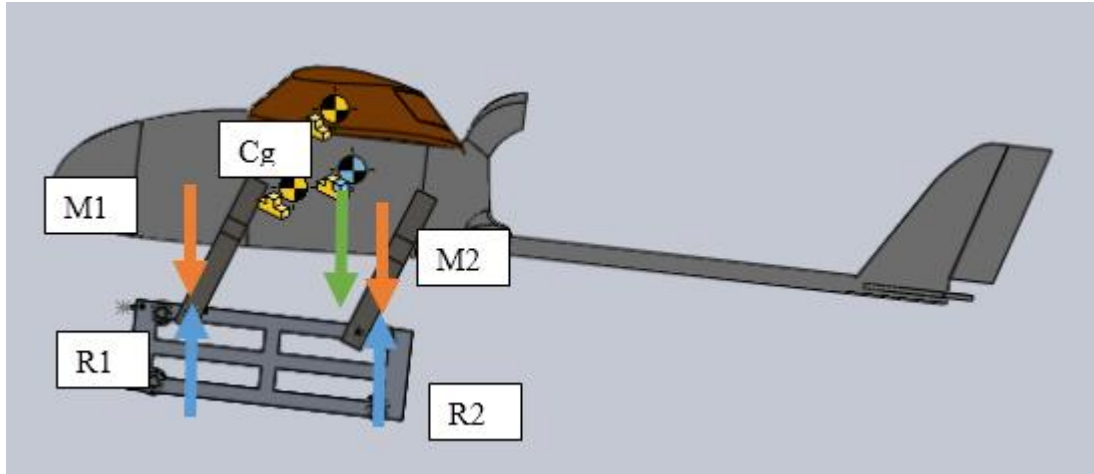


Figura 39 Centro de gravedad

Fuente: Autor

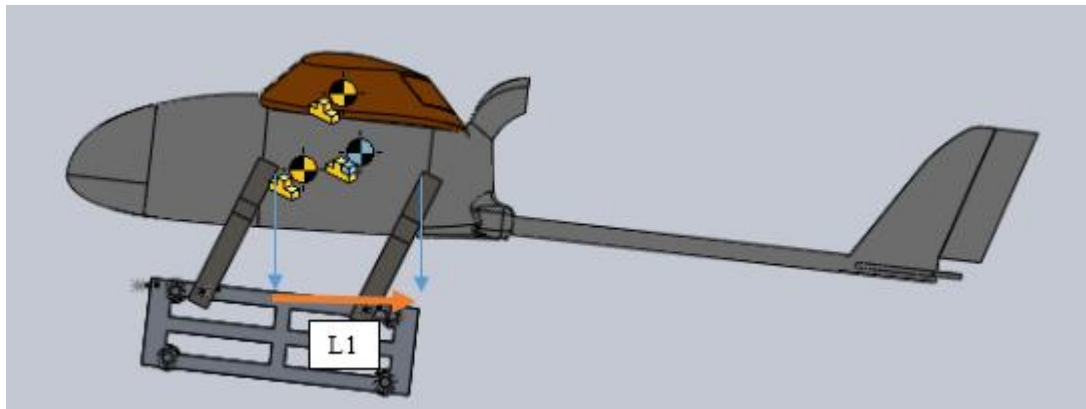


Figura 40 Posición longitudinal del centro de gravedad

Fuente Autor

$$l1 = \frac{(M1 + M2) * L1}{P \text{ total}}$$

Donde:

l1 = posición longitudinal del centro de gravedad

M1, M2 = masa del avión apoyos

L1 = distancia entre apoyos del avión

P total = masa total del avión

$$l1 = \frac{(40) * 19.79 \text{ cm}}{50}$$

$$l1 = 15.83 \text{ cm}$$

### b) Calculo de masas en los apoyos

Cg = 15.83 cm

Mediante porcentajes determinaremos la masa en cada uno de los apoyos, tomando en cuenta que la distancia entre apoyos es 19.79 cm como el 100% y el centro de gravedad se ubica a 15.83 cm apoyando la mayor carga en la parte trasera de los apoyos

$$x = \frac{15.83 * 100}{19.79}$$

$$x = 79.98 \%$$

Es decir que la carga en el apoyo trasero ocupa un 79.98% de la carga total del avión entonces se toman los valores de la siguiente manera:

Tabla 27 Masa en los apoyos del avión

Apoyo	Masa
Frontal	8.01 kg
Trasero	31.99 kg

Fuente: Autor

### c) Rodamientos parte frontal

Se debe tener en cuenta los parámetros de diseño siguientes:

- Se debe seleccionar un rodamiento de bolas de carga radial ya que son recomendados por el catalogo SKF en la utilización de ejes con diámetro pequeño. [27]
- Se diseñará en base a carga dinámica ya que el rodamiento girará sometido a grandes cargas constantes.
- Se debe tener en cuenta la confiabilidad del rodamiento, como un factor de diseño se estipulará una confiabilidad del 99%

- **Vida útil**

Se debe considerar una vida útil en base a que es una máquina utilizada intermitentemente por breves periodos, donde se requiere una alta confiabilidad, por lo que: tomando en cuenta la Tabla 28, se elige una vida útil de máximo 12 000 horas.

Tabla 28 Vida útil rodamientos SKF

Valores orientativos de la vida útil especificada de los diferentes tipos de máquinas	
Tipo de máquina	Vida útil especificada Horas de funcionamiento
Electrodomésticos, máquinas agrícolas, instrumentos, equipos técnicos de uso médico	300 ... 3 000
Máquinas utilizadas intermitentemente o durante breves periodos: herramientas eléctricas portátiles, dispositivos de elevación en talleres, máquinas y equipos para la construcción	3 000 ... 8 000
Máquinas utilizadas intermitentemente o durante breves periodos donde se requiere una alta confiabilidad: ascensores (elevadores), grúas para productos embalados o eslingas para tambores, etc.	8 000 ... 12 000
Máquinas para 8 horas de trabajo diario, no siempre utilizadas al máximo: transmisiones por engranajes de uso general, motores eléctricos para uso industrial, trituradoras giratorias	10 000 ... 25 000
Máquinas para 8 horas de trabajo diario utilizando plenamente sus capacidades: herramientas mecánicas, máquinas para carpintería, máquinas para la industria de la ingeniería, grúas para materiales a granel, ventiladores, cintas transportadoras, equipos de impresión, separadores y centrifugadoras	20 000 ... 30 000
Máquinas para 24 horas de trabajo continuo: unidades de engranajes para laminadores, maquinaria eléctrica de tamaño medio, compresores, tornos de extracción para minas, bombas, maquinaria textil	40 000 ... 50 000
Maquinaria para energía eólica, incluidos los rodamientos del eje principal, de orientación, de la caja de engranajes de cambio de paso, del generador	30 000 ... 100 000
Maquinaria para abastecimiento de agua, hornos giratorios, máquinas de trenzado de cables, maquinaria de propulsión para buques de alta mar	60 000 ... 100 000
Máquinas eléctricas de gran tamaño, plantas de generación de energía, bombas para minas, ventiladores para minas, rodamientos para ejes en túnel para buques de alta mar	> 100 000

Fuente: [27]

- **Numero de revoluciones**

$$\omega = \frac{Vel}{dr}$$

Donde:

$\omega$  = Velocidad Angular = ?

$dr$  = Distancia Requerida = 3.3455 m.

$$Vel = 24 \frac{m}{s}$$

Por lo que:



$$\omega = \frac{24 \frac{m}{s}}{3.3455 m} = 7.174 \frac{rad}{s} = 7.174 \frac{rad}{s} * \frac{1 rev}{2\pi rad} * \frac{60 segundos}{1 minuto}$$

$$= 68.5 rpm \approx 70 rpm$$

- **Carga dinámica equivalente del rodamiento**

Se define la formula como Pradial + Paxial

$$P = X.F_r + Y.F_a \text{ [kN]}$$

Donde:

P = Carga dinámica equivalente del rodamiento

Fr = Carga total determinada

$$F_r = MT * G$$

Donde:

MT = Masa total = Peso del avión + peso del carro transportador (ver tabla 27)

G = gravedad

$$MT = 8.01 \text{ kg} + 5 \text{ kg} = 13.01 \text{ kg}$$

$$F_r = 13.01 \text{ kg} * 9.81 \frac{m}{seg^2} = 127.628 \text{ N}$$

$$F_r = 0.127 \text{ KN} = P$$

- **Factores de corrección**

- a1: valores para el factor de ajuste de la vida del rodamiento confiabilidad del 99%. Probabilidad de fallo del 1%

Tabla 29 Valores para el factor de ajuste de la vida a1

▼ Factor a <sub>1</sub>						
Probabilidad de fallo %	10	5	4	3	2	1
Vida a fatiga	L <sub>10</sub>	L <sub>5</sub>	L <sub>4</sub>	L <sub>3</sub>	L <sub>2</sub>	L <sub>1</sub>
Factor a <sub>1</sub>	1	0,62	0,53	0,44	0,33	0,21

Fuente: [28]

Con una confiabilidad del 95% se determina  $a_1 = 0.21$

- $a_2$ : Con el factor  $a_2$  se tienen en cuenta las características del material y del tratamiento térmico

Factor de ajuste por material  $a_2 = 1$  (acero)

- $a_3$ : El factor  $a_3$  tiene en cuenta las condiciones de servicio, sobre todo las condiciones de lubricación a velocidad y temperatura de servicio.

Factor de condiciones de servicio  $a_3 = 1$

- **Capacidad de carga dinámica**

$$C = P \sqrt[p]{\frac{Lh * n * 60}{a_1 * a_2 * a_3 * 10^6}}$$

Donde:

C = Capacidad de carga dinámica

P = Carga dinámica equivalente del rodamiento = 0.127 KN

p = exponente de la ecuación de la vida

- 3 para los rodamientos de bolas
- 10/3 para los rodamientos de rodillos

Lh = Vida útil = 12000 h

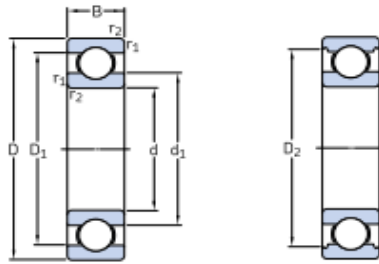
n = Velocidad de giro = 70 rpm

$a_1, a_2, a_3$  = Factores de corrección = 0.21, 1, 1 respectivamente

$$C = 0.127 \sqrt[3]{\frac{12000 * 70 * 60}{0.21 * 1 * 1 * 10^6}}$$

$$C = 0.78 \text{ KN}$$

Tabla 30 Rodamientos de bolas



Dimensiones principales			Capacidad de carga		Carga límite de fatiga $P_u$	Velocidades		Masa	Designación
d	D	B	básica dinámica C	estática $C_0$		Velocidad de referencia	Velocidad límite		
mm			kN		kN	rpm		kg	-
12	21	5	1,43	0,67	0,028	70 000	43 000	0,0063	61801
	24	6	2,25	0,98	0,043	67 000	40 000	0,011	61901
	28	8	5,4	2,36	0,10	60 000	38 000	0,022	*6001
	30	8	5,07	2,36	0,10	56 000	34 000	0,023	16101
	32	10	7,28	3,1	0,132	50 000	32 000	0,037	*6201
	37	12	10,1	4,15	0,176	45 000	28 000	0,060	*6301
15	24	5	1,56	0,8	0,034	60 000	38 000	0,0074	61802
	28	7	4,36	2,24	0,095	56 000	34 000	0,016	61902
	32	8	5,85	2,85	0,12	50 000	32 000	0,025	*16002
	32	9	5,85	2,85	0,12	50 000	32 000	0,030	*6002
	35	11	8,06	3,75	0,16	43 000	28 000	0,045	*6202
	42	13	11,9	5,4	0,228	38 000	24 000	0,082	*6302
17	26	5	1,68	0,93	0,039	56 000	34 000	0,0082	61803
	30	7	4,62	2,55	0,108	50 000	32 000	0,018	61903
	35	8	6,37	3,25	0,137	45 000	28 000	0,032	*16003
	35	10	6,37	3,25	0,137	45 000	28 000	0,039	*6003
	40	9	9,56	4,75	0,2	38 000	24 000	0,048	98203
	40	12	9,95	4,75	0,2	38 000	24 000	0,065	*6203
	40	12	11,4	5,4	0,228	38 000	24 000	0,064	6203 ETN9
	47	14	14,3	6,55	0,275	34 000	22 000	0,12	*6303
	62	17	22,9	10,8	0,455	28 000	18 000	0,27	6403
	20	32	7	4,03	2,32	0,104	45 000	28 000	0,018
37		9	6,37	3,65	0,156	43 000	26 000	0,038	61904
42		8	7,28	4,05	0,173	38 000	24 000	0,050	*16004
42		9	7,93	4,5	0,19	38 000	24 000	0,051	98204 Y
42		12	9,95	5	0,212	38 000	24 000	0,069	*6004

Fuente: [27]

Rodamiento seleccionado SKF 61802

#### d) Rodamientos parte trasera

Se debe tener en cuenta los parámetros de diseño siguientes:

- Se debe seleccionar un rodamiento de bolas de carga radial ya que son recomendados por el catalogo SKF en la utilización de ejes con diámetro pequeño. [27]
- Se diseñará en base a carga dinámica ya que el rodamiento girará sometido a grandes cargas constantes.
- Se debe tener en cuenta la confiabilidad del rodamiento, como un factor de diseño se estipulará una confiabilidad del 99%

- **Vida útil**

Se debe considerar una vida útil en base a que es una máquina utilizada intermitentemente por breves periodos, donde se requiere una alta confiabilidad, por lo que: tomando en cuenta la Tabla28, se elige una vida útil de máximo 12 000 horas.

- **Numero de revoluciones**

$$\omega = \frac{Vel}{dr}$$

Donde:

$\omega$  = Velocidad Angular = ?

$dr$  = Distancia Requerida = 3.3455 m.

$$Vel = 24 \frac{m}{s}$$

Por lo que:

$$\begin{aligned} \omega &= \frac{24 \frac{m}{s}}{3.3455 m} = 7.174 \frac{rad}{s} = 7.174 \frac{rad}{s} * \frac{1 rev}{2\pi rad} * \frac{60 segundos}{1 minuto} \\ &= 68.5 rpm \approx 70 rpm \end{aligned}$$

- **Carga dinámica equivalente del rodamiento**

Se define la formula como Pradial + Paxial

$$P = X.Fr + Y.Fa [kN]$$

Donde:

$P$  = Carga dinámica equivalente del rodamiento

$Fr$  = Carga total determinada

$$Fr = MT * G$$

Donde:

$MT$  = Masa total = Peso del avión + peso del carro transportador (ver tabla 27)

$G$  = gravedad

$$MT = 31.99 kg + 5 kg = 36.99 kg$$

$$F_r = 36.99 \text{ kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{seg}^2} = 362.87 \text{ N}$$

$$F_r = 0.362 \text{ KN} = P$$

- **Factores de corrección**

- a1: valores para el factor de ajuste de la vida del rodamiento confiabilidad del 99%. Probabilidad de fallo del 1% (ver tabla 29)

Con una confiabilidad del 99% se determina a1= 0.21

- a2: Con el factor a2 se tienen en cuenta las características del material y del tratamiento térmico

Factor de ajuste por material a2 = 1 (acero)

- a3: El factor a3 tiene en cuenta las condiciones de servicio, sobre todo las condiciones de lubricación a velocidad y temperatura de servicio.

Factor de condiciones de servicio a3 = 1

- **Capacidad de carga dinámica**

$$C = P \sqrt[p]{\frac{Lh * n * 60}{a1 * a2 * a3 * 10^6}}$$

Donde:

C = Capacidad de carga dinámica

P = Carga dinámica equivalente del rodamiento = 0.362 KN

p = exponente de la ecuación de la vida

- 3 para los rodamientos de bolas
- 10/3 para los rodamientos de rodillos

Lh = Vida útil = 12000 h

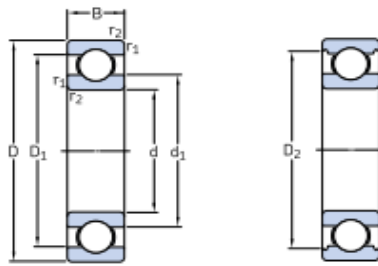
n = Velocidad de giro = 70 rpm

a1, a2, a3 = Factores de corrección = 0.21, 1, 1 respectivamente

$$C = 0.362 \sqrt[3]{\frac{12000 * 70 * 60}{0.21 * 1 * 1 * 10^6}}$$

$$C = 3.64 \text{ KN}$$

Tabla 31 Rodamientos de bolas



Dimensiones principales			Capacidad de carga básica		Carga límite de fatiga	Velocidades		Masa	Designación
d	D	B	C	C <sub>0</sub>	P <sub>u</sub>	Velocidad de referencia	Velocidad límite		
mm			kN		kN	rpm		kg	-
<b>12</b>	21	5	1,43	0,67	0,028	70 000	43 000	0,0063	<b>61801</b>
	24	6	2,25	0,98	0,043	67 000	40 000	0,011	<b>61901</b>
	28	8	5,4	2,36	0,10	60 000	38 000	0,022	<b>*6001</b>
	30	8	5,07	2,36	0,10	56 000	34 000	0,023	<b>16101</b>
	32	10	7,28	3,1	0,132	50 000	32 000	0,037	<b>*6201</b>
	37	12	10,1	4,15	0,176	45 000	28 000	0,060	<b>*6301</b>
<b>15</b>	24	5	1,56	0,8	0,034	60 000	38 000	0,0074	<b>61802</b>
	28	7	4,36	2,24	0,095	56 000	34 000	0,016	<b>61902</b>
	32	8	5,85	2,85	0,12	50 000	32 000	0,025	<b>*16002</b>
	32	9	5,85	2,85	0,12	50 000	32 000	0,030	<b>*6002</b>
	35	11	8,06	3,75	0,16	43 000	28 000	0,045	<b>*6202</b>
	42	13	11,9	5,4	0,228	38 000	24 000	0,082	<b>*6302</b>
<b>17</b>	26	5	1,68	0,93	0,039	56 000	34 000	0,0082	<b>61803</b>
	30	7	4,62	2,55	0,108	50 000	32 000	0,018	<b>61903</b>
	35	8	6,37	3,25	0,137	45 000	28 000	0,032	<b>*16003</b>
	35	10	6,37	3,25	0,137	45 000	28 000	0,039	<b>*6003</b>
	40	9	9,56	4,75	0,2	38 000	24 000	0,048	<b>98203</b>
	40	12	9,95	4,75	0,2	38 000	24 000	0,065	<b>*6203</b>
<b>20</b>	40	12	11,4	5,4	0,228	38 000	24 000	0,064	<b>6203 ETN9</b>
	47	14	14,3	6,55	0,275	34 000	22 000	0,12	<b>*6303</b>
	62	17	22,9	10,8	0,455	28 000	18 000	0,27	<b>6403</b>
	32	7	4,03	2,32	0,104	45 000	28 000	0,018	<b>61804</b>
	37	9	6,37	3,65	0,156	43 000	26 000	0,038	<b>61904</b>
	42	8	7,28	4,05	0,173	38 000	24 000	0,050	<b>*16004</b>
	42	9	7,93	4,5	0,19	38 000	24 000	0,051	<b>98204 Y</b>
	42	12	9,95	5	0,212	38 000	24 000	0,069	<b>*6004</b>

Fuente: [27]

Rodamiento seleccionado SKF 6202

### 3.2.7.2. Diseño del eje carro

Diseño de Eje

Material: Acero ASTM 1018 material de transmisión

Velocidad del Eje: 70 rpm

Número de ciclos: 75000 ciclos

$\emptyset = 15$  mm (Valor determinado en la selección del rodamiento)

Por lo que

$$S_e = k_a k_b k_c k_d k_e k_f S'_e S_e$$

Donde:

$k_a$  = Factor de modificación de la condición superficial = ?

$k_b$  = Factor de modificación del tamaño = ?

$k_c$  = Factor de modificación de la carga = ?

$k_d$  = Factor de modificación de la temperatura = ?

$k_e$  = Factor de confiabilidad = ?

$k_f$  = Factor de modificación de efectos varios = ?

$S'_e$  = Límite de resistencia a la fatiga en viga rotatoria = ?

$S_e$  = Límite de resistencia a la fatiga en la ubicación de una parte de máquina en la geometría y condición de uso. = ?

Por lo que:

Factor de modificación de la condición superficial es (ver tabla 32):

$$k_a = a S_{ut}^b$$

Donde:

$S_{ut}$  = Resistencia Mínima a la tensión = 341 MPa Anexo

Factor  $a = 4.51$

Factor  $b = -0.265$

Tabla 32 Factores de modificación factor a

Acabado superficial	Factor a		Exponente b
	$S_{ut}$ kpsi	$S_{ut}$ MPa	
Esmerilado	1.34	1.58	-0.085
Maquinado o laminado en frío	2.70	4.51	-0.265
Laminado en caliente	14.4	57.7	-0.718
Como sale de la forja	39.9	272.	-0.995

Fuente: [29]

$$k_a = 4.51(341)^{-0.265} = 0.961$$

Factor de modificación del tamaño es:

En base a la recomendación establecida en Shigley tabla 33, se tiene que:

$$k_b = 1.24d^{-0.107}$$

$\emptyset = 15$  mm (Valor predeterminado)

$$k_b = 1.24(15)^{-0.107} = 0.928$$

Tabla 33 Factores de modificación factor kb

$$k_b = \begin{cases} (d/0.3)^{-0.107} = 0.879d^{-0.107} & 0.11 \leq d \leq 2 \text{ pulg} \\ 0.91d^{-0.157} & 2 < d \leq 10 \text{ pulg} \\ (d/7.62)^{-0.107} = 1.24d^{-0.107} & 2.79 \leq d \leq 51 \text{ mm} \\ 1.51d^{-0.157} & 51 < d \leq 254 \text{ mm} \end{cases}$$

Fuente: [29]

Factor de modificación de la carga

$k_c = 0.59$  Factor recomendado

$$k_c = \begin{cases} 1 & \text{flexión} \\ 0.85 & \text{axial} \\ 0.59 & \text{torsión}^{17} \end{cases}$$

Factor de modificación de la temperatura

$k_d = 1$  por estar sometido a una temperatura de 20°C ambiente como se especifica en la Tabla 34.



Tabla 34 Factor de modificacion de temperatura

Temperatura, °C	$S_T/S_{RT}$	Temperatura, °F	$S_T/S_{RT}$
20	1.000	70	1.000
50	1.010	100	1.008
100	1.020	200	1.020
150	1.025	300	1.024
200	1.020	400	1.018
250	1.000	500	0.995
300	0.975	600	0.963
350	0.943	700	0.927
400	0.900	800	0.872
450	0.843	900	0.797
500	0.768	1 000	0.698
550	0.672	1 100	0.567
600	0.549		

Fuente: [29]

Factor de confiabilidad según tabla 35

$$k_e = 1 - 0.08Z_a$$

Z<sub>a</sub> = Factor de Confiabilidad = Indicando que se tiene una confiabilidad del 99%

$$k_e = 1 - 0.08 * 2.326 = 0.81392$$

Tabla 35 Factor de modificación de confiabilidad

Confiabilidad, %	Variación de transformación $z_a$	Factor de confiabilidad $k_c$
50	0	1.000
90	1.288	0.897
95	1.645	0.868
99	2.326	0.814
99.9	3.091	0.753
99.99	3.719	0.702
99.999	4.265	0.659
99.9999	4.753	0.620

Fuente: [29]

Factor de modificación de efectos varios

Por ser un Eje de sección Uniforme  $k_f=1$

Límite de resistencia a la fatiga en viga rotatoria

$$S'e = 0.5 S_{ut} = 0.5 * 341 MPa = 170.5 MPa$$

Por lo que:

$$S_e = 0.961 * 0.928 * 0.59 * 1 * 0.81392 * 1 * 170.5 = 73.0179 MPa$$

**a) Resistencia a la fatiga**

$$a = \frac{(fS_{ut})^2}{S_e}$$

Donde:

$f = 0.9$  por tener un  $S_{ut} = 49.5 \text{ Ksi} = 341 \text{ Mpa}$  (figura 41)

$$a = \frac{(0.9 * 341 MPa)^2}{73.0179 MPa}$$

$$a = 1289.924 MPa$$

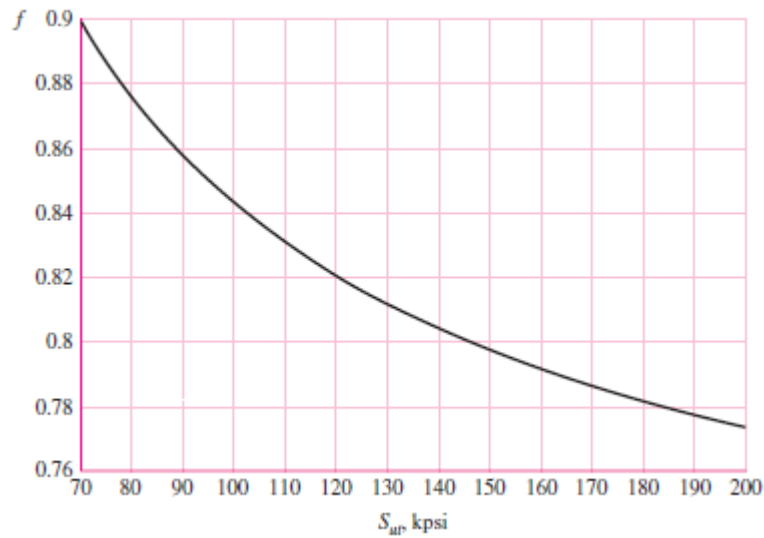


Figura 41 Factor  $f$  resistencia a la fatiga

Fuente: [29]

$$b = -\frac{1}{3} \log \left( \frac{fS_{ut}}{S_e} \right)$$

$$b = -\frac{1}{3} \log \left( \frac{0.9 * 341 MPa}{73.0179 MPa} \right) = -0.2078$$

Una vez detallado los factores se procede a determinar la resistencia a la fatiga de la siguiente manera:

$$Sf = aN^b = 1289.924MPa * 70000^{-0.2078}$$

$$Sf = 126.98 MPa$$

Teniendo presente que:

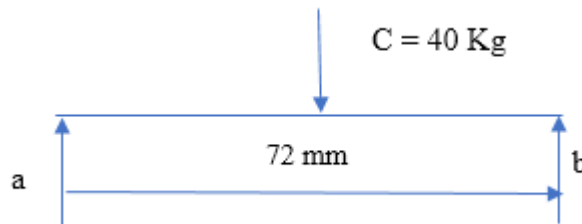


Figura 42 DCL eje de carro

Fuente: Autor

$$Ra = Rb = \frac{F}{2} = \frac{40Kg}{2} = 20 Kg$$

$$Mac = \frac{Fx}{2} = \frac{40Kg * 36 mm}{2} = 720 Kg * mm = Mbc$$

Una vez determinado el Momento Máximo se procede a determinar el Esfuerzo por Flexión

$$\sigma = \frac{32 * M}{\pi * d^3} = \frac{32 * 720 kg * mm}{\pi * (15 mm)^3} = 2.1729 \frac{Kg}{mm^2} = 21.30 MPa$$

Finalmente se determina que el Factor de seguridad es:

$$n = \frac{Sf}{\sigma} = \frac{126.98 MPa}{21.30 MPa} = 5.96$$

Según el factor de seguridad originado es aceptable, tal como recomienda Rober Mott para máquinas que van a estar en constante movimiento. El factor de seguridad sea igual o mayor a 4. [30]

### 3.2.8. Diseño del sistema de polea frontal

#### 3.2.8.1. Polea motriz

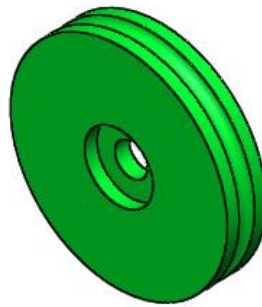


Figura 43 Polea Motriz

Fuente: Autor

En base al tipo de cables se procede a escoger el material y diámetro de la polea ver tabla 36, como se nota que el tipo de cable es de 6x7, se selecciona el primero, por lo que el diámetro mínimo de la polea es:

Tabla 36 Propiedades de Cables de Acero

Cable de acero	Peso por pie $w$ , lbf/pie	Peso por pie incluyendo el núcleo $w$ , lbf/pie	Diámetro mínimo de la polea $D$ , pulg	Mejor diámetro de la polea $D$ , pulg	Diámetro de alambres $d_w$ , pulg	Área del metal $A_m$ , pulg <sup>2</sup>	Módulo de Young del cable $E_c$ , psi
6 x 7	$1.50d^2$		$42d$	$72d$	$0.111d$	$0.38d^2$	$13 \times 10^6$
6 x 19	$1.60d^2$	$1.76d^2$	$30d$	$45d$	$0.067d$	$0.40d^2$	$12 \times 10^6$
6 x 37	$1.55d^2$	$1.71d^2$	$18d$	$27d$	$0.048d$	$0.40d^2$	$12 \times 10^6$

Fuente: [29]

Diámetro mínimo de la polea igual a  $42d$  según la tabla 25

$$42 \times d = 42 \times 1/8 = 5.25 \text{ pulgadas.}$$

#### a) Tipo de material

Para seleccionar el Tipo de Material que debe tener la Polea, se procede de la siguiente manera:

- $F$  = Peso de la nave (fuerza de tensión) = 392.4 N = **88.215 lbf**
- $d$  = Diámetro del Cable = 1/8"
- $D$  = Diámetro de la Polea = 5-1/4"
- $P$  = Presión (psi) = ?

Donde:

$$P = \frac{2F}{dD} \quad \text{Ecuación 15}$$

Por lo que:

$$P = \frac{2 * 88.215 \text{ lb}}{0.125 \text{ pulg} * 5.25 \text{ pulg}} = \frac{176.43 \text{ lb}}{0.65625 \text{ pulg}^2} = 268.845 \text{ psi}$$

En base a la presión determinada y al tipo de cable el cual es torzal regular, se selecciona el siguiente material, el cual es debe ser mínimo de Hierro Fundido, el cual soporte hasta 300 psi, tal como se detalla en la tabla 37.

Tabla 37 Material de la Polea

Cable	Material de la polea				
	Madera <sup>a</sup>	Hierro fundido <sup>b</sup>	Acero fundido <sup>c</sup>	Hierros fundidos enfriados <sup>d</sup>	Acero al manganeso <sup>e</sup>
Torzal regular:					
6 x 7	150	300	550	650	1 470
6 x 19	250	480	900	1 100	2 400
6 x 37	300	585	1 075	1 325	3 000
8 x 19	350	680	1 260	1 550	3 500
Torzal lang:					
6 x 7	165	350	600	715	1 650
6 x 19	275	550	1 000	1 210	2 750
6 x 37	330	660	1 180	1 450	3 300

<sup>a</sup>En veta extrema de madera de haya, de nogal americano o de goma.

<sup>b</sup>Para  $H_v(\text{min}) = 125$ .

<sup>c</sup>Carbono 30-40;  $H_v(\text{min}) = 160$ .

<sup>d</sup>Se emplea únicamente con dureza superficial uniforme.

<sup>e</sup>Para altas velocidades con poleas balanceadas que posean superficie esmerilada.

Fuente: [29]

## b) Frecuencia natural

La frecuencia natural de la polea se determina a través de la siguiente ecuación:

$$Fn = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \text{Ecuación 16}$$

Donde:

- $Fn$  = Frecuencia Natural = ?
- $k$  = La constante de rigidez = ?
- $m$  = Masa = 2.29 Kg = 5.05 lb.

En vista que no se tiene la Constante de Rigidez (k) se procede a determinar:

$$F = -kx \quad \text{Ecuación 17}$$

Donde:

- $F = \text{Peso de la nave (Fuerza que actúa)} = m \cdot g = 392.4 \text{ N} = \mathbf{88.215 \text{ lbf}}$
- $X = \text{Distancia que arrastra el Cable} = 3345.5 \text{ mm} = 3.3455 \text{ m}$
- $K = ?$

Por lo que:

$$k = \frac{F}{x} = \frac{392.4 \text{ N}}{3.3455 \text{ m}} = 117.3 \frac{\text{N}}{\text{m}}$$

Una vez obtenido la  $k = 117.3 \frac{\text{N}}{\text{m}}$ , se procede a determinar la Frecuencia Natural  $F_n$ , de la siguiente manera:

$$F_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{117.3 \frac{\text{N}}{\text{m}}}{2.29 \text{ Kg}}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{117.3 \frac{\text{Kg} \cdot \text{m}}{\text{seg}^2}}{2.29 \text{ Kg}}} = 1.14 \frac{\text{rad}}{\text{seg}}$$

### c) Velocidad angular de la polea

La velocidad angular de la polea se determina de la siguiente manera:

$$\omega = \frac{Vel}{Ap} \quad \text{Ecuación 18}$$

Donde:

- Velocidad Angular =  $\omega = ?$
- $\emptyset = 133.35 \text{ mm}$
- Arco de la Polea =  $Ap = ?$
- $Vo = 24 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

Por lo que:

$$Ap = \pi * \emptyset \quad \text{Ecuación 19}$$

$$Ap = \pi * \emptyset = \pi * 133.35 = 418.93 \text{ mm} = 0.4189 \text{ m}$$

Por lo tanto, se tiene que:

$$\omega = \frac{24 \frac{m}{s}}{0.4189 m} = 57.3 \frac{rad}{s}$$

Como se nota que la Velocidad Angular es mayor a la Frecuencia Natural se da por válido el diseño de la polea.

$$F_n = 1.14 \frac{rad}{seg}$$

$$\omega = 57.3 \frac{rad}{s}$$

$$\omega > F_n \text{ OK}$$

### 3.2.8.2. Selección del rodamiento polea motriz

Se debe tener en cuenta los parámetros de diseño siguientes:

- Se debe seleccionar un rodamiento de bolas de carga radial ya que son recomendados por el catalogo SKF en la utilización de ejes con diámetro pequeño. [27]
- Se diseñará en base a carga dinámica ya que el rodamiento girará sometido a grandes cargas constantes.
- Se debe tener en cuenta la confiabilidad del rodamiento, como un factor de diseño se estipulará una confiabilidad del 99%

#### a) Vida útil

Se debe considerar una vida útil en base a que es una máquina utilizada intermitentemente por breves periodos, donde se requiere una alta confiabilidad, por lo que: tomando en cuenta la Tabla 28, se elige una vida útil de máximo 12 000 horas.

#### b) Numero de revoluciones

$$\omega = \frac{Vel}{dr}$$

Donde:

$\omega$  = Velocidad Angular = ?

$dr$  = Distancia Requerida = 3.3455 m.

$$Vel = 24 \frac{m}{s}$$

Por lo que:

$$\begin{aligned}\omega &= \frac{24 \frac{m}{s}}{3.3455 m} = 7.174 \frac{rad}{s} = 7.174 \frac{rad}{s} * \frac{1 rev}{2\pi rad} * \frac{60 segundos}{1 minuto} \\ &= 68.5 rpm \approx 70 rpm\end{aligned}$$

### c) Carga dinámica equivalente del rodamiento

Se define la formula como Pradial + Paxial

$$P = X.F_r + Y.F_a \text{ [kN]}$$

Donde:

P = Carga dinámica equivalente del rodamiento

$F_r$  = Carga total determinada

$$F_r = MT * G$$

Donde:

MT = Masa total = Peso del avión + peso del carro transportador + peso de poleas

G = gravedad

$$MT = 40 \text{ kg} + 10 \text{ kg} + 18 \text{ kg} = 68 \text{ kg}$$

$$F_r = 68 \text{ kg} * 9.81 \frac{m}{seg^2} = 667.08 \text{ N}$$

$$F_r = 0.67 \text{ KN} = P$$

### d) Factores de corrección

- $a_1$ : valores para el factor de ajuste de la vida del rodamiento confiabilidad del 99%. Probabilidad de fallo del 1% (ver tabla 29)

Con una confiabilidad del 99% se determina  $a_1 = 0.21$

- $a_2$ : Con el factor  $a_2$  se tienen en cuenta las características del material y del tratamiento térmico



Factor de ajuste por material  $a_2 = 1$  (acero)

- $a_3$ : El factor  $a_3$  tiene en cuenta las condiciones de servicio, sobre todo las condiciones de lubricación a velocidad y temperatura de servicio.

Factor de condiciones de servicio  $a_3 = 1$

**e) Capacidad de carga dinámica**

$$C = P \sqrt[p]{\frac{Lh * n * 60}{a_1 * a_2 * a_3 * 10^6}}$$

Donde:

C = Capacidad de carga dinámica

P = Carga dinámica equivalente del rodamiento = 0.67 KN

p = exponente de la ecuación de la vida

- 3 para los rodamientos de bolas
- 10/3 para los rodamientos de rodillos

Lh = Vida útil = 12000 h

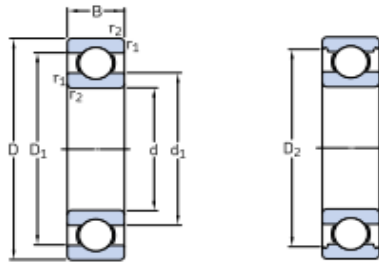
n = Velocidad de giro = 70 rpm

$a_1, a_2, a_3$  = Factores de corrección = 0.21, 1, 1 respectivamente

$$C = 0.67 \sqrt[3]{\frac{12000 * 70 * 60}{0.21 * 1 * 1 * 10^6}}$$

$$C = 5.2 \text{ KN}$$

Tabla 38 Rodamientos de bolas



Dimensiones principales			Capacidad de carga básica		Carga límite de fatiga	Velocidades		Masa	Designación
d	D	B	dinámica C	estática C <sub>0</sub>	P <sub>e</sub>	Velocidad de referencia	Velocidad límite		
mm			kN		kN	rpm		kg	-
<b>12</b>	21	5	1,43	0,67	0,028	70 000	43 000	0,0063	<b>61801</b>
	24	6	2,25	0,98	0,043	67 000	40 000	0,011	<b>61901</b>
	28	8	5,4	2,36	0,10	60 000	38 000	0,022	<b>*6001</b>
	30	8	5,07	2,36	0,10	56 000	34 000	0,023	<b>16101</b>
	32	10	7,28	3,1	0,132	50 000	32 000	0,037	<b>*6201</b>
	37	12	10,1	4,15	0,176	45 000	28 000	0,060	<b>*6301</b>
<b>15</b>	24	5	1,56	0,8	0,034	60 000	38 000	0,0074	<b>61802</b>
	28	7	4,36	2,24	0,095	56 000	34 000	0,016	<b>61902</b>
	32	8	5,85	2,85	0,12	50 000	32 000	0,025	<b>*16002</b>
	32	9	5,85	2,85	0,12	50 000	32 000	0,030	<b>*6002</b>
	35	11	8,06	3,75	0,16	43 000	28 000	0,045	<b>*6202</b>
	42	13	11,9	5,4	0,228	38 000	24 000	0,082	<b>*6302</b>
<b>17</b>	26	5	1,68	0,93	0,039	56 000	34 000	0,0082	<b>61803</b>
	30	7	4,62	2,55	0,108	50 000	32 000	0,018	<b>61903</b>
	35	8	6,37	3,25	0,137	45 000	28 000	0,032	<b>*16003</b>
	35	10	6,37	3,25	0,137	45 000	28 000	0,039	<b>*6003</b>
	40	9	9,56	4,75	0,2	38 000	24 000	0,048	<b>98203</b>
	40	12	9,95	4,75	0,2	38 000	24 000	0,065	<b>*6203</b>
	40	12	11,4	5,4	0,228	38 000	24 000	0,064	<b>6203 ETN9</b>
	47	14	14,3	6,55	0,275	34 000	22 000	0,12	<b>*6303</b>
	62	17	22,9	10,8	0,455	28 000	18 000	0,27	<b>6403</b>
	<b>20</b>	32	7	4,03	2,32	0,104	45 000	28 000	0,018
37		9	6,37	3,65	0,156	43 000	26 000	0,038	<b>61904</b>
42		8	7,28	4,05	0,173	38 000	24 000	0,050	<b>*16004</b>
42		9	7,93	4,5	0,19	38 000	24 000	0,051	<b>98204 Y</b>
42		12	9,95	5	0,212	38 000	24 000	0,069	<b>*6004</b>

Fuente: [27]

Rodamiento seleccionado SKF 16004

### 3.2.8.3. Diseño del eje polea motriz

Diseño de Eje

Material: Acero ASTM 1018 eje de transmisión

Velocidad del Eje: 70 rpm

Número de ciclos: 75000 ciclos

Ø = 20 mm (Valor determinado en la selección del rodamiento)

Por lo que

$$S_e = k_a k_b k_c k_d k_e k_f S'_e$$

Donde:

$k_a$  = Factor de modificación de la condición superficial = ?

$k_b$  = Factor de modificación del tamaño = ?

$k_c$  = Factor de modificación de la carga = ?

$k_d$  = Factor de modificación de la temperatura = ?

$k_e$  = Factor de confiabilidad = ?

$k_f$  = Factor de modificación de efectos varios = ?

$S'_e$  = Límite de resistencia a la fatiga en viga rotatoria = ?

$S_e$  = Límite de resistencia a la fatiga en la ubicación de una parte de máquina en la geometría y condición de uso. = ?

Por lo que:

Factor de modificación de la condición superficial es: (ver tabla 32)

$$k_a = a S_{ut}^b$$

Donde:

$S_{ut}$  = Resistencia Mínima a la tensión = 341 MPa

Factor a = 4.51

Factor b = -0.265

$$k_a = 4.51(341)^{-0.265} = 0.961$$

Factor de modificación del tamaño es:

En base a la recomendación establecida en Shigley tabla 33 se tiene que:

$$k_b = 1.24 d^{-0.107}$$

$\emptyset = 20$  mm (Valor predeterminado)

$$k_b = 1.24(20)^{-0.107} = 0.899$$

Factor de modificación de la carga

$$k_c = 0.59 \text{ Factor recomendado}$$

Factor de modificación de la temperatura

$k_d = 1$  por estar sometido a una temperatura de 20°C ambiente como se especifica en la Tabla 34.

Factor de confiabilidad tabla 35

$$k_e = 1 - 0.08Z_a$$

$Z_a$  = Factor de Confiabilidad = Indicando que se tiene una confiabilidad del 99%

$$k_e = 1 - 0.08 * 2.326 = 0.81392$$

Factor de modificación de efectos varios

Por ser un Eje de sección Uniforme  $k_f=1$

Límite de resistencia a la fatiga en viga rotatoria

$$S'_e = 0.5 S_{ut} = 0.5 * 341 \text{MPa} = 170.5 \text{MPa}$$

Por lo que:

$$S_e = 0.961 * 0.899 * 0.59 * 1 * 0.81392 * 1 * 170.5 = 70.736 \text{MPa}$$

**a) Resistencia a la fatiga**

$$a = \frac{(fS_{ut})^2}{S_e}$$

Donde:

$f = 0.9$  por tener un  $S_{ut} = 49.5 \text{Ksi} = 341 \text{MPa}$  (figura 41)

$$a = \frac{(0.9 * 341 \text{MPa})^2}{70.736 \text{MPa}}$$

$$a = 1331.53 \text{MPa}$$

$$b = -\frac{1}{3} \log \left( \frac{fS_{ut}}{S_e} \right)$$

$$b = -\frac{1}{3} \log \left( \frac{0.9 * 341 \text{MPa}}{70.736 \text{MPa}} \right) = -0.2145$$

Una vez detallado los factores se procede a determinar la resistencia a la fatiga de la siguiente manera:

$$Sf = aN^b = 1331.53 \text{ MPa} * 75000^{-0.2145} = 119.85 \text{ MPa}$$

Teniendo presente que:

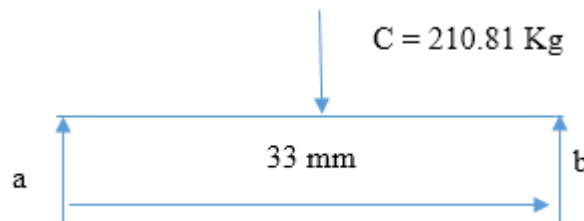


Figura 44 DCL eje de la polea frontal

Fuente: Autor

$$Mac = \frac{Fx}{2} = \frac{210.81 \text{ Kg} * 16.5 \text{ mm}}{2} = 1739.1825 \text{ Kg} * \text{mm} = Mbc$$

Una vez determinado el Momento Máximo se procede a determinar el Esfuerzo por Flexión

$$\sigma = \frac{32 * M}{\pi * d^3} = \frac{32 * 1739.1825 \text{ kg} * \text{mm}}{\pi * (20 \text{ mm})^3} = 2.214 \frac{\text{Kg}}{\text{mm}^2} = 21.712 \text{ MPa}$$

Finalmente se determina que el Factor de seguridad es:

$$n = \frac{Sf}{\sigma} = \frac{119.85 \text{ MPa}}{21.712 \text{ MPa}} = 5.52$$

Según el factor de seguridad originado es aceptable, tal como recomienda Rober Mott para máquinas que van a estar en constante movimiento. El factor de seguridad sea igual o mayor a 4. [30]

### 3.2.9. Diseño del sistema de polea retráctil

#### 3.2.9.1. Polea doble

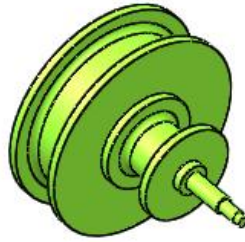


Figura 45 Polea doble

Fuente: Autor

Para determinar el diámetro mayor de la polea retráctil se debe tener en cuenta que la longitud del cable faltante es de 2.62m, se tiene previsto que la polea gire 3.5 vueltas para su desenrollo total por lo que, esta sería de la siguiente manera:

$$2.62m = 2\pi r \times 3.5 \text{ vueltas}$$
$$r = \frac{2.62 \text{ m}}{2\pi \times 3.5} = 0.1191 \text{ m} = 119.14 \text{ mm}$$
$$d = 2 \times 119.14 \text{ mm} = 238 \text{ mm}$$

Por seguridad el diámetro de la polea retráctil sería de 240 mm.

En base al diámetro de la polea Mayor que es de:

$$\phi_M = 240 \text{ mm}$$

$$i = 1:3$$

$$\phi_m = ?$$

$$i = \frac{\phi_m}{\phi_M}$$

Ecuación 22

$$\frac{1}{3} = \frac{\phi_m}{240 \text{ mm}}$$

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

#### a) Frecuencia natural

La frecuencia natural de la polea se determina a través de la ecuación 16:

$$Fn = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}$$

Donde:

- Fn = Frecuencia Natural = ?
- k = La constante de rigidez = ?
- m = Masa = 40.6 Kg.

En vista que no se tiene la Constante de Rigidez (k) se procede a determinar con la ecuación 17:

$$F = -kx$$

Donde:

- F = Fuerza que actúa = m\*g = 392.4 N = **88.215 lbf**
- X = Distancia que arrastra el Cable = 3345.5 mm = 3.3455 m
- K = ?

Por lo que:

$$k = \frac{F}{x} = \frac{392.4 \text{ N}}{3.3455 \text{ m}} = 117.3 \frac{\text{N}}{\text{m}}$$

Una vez obtenido la k = 117.3  $\frac{\text{N}}{\text{m}}$ , se procede a determinar la Frecuencia Natural Fn, de la siguiente manera:

$$Fn = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{117.3 \frac{\text{N}}{\text{m}}}{40.6 \text{ Kg}}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{117.3 \frac{\text{Kg} \cdot \text{m}}{\text{seg}^2}}{40.6 \text{ Kg}}} = 0.27 \frac{\text{rad}}{\text{seg}}$$

### b) Velocidad angular de la polea

La velocidad angular de la polea se determina a partir de la ecuación 18 de la siguiente manera:

$$\omega = \frac{Vel}{Ap}$$

Donde:

- Velocidad Angular =  $\omega = ?$
- $\emptyset = 240 \text{ mm}$
- *Arco de la Polea* =  $Ap = ?$
- $V_o = 24 \frac{m}{s}$

Por lo que:

$$Ap = \pi * \emptyset = \pi * 240 = 754 \text{ mm} = 0.754 \text{ m}$$

$$\omega = \frac{24 \frac{m}{s}}{0.754 \text{ m}} = 31.83 \frac{rad}{s}$$

Como se nota que la Velocidad Angular es mayor a la Frecuencia Natural se da por válido el diseño de la polea.

$$F_n = 0.27 \frac{rad}{seg}$$

$$\omega = 31.83 \frac{rad}{s}$$

$$\omega > F_n \text{ OK}$$

### 3.2.9.2. Selección del rodamiento polea doble

Se debe tener en cuenta los parámetros de diseño siguientes:

- Se debe seleccionar un rodamiento de bolas de carga radial ya que son recomendados por el catalogo SKF en la utilización de ejes con diámetro pequeño. [27]
- Se diseñará en base a carga dinámica ya que el rodamiento girará sometido a grandes cargas constantes.
- Se debe tener en cuenta la confiabilidad del rodamiento, como un factor de diseño se estipulará una confiabilidad del 99%

#### a) Vida útil



Se debe considerar una vida útil en base a que es una máquina utilizada intermitentemente por breves periodos, donde se requiere una alta confiabilidad, por lo que: tomando en cuenta la Tabla 28, se elige una vida útil de máximo 12 000 horas.

**b) Numero de revoluciones**

$$\omega = \frac{Vel}{dr}$$

Donde:

$\omega$  = Velocidad Angular = ?

$dr$  = Distancia Requerida = 3.3455 m.

$$Vel = 24 \frac{m}{s}$$

Por lo que:

$$\begin{aligned} \omega &= \frac{24 \frac{m}{s}}{3.3455 m} = 7.174 \frac{rad}{s} = 7.174 \frac{rad}{s} * \frac{1 rev}{2\pi rad} * \frac{60 segundos}{1 minuto} \\ &= 68.5 rpm \approx 70 rpm \end{aligned}$$

**c) Carga dinámica equivalente del rodamiento**

Se define la formula como Pradial + Paxial

$$P = X.F_r + Y.F_a [kN]$$

Donde:

P = Carga dinámica equivalente del rodamiento

$F_r$  = Carga total determinada

$$F_r = MT * G$$

Donde:

MT = Masa total = Peso del avión + peso del carro transportador + peso de poleas

G = gravedad

$$MT = 40 kg + 10 kg + 4.38 kg = 54.38 kg$$

$$F_r = 54.38 kg * 9.81 \frac{m}{seg^2} = 533.46 N$$

$$Fr = 0.53 \text{ KN} = P$$

**d) Factores de corrección**

- a1: valores para el factor de ajuste de la vida del rodamiento confiabilidad del 99%. Probabilidad de fallo del 1% (ver tabla 29)

Con una confiabilidad del 95% se determina a1= 0.21 según tabla

- a2: Con el factor a2 se tienen en cuenta las características del material y del tratamiento térmico

Factor de ajuste por material a2 = 1 (acero)

- a3: El factor a3 tiene en cuenta las condiciones de servicio, sobre todo las condiciones de lubricación a velocidad y temperatura de servicio.

Factor de condiciones de servicio a3 = 1

**e) Capacidad de carga dinámica**

$$C = P \sqrt[p]{\frac{Lh * n * 60}{a1 * a2 * a3 * 10^6}}$$

Donde:

C = Capacidad de carga dinámica

P = Carga dinámica equivalente del rodamiento = 0.53 KN

p = exponente de la ecuación de la vida

- 3 para los rodamientos de bolas
- 10/3 para los rodamientos de rodillos

Lh = Vida útil = 12000 h

n = Velocidad de giro = 70 rpm

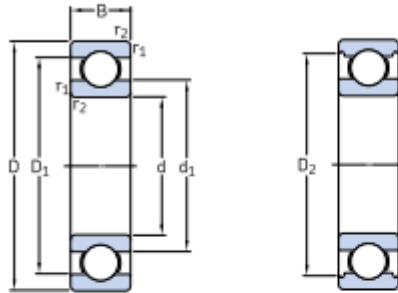
a1, a2, a3 = Factores de corrección = 0.21, 1, 1 respectivamente

$$C = 0.53 \sqrt[3]{\frac{12000 * 70 * 60}{0.21 * 1 * 1 * 10^6}}$$

$$C = 3.29 \text{ KN}$$

Tabla 39 Rodamientos de bolas

Rodamientos rígidos de una hilera de bolas  
d 25 – 35 mm



Dimensiones principales			Capacidad de carga básica		Carga límite de fatiga $P_u$	Velocidades		Masa	Designación
d	D	B	dinámica C	estática $C_0$		Velocidad de referencia	Velocidad límite		
mm			kN		kN	rpm		kg	-
25	37	7	4,36	2,6	0,125	38 000	24 000	0,022	61805
	42	9	7,02	4,3	0,193	36 000	22 000	0,045	61905
	47	8	8,06	4,75	0,212	32 000	20 000	0,060	*16005
	47	12	11,9	6,55	0,275	32 000	20 000	0,080	*6005
	52	9	10,6	6,55	0,28	28 000	18 000	0,078	98205
	52	15	14,8	7,8	0,335	28 000	18 000	0,13	*6205
	52	15	17,8	9,8	0,40	28 000	18 000	0,12	6205 ETN9
	62	17	23,4	11,6	0,49	24 000	16 000	0,23	*6305
	62	17	26	13,4	0,57	24 000	16 000	0,21	6305 ETN9
	80	21	35,8	19,3	0,82	20 000	13 000	0,53	6405

Fuente: [27]

Rodamiento seleccionado SKF 61805

### 3.2.9.3. Diseño del eje polea doble

Diseño de Eje

Material: Acero ASTM 1018 eje de transmisión

Velocidad del Eje: 70 rpm

Número de ciclos: 75000 ciclos

$\varnothing = 25 \text{ mm}$  (Valor determinado en la selección del rodamiento)

Por lo que

$$S_e = k_a k_b k_c k_d k_e k_f S'_e$$

Donde:

$k_a$  = Factor de modificación de la condición superficial = ?

$k_b$  = Factor de modificación del tamaño = ?

$k_c$  = Factor de modificación de la carga = ?

$k_d$  = Factor de modificación de la temperatura = ?

$k_e$  = Factor de confiabilidad = ?

$k_f$  = Factor de modificación de efectos varios = ?

$S'e$  = Límite de resistencia a la fatiga en viga rotatoria = ?

$S_e$  = Límite de resistencia a la fatiga en la ubicación de una parte de máquina en la geometría y condición de uso. = ?

Por lo que:

Factor de modificación de la condición superficial es: (ver tabla 32)

$$k_a = aSut^b$$

Donde:

$Sut$  = Resistencia Mínima a la tensión = 341 MPa

Factor a = 4.51

Factor b = -0.265

$$k_a = 4.51(341)^{-0.265} = 0.961$$

Factor de modificación del tamaño es:

En base a la recomendación establecida en Shigley tabla 33 se tiene que:

$$k_b = 1.24d^{-0.107}$$

$\emptyset = 25$  mm (Valor predeterminado)

$$k_b = 1.24(25)^{-0.107} = 0.878$$

Factor de modificación de la carga

$$k_c = 0.59 \text{ Factor recomendado}$$

Factor de modificación de la temperatura

$k_d = 1$  por estar sometido a una temperatura de 20°C ambiente como se especifica en la Tabla 34.

Factor de confiabilidad tabla 35

$$k_e = 1 - 0.08Z_a$$

$Z_a$  = Factor de Confiabilidad = Indicando que se tiene una confiabilidad del 99%

$$k_e = 1 - 0.08 * 2.326 = 0.81392$$

Factor de modificación de efectos varios

Por ser un Eje de sección Uniforme  $k_f=1$

Límite de resistencia a la fatiga en viga rotatoria

$$S'_e = 0.5 S_{ut} = 0.5 * 341 \text{MPa} = 170.5 \text{MPa}$$

Por lo que:

$$S_e = 0.961 * 0.878 * 0.59 * 1 * 0.81392 * 1 * 170.5 = 69.083 \text{MPa}$$

#### a) Resistencia a la fatiga

$$a = \frac{(fS_{ut})^2}{S_e}$$

Donde:

$f = 0.9$  por tener un  $S_{ut} = 49.5 \text{Ksi} = 341 \text{Mpa}$  (figura 41)

$$a = \frac{(0.9 * 341 \text{MPa})^2}{69.083 \text{MPa}}$$

$$a = 1363.397 \text{MPa}$$

$$b = -\frac{1}{3} \log \left( \frac{fS_{ut}}{S_e} \right)$$

$$b = -\frac{1}{3} \log \left( \frac{0.9 * 341 MPa}{69.083 MPa} \right) = -0.215$$

Una vez detallado los factores se procede a determinar la resistencia a la fatiga de la siguiente manera:

$$Sf = aN^b = 1363.397 MPa * 75000^{-0.215} = 122.034 MPa$$

Teniendo presente que:

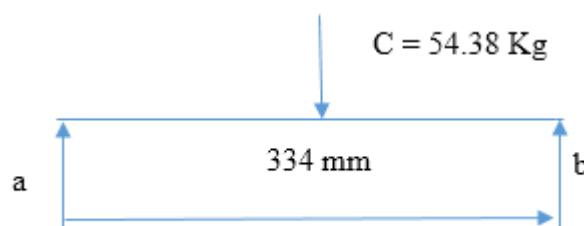


Figura 46 DCL eje de polea doble

Fuente: Autor

$$Mac = \frac{Fx}{2} = \frac{54.38 Kg * 167 mm}{2} = 4540.73 Kg * mm = Mbc$$

Una vez determinado el Momento Máximo se procede a determinar el Esfuerzo por Flexión

$$\sigma = \frac{32 * M}{\pi * d^3} = \frac{32 * 4540.73 kg * mm}{\pi * (25 mm)^3} = 2.96 \frac{Kg}{mm^2} = 29.027 MPa$$

Finalmente se determina que el Factor de seguridad es:

$$n = \frac{Sf}{\sigma} = \frac{122.034 MPa}{29.027 MPa} = 4.04$$

Según el factor de seguridad originado es aceptable, tal como recomienda Rober Mott para máquinas que van a estar en constante movimiento. El factor de seguridad sea igual o mayor a 4. [30]

### 3.2.10. Cilindro neumático

El cilindro neumático se determina de la siguiente manera:

En base a la:

- Fuerza Requerida: 392.4 N
- Presión del cilindro: 6 bares = 600 KN/m<sup>2</sup>
- Área del Pistón: ?

$$F = P * A_{embolo} \quad \text{Ecuación 20}$$

$$A_{embolo} = \frac{F}{P} = \frac{0.3924 \text{ KN}}{600 \frac{\text{KN}}{\text{m}^2}} = 0.000654 \text{ m}^2$$

$$A_{embolo} = \pi * r^2 \quad \text{Ecuación 21}$$

$$r = \sqrt{\frac{A_{embolo}}{\pi}}$$

Por lo que:

$$r = \sqrt{\frac{0.000654 \text{ m}^2}{\pi}}$$

$$r = 0.0144 \text{ m} = 14.4 \text{ mm}$$

- Por facilidad de adquisición.
- Radio Mínimo = 14.4 mm
- Fuerza Requerida = 392.4 N
- Carrera Mínima = 1000 mm

### 3.2.10.1. Velocidad del embolo

La velocidad del émbolo es de: 0.5 – 1.5 m/seg.

### 3.2.10.2. Selección



En base a los siguientes datos se puede seleccionar:

- Fuerza Requerida = F = 392.4 N

- Presión del cilindro: 6 bares =  $P = 600 \text{ KN/m}^2$
- Radio Mínimo del embolo =  $r = 14.4 \text{ mm}$
- Carrera Mínima = 1000 mm

Se selecciona un Cilindro Neumático de Marca Festo por existir en el Mercado Local y Nacional de Tipo DNC (Normalizado), de radio del embolo de 16 mm o a su vez el diámetro es de 32 mm, el mismo que soporta una Fuerza Teórica mínima de 415 N, con una carrera de hasta 1000 mm, tal como se indica en la Tabla 27.

Tabla 40 Cilindros Normalizados

				
Tipo	Cilindro normalizado DNC	Cilindro normalizado DNG	Cilindro normalizado DNGZK	Cilindro normalizado DNGZS
Funcionamiento	Doble efecto	Doble efecto	Doble efecto	Doble efecto
Diámetro del émbolo	32 mm, 40 mm, 50 mm, 63 mm, 80 mm, 100 mm, 125 mm	160 mm, 200 mm, 250 mm, 320 mm	160 mm, 200 mm	250 mm, 320 mm
Fuerza teórica con 6 bar en avance	415 ... 7363 N	11310 ... 48250 N	12064 ... 18850 N	29450 ... 48250 N
Carrera	2 ... 2000 mm	1 ... 2000 mm	1 ... 2000 mm	1 ... 1100 mm
Amortiguación	P: anillos y discos elásticos en ambos lados; PPV: amortiguación neumática regulable en ambos lados;	PPV: amortiguación neumática regulable en ambos lados;	PPV: amortiguación neumática regulable en ambos lados;	PPV: amortiguación neumática regulable en ambos lados;
Descripción	<ul style="list-style-type: none"> <li>• ISO 15552 (ISO 6431, VDMA 24562)</li> <li>• Para la detección de las posiciones</li> <li>• Ahorra hasta un 11% en espacio de montaje con respecto a cilindros normalizados convencionales</li> <li>• Gran cantidad de variantes</li> <li>• Ranura perfilada para sensores de proximidad en tres lados</li> <li>• No existen sensores de proximidad que sobresalgan</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• ISO 15552 (ISO 6431, VDMA 24562)</li> <li>• Ejecución robusta con tirantes</li> <li>• Fijación de los sensores de proximidad mediante kit</li> <li>• Programa variado de accesorios</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• ISO 15552 (ISO 6431, VDMA 24562)</li> <li>• Con fijación basculante desplazable</li> <li>• Ejecución robusta con tirantes</li> <li>• Fijación de los sensores de proximidad mediante kit</li> <li>• Programa variado de accesorios</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• ISO 15552 (ISO 6431, VDMA 24562)</li> <li>• Con fijación basculante fija</li> <li>• Ejecución robusta con tirantes</li> <li>• Fijación de los sensores de proximidad mediante kit</li> <li>• Programa variado de accesorios</li> </ul>
online: →	<a href="#">dnc</a>	<a href="#">dng</a>	<a href="#">dngzk</a>	<a href="#">dngzs</a>

Fuente: [31]

### 3.2.11. Diseño rueda de trinquete



Figura 47 Rueda Trinquete



Fuente: Autor

En base a un:

- $\varnothing_{PRIM} = 174.5 \text{ mm}$
- $Z_{DIENTES} = 26$

Se determina el:

- Módulo =  $m = ?$
- Adendum =  $a = ?$
- Dedendum =  $b = ?$
- Profundidad del Diente =  $h = ?$
- Paso Circular del Diente =  $p = ?$
- Diámetro Exterior =  $\varnothing_{EXT} = ?$

Por lo que:

Módulo:

$$m = \frac{\varnothing_{PRIM}}{z} \quad \text{Ecuación 24}$$

$$m = \frac{\varnothing_{PRIM}}{z} = \frac{174.5 \text{ mm}}{26} = 6.7115 \text{ mm}$$

Adendum

$$a = 1 * m \quad \text{Ecuación 25}$$

$$a = 1 * m = 1 * 6.7115 = 6.7115 \text{ mm}$$

Dedendum

$$b = 1,25 * m \quad \text{Ecuación 26}$$

$$b = 1,25 * m = 1.25 * 6.7115 = 8.3893 \text{ mm}$$

Profundidad del Diente

$$h = 2,25 * m \quad \text{Ecuación 27}$$

$$h = 2,25 * m = 2.25 * 6.7115 = 15.1008 \text{ mm}$$

Paso Circular del Diente

$$p = \pi * m \quad \text{Ecuación 28}$$

$$p = \pi * m = \pi * 6.7115 \text{ mm} = 21.0848 \text{ mm}$$

Diámetro Exterior

$$\phi_{EXT} = \phi_{PRIM} + 2*m \quad \text{Ecuación 29}$$

$$\phi_{EXT} = \phi_{PRIM} + 2*m = 174.5 \text{ mm} + 2*6.7115 \text{ mm} = 187.923 \text{ mm} = 188 \text{ mm}$$

### 3.2.12. Análisis estáticos de los apoyos y viga

#### 3.2.12.1. Diseño de la columna

Se debe tener en cuenta, que la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE”, tiene a disposición para las columnas Tubos Cuadrados de 30 x 30 x 1.5 mm, con acero ASTM A36 por lo que se debe proceder a validar, dicho material, de la siguiente manera:

Mediante el Método MEF (Método de Elementos Finitos), se procede a validar el tubo dotado.

Para lo cual se debe tener en cuenta:

- El peso total que va a soportar es:

$$\begin{aligned} P_{total} &= P_{material} + P_{carga} + P_{accesorios} \\ &= 21.385 \text{ Kg} + 40 \text{ Kg} + 10 \text{ Kg} = 71.385 \text{ Kg} \end{aligned}$$

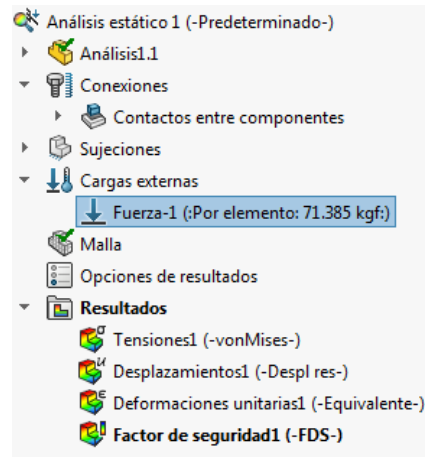


Figura 48 Fuerza

Fuente: Autor

Por lo que se según el MEF brinda como resultados:

**a) Tensiones en escala de VON Misses.**

Según los resultados de las tensiones producidas en la estructura, mediante la escala de VON Mises es aceptable, en vista que se puede distinguir que en su mayoría se allá de color azul, con valor de  $2.772e+006$  (N/m<sup>2</sup>); según la escala de colores, con una ligera tensión en la viga superior de color rojo, el cual genera un valor mínimo de  $3.326e+007$  el mismo que es despreciable.

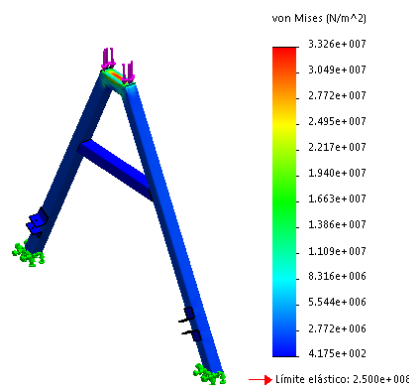


Figura 49 Tensiones en escala de VON Misses.

Fuente: Autor

**b) Desplazamiento en mm**

Mediante los resultados de desplazamiento producidos en la estructura es aceptable, ya que la distancia máxima a desplazarse es 0.02758 mm, en la parte superior de la viga, tomando casi toda la estructura un color celeste, según el código de colores definido, con un valor mínimo de 0.00698 mm, siendo despreciables estos valores.

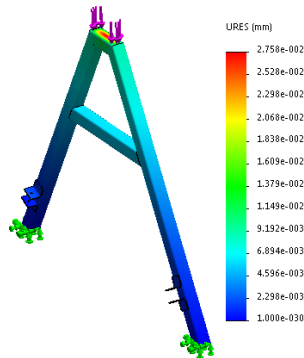


Figura 50 Desplazamiento en mm

Fuente: Autor

### c) Deformación

Los resultados dados en base a la deformación máxima son aceptables, en vista que se puede distinguir que, en la viga superior de la estructura, sufre mayor deformación, la cual es de 5,695e-005, siendo un valor no representativo, a escala adimensional.

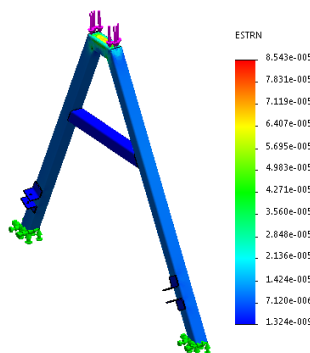


Figura 51 Deformación

Fuente: Autor

d) **Coefficiente de seguridad.**

Finalmente se tiene el Factor de Seguridad, en base al criterio de Tensión Normal Máxima, aceptable, en vista que es mayor a 1, como es un valor mínimo de 6.6.

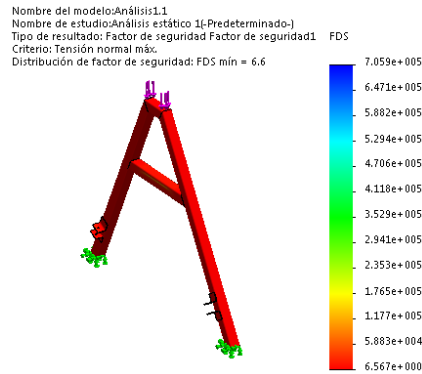


Figura 52 Coeficiente de seguridad.

Fuente: Autor

Tabla 41 Factor de diseño

Factor	Aplicación
4.0 o más.	Diseño de estructuras estáticas bajo cargas dinámicas.

Fuente: [30]

**3.2.12.2. Diseño de la columna menor**

Se debe tener en cuenta, que la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE”, tiene a disposición para las columnas Tubos Cuadrados de 30 x 30 x 1.5 mm, de Acero ASTM A36, por lo que se debe proceder a validar, dicho material, de la siguiente manera:

Mediante el Método MEF (Método de Elementos Finitos), se procede a validar el tubo dotado.

Para lo cual se debe tener en cuenta:

- El peso total que va a soportar es:

$$P_{total} = P_{material} + P_{carga} + P_{accesorios} = 21.385 \text{ Kg} + 40 \text{ Kg} + 10 \text{ Kg} = 71.385 \text{ Kg}.$$

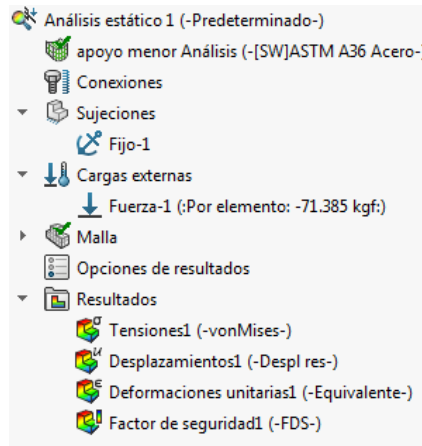


Figura 53 Asignación de cargas

Fuente: Autor

Por lo que se según el MEF brinda como resultados:

**a) Tensiones en escala de VON Misses.**

Según los resultados de las tensiones producidas en la estructura, mediante la escala de VON Mises es aceptable, en vista que se puede distinguir que en su mayoría se hallan de colores azul y celeste, con valor de  $1.73e+006$  (N/m<sup>2</sup>); según la escala de colores, con una ligera tensión en la viga superior de color rojo, el cual genera un valor máximo de  $6.921e+006$  el mismo que es despreciable.

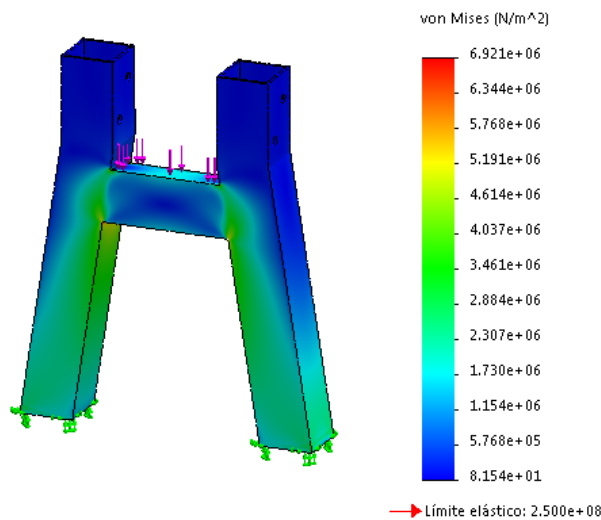


Figura 54 Tensiones en escala de VON Misses

Fuente: Autor

**b) Desplazamiento en mm**

Mediante los resultados de desplazamiento producidos en la estructura es aceptable, ya que la distancia máxima a desplazarse es 0.003363 mm, en la parte superior, tomando casi toda la estructura un color celeste, según el código de colores definido, con un valor mínimo de 0.00028 mm, siendo despreciables estos valores.

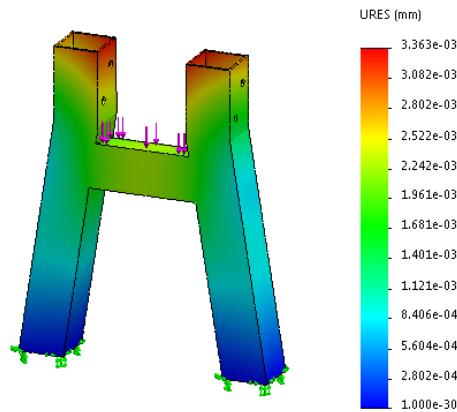


Figura 55 Desplazamiento en mm

Fuente: Autor

**c) Deformación**

Los resultados dados en base a la deformación máxima son aceptables, en vista que se puede distinguir que en la parte interna de la estructura, sufre mayor deformación, la cual es de 1,283e+005, siendo un valor no representativo, a escala adimensional.

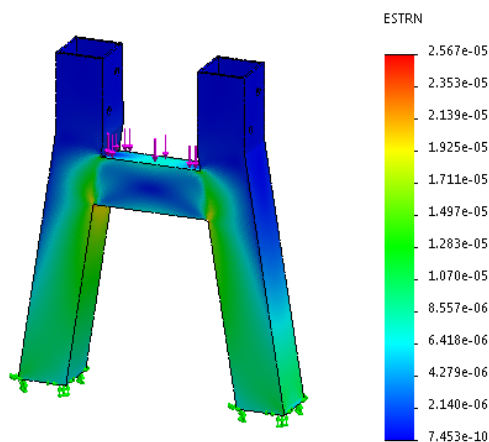


Figura 56 Deformación

Fuente: Autor

d) **Coefficiente de seguridad.**

Finalmente se tiene el Factor de Seguridad, en base al criterio de Tensión Normal Máxima, aceptable, el cual es para diseño de estructuras estáticas, como es un valor mínimo de 3.5.

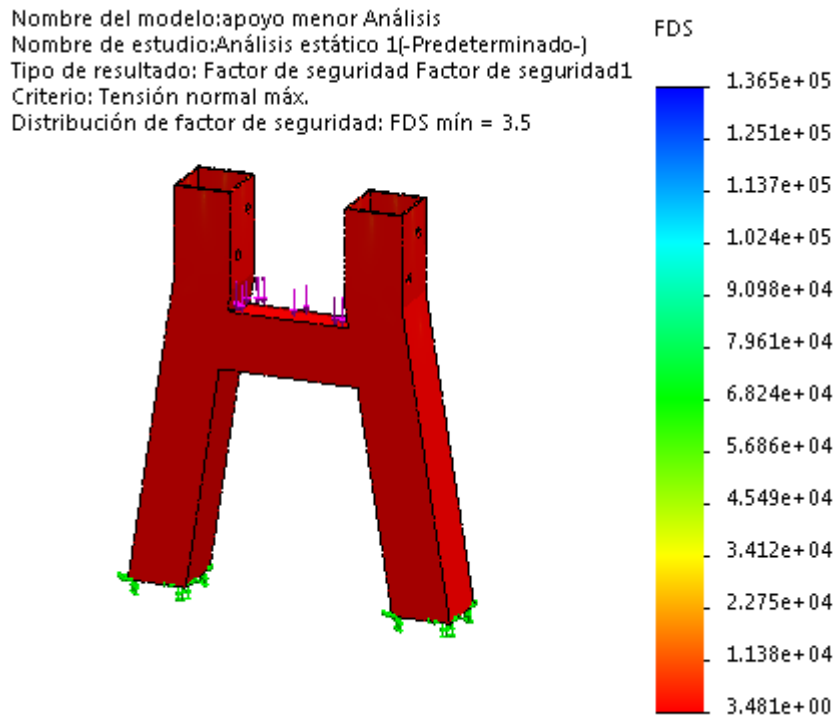


Figura 57 Coeficiente de seguridad

Fuente: Autor

Tabla 42 Factor de diseño

Factor	Aplicación
4.0 o más.	Diseño de estructuras estáticas bajo cargas dinámicas.

Fuente: [30]

**3.2.12.3. Análisis MEF de la viga**

Una vez seleccionado el material para la viga principal, se procede a analizar por el Método MEF, para lo cual se utiliza el Tubo Estructural de 60x60x3, validándose, de la siguiente manera:

Para lo cual se debe tener en cuenta:



- El peso total que va a soportar, según el esquema señalado:

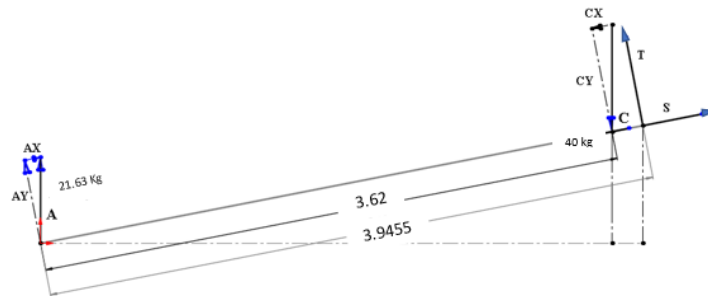


Figura 58 DCL para análisis MEF

Fuente: Autor

Donde:

$$A_y = 21.5 \text{ Kg}$$

$$C_y = 39.7 \text{ Kg}$$

$$T = 18.2 \text{ Kg}$$

Por lo que se ubican cargas, sujeciones y conexiones, para posteriormente proceder a mallar y analizar.

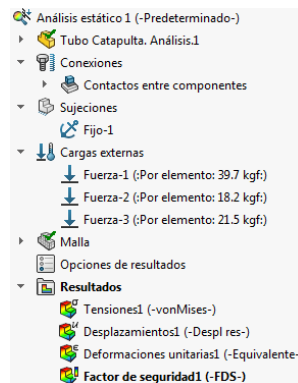


Figura 59 Determinación de las Fuerzas

Fuente: Autor

Por lo que se según el MEF brinda como resultados:

**a) Tensiones en escala de VON Misses.**

Según los resultados de las tensiones definidas en el tubo, mediante la escala de VON Mises es aceptable, en vista que se puede distinguir, que en las partes donde se da

mayor esfuerzo se marca de color celeste con un valor de  $1.429e+07$  (N/m<sup>2</sup>); teniendo en cuenta que, en su mayoría, dicho tubo se va a pintar de color azul, según la escala de colores, siendo un valor despreciable.

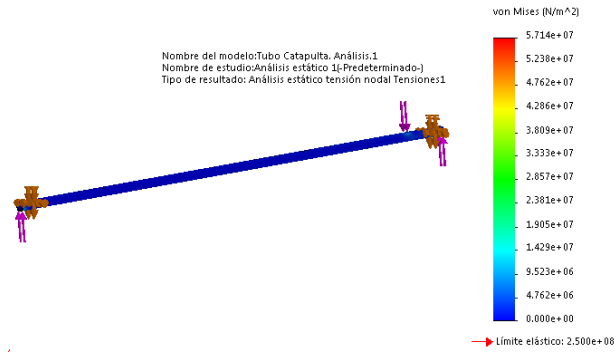


Figura 60 VON Misses 1

Fuente: Autor

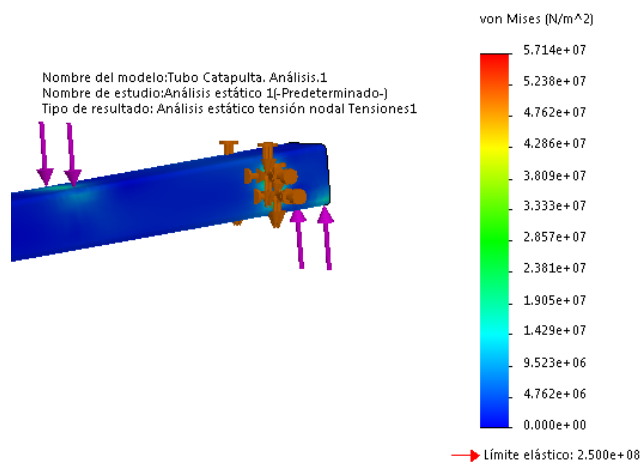


Figura 61 VON Misses 2

Fuente: Autor

## b) Desplazamiento en mm

Mediante los resultados de desplazamiento producidos en el tubo es tolerable, ya que la distancia máxima a desplazarse es 0.1833 mm, ubicada al costado derecho de la parte media de la viga.

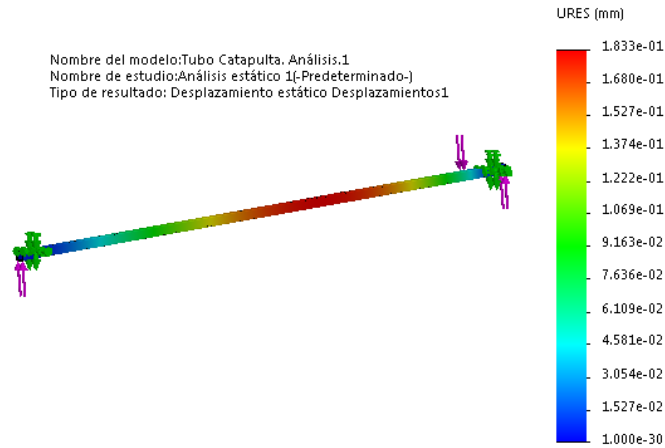


Figura 62 Desplazamiento de la viga

Fuente: Autor

**c) Deformación**

Los resultados dados en base a la deformación máxima, al igual que las tensiones definidas anteriormente son aceptables, en vista que se puede distinguir que el tubo de la viga principal, sufre mayor deformación en las secciones, donde se da un esfuerzo mayor, marcándose de color celeste, con un valor representativo de  $3.027 \times 10^{-5}$ , a escala adimensional.

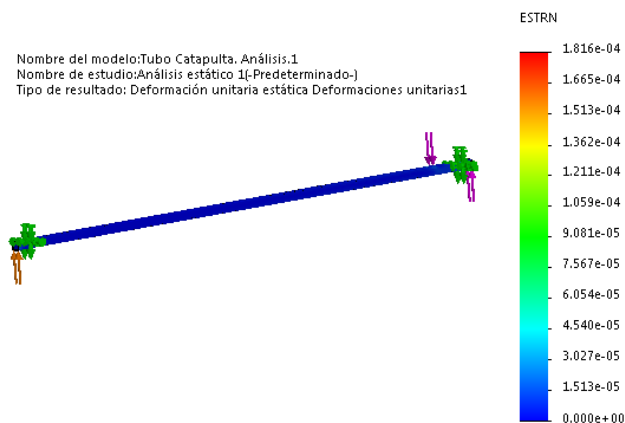


Figura 63 Deformación de la viga 1

Fuente: Autor

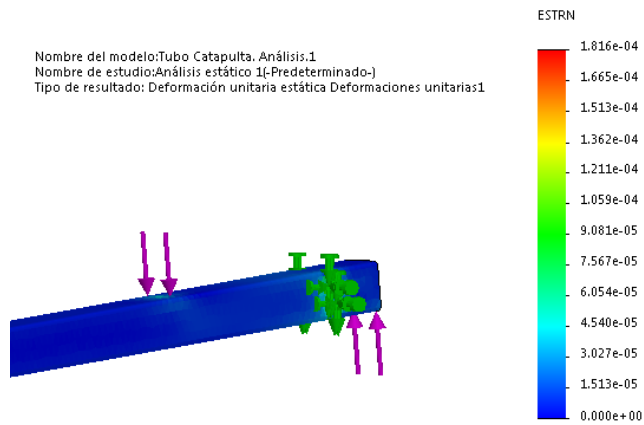


Figura 64 Deformación de la viga 2

Fuente: Autor

**d) Coeficiente de seguridad**

Finalmente se tiene el Factor de Seguridad, en base al criterio de Tensión Normal Máxima, aceptable, en vista es mayor a 4.0, como recomienda Robert Mott, el cual es sugerido para diseño de estructuras estáticas bajo cargas dinámicas, con un valor mínimo de 4.1. [30]

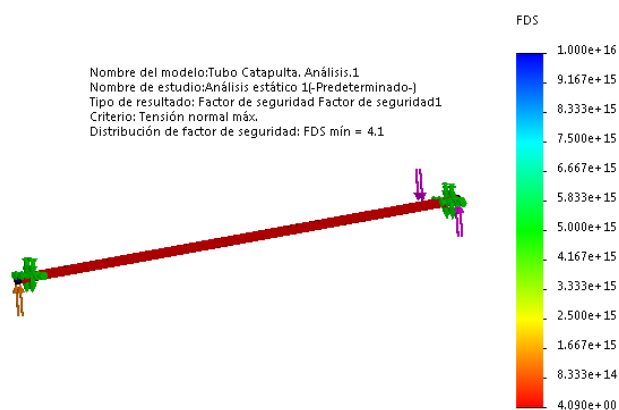


Figura 65 Coeficiente de seguridad

Fuente: Autor

Tabla 43 Factor de diseño

Factor	Aplicación
4.0 o más.	Diseño de estructuras estáticas bajo cargas dinámicas.

Fuente: [30]

Tabla 44 Valoración resultados de software

Componente Análisis MEF	Apoyo frontal	Valoración	Viga principal	Valoración	Aprobación
Tensiones en escala de VON Misses	3.326e+0. 007 (N/m2)	Representa un valor mínimo en tensión con respecto al análisis del apoyo	1.429e+07 (N/m2)	Dicha tensión se produce en la parte frontal de la viga pero no representa un valor a considerar con respecto a la tubería	Aprobada
Desplazamien to	0.027578 mm	Se aprecia que es un desplazamiento mínimo el cual no produce inconvenientes en la maquina	0.1833 mm	Se aprecia que es un desplazamiento mínimo el cual no produce inconvenientes en la maquina	Aprobada
Deformación	5.695e- 005	Dicho valor es la deformación máxima el cual se encuentra en la parte superior del apoyo el cual no es un valor representativo a escala adimensional	3.027e-05	El valor representado da lugar a una deformación en el frente de la estructura la cual se puede desestimar con respecto a valor representado.	Aprobada
Coefficiente de seguridad	6.6	Según el diseño de estructuras estáticas	4.1	Según el diseño de estructuras	Aprobada

		bajo cargas dinámicas indica que un coeficiente de seguridad aceptable debe ser de 4		estáticas bajo cargas dinámicas indica que un coeficiente de seguridad aceptable debe ser de 4	
--	--	--	--	--	--

Fuente: Autor

### 3.2.13. Análisis de diseño en conjunto

Mediante el método de elementos finitos se procede a analizar el diseño en conjunto de la plataforma.

Para lo cual se debe tener en cuenta:

El peso total que va a soportar es:

$$P_{total} = P_{material} + P_{carga} + P_{accesorios} = 21.385 \text{ Kg} + 40 \text{ Kg} + 10 \text{ Kg} = 71.385 \text{ Kg}.$$

$$A_y = 21.5 \text{ Kg}$$

$$C_y = 39.7 \text{ Kg}$$

$$T = 18.2 \text{ Kg}$$

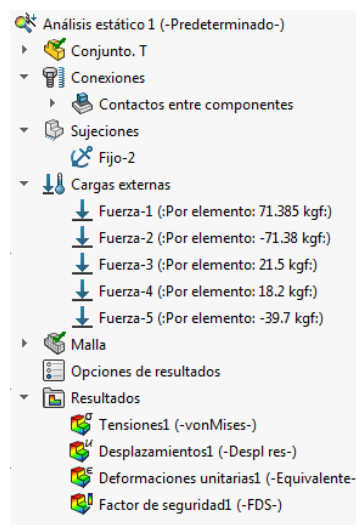


Figura 66 Asignación de cargas

Fuente: Autor

Por lo que se según el MEF brinda como resultados:

**a) Tensiones en escala de VON Misses.**

Según los resultados de las tensiones producidas en la estructura, mediante la escala de VON Mises es aceptable, en vista que se puede distinguir que en su mayoría se hallan de color azul, con valor de  $6.544e+006$  (N/m<sup>2</sup>); según la escala de colores, con una ligera tensión en la viga superior de color rojo, el cual genera un valor máximo de  $7,853e+007$  el mismo que es despreciable.

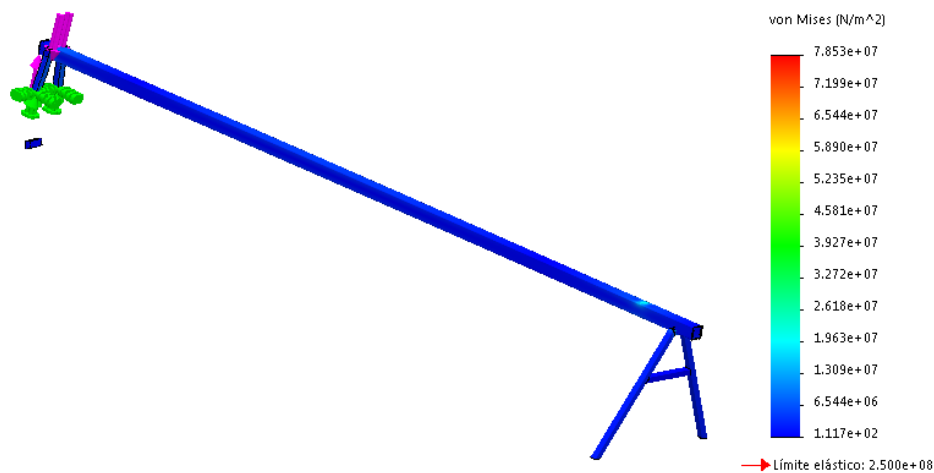


Figura 67 Tensiones en escala de VON Misses

Fuente: Autor

**b) Desplazamiento en mm**

Mediante los resultados de desplazamiento producidos en la estructura es aceptable, ya que la distancia máxima a desplazarse es de 6.43 mm, tomando casi toda la estructura un color azul, según el código de colores definido.

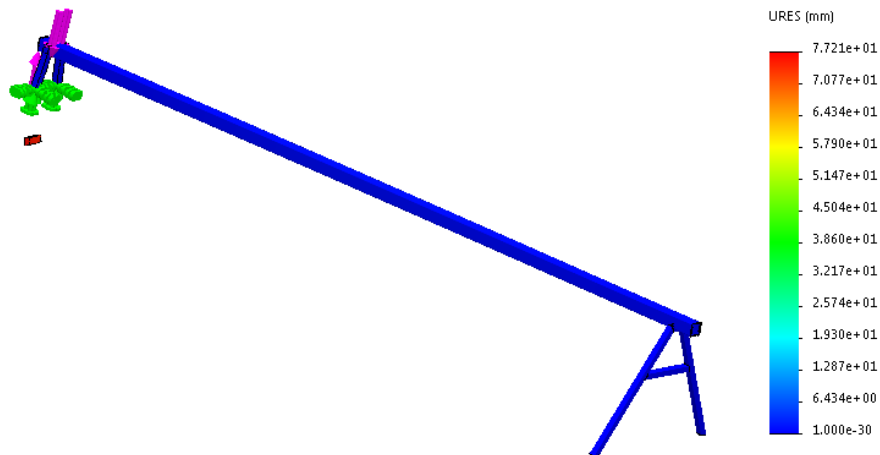


Figura 68 Desplazamiento en mm

Fuente: Autor

**c) Deformación**

Los resultados dados en base a la deformación máxima son aceptables, en vista que se puede distinguir que en la parte interna de la estructura, sufre mayor deformación, la cual es de  $1,515e+005$ , siendo un valor no representativo, a escala adimensional.

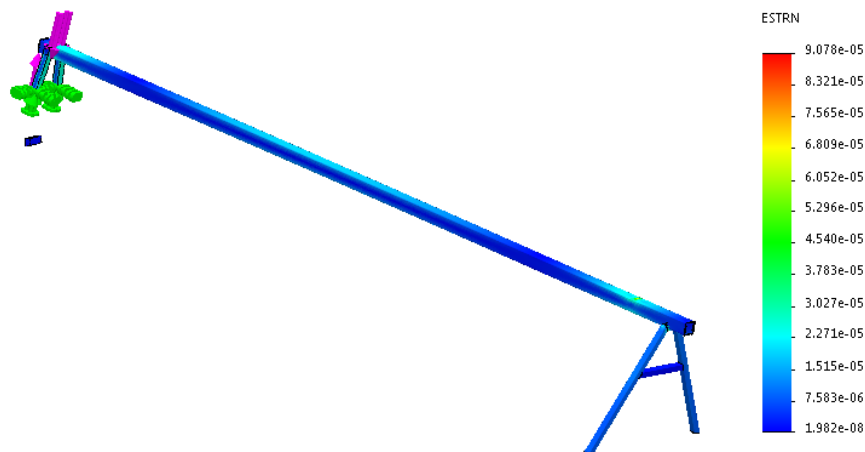


Figura 69 Deformación

Fuente: Autor

**d) Coeficiente de seguridad.**

Finalmente se tiene el Factor de Seguridad, en base al criterio de Tensión Normal Máxima, aceptable, en vista que es mayor a 4.0, tal como indica Mott, el cual es para diseño de estructuras estáticas bajo cargas dinámicas, como es un valor mínimo de 4.6.



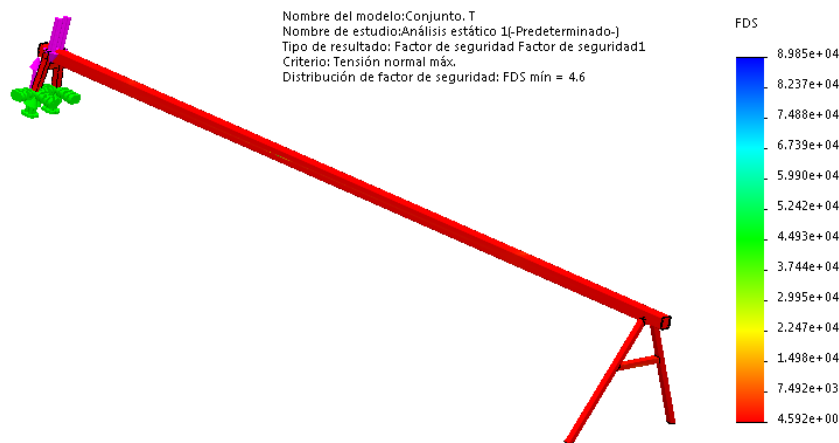


Figura 70 Coeficiente de seguridad

Fuente: Autor

Tabla 45 Factor de diseño

Factor	Aplicación
4.0 o más.	Diseño de estructuras estáticas bajo cargas dinámicas.

Fuente: [30]

### 3.3.Presupuesto

Para tener una idea exacta del costo total del proyecto y su viabilidad se tomará en cuenta todos los costos que intervinieron durante la realización del proyecto tanto costos directos como indirectos los cuales detallaremos a continuación:

#### 3.3.1. Costos directos

Se tomarán en cuenta los siguientes puntos:

- Materia prima. - la materia prima son todos y cada uno de los materiales transformados y conformados mediante distintos procesos de manufactura para la conformación de nuestro proyecto.
- Mano de obra directa. - los costos de mano de obra directa se refieren a los costos los procesos de fabricación tanto insumos como horas obrero.

3.3.1.1.Materia prima

Tabla 46 Materia Prima

Listado de Materiales								
Tema: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE LANZAMIENTO PARA LA IMPULSION DE UN AVION NO TRIPULADO EN EL CENTRO DE INVESTIGACION Y DESARROLLO DE LA FUERZA AEREA ECUATORIANA "CIDFAE".								
N <sup>a</sup>	CNT	Descripción	Material	Longitud		Val. Unit.	Val. T.	
				En Milímetros	en Metros			
1	1	Tubo cuadrado 60*60*3 mm	ASTM A500	4000	4		30	
2	1	Platina 25*3 mm	ASTM A36	615	0,615		1,5	
3	1	Platina 30*3 mm	ASTM A36	1004	1,004		2,02	
4	1	Tubo cuadrado 30*30*1,5 mm	ASTM A500	4700	4,7		13,52	
5	1	Tubo cuadrado de 25*25*1,5 mm	ASTM A500	2700	2,7		5,05	
6	1	Platina 50*2 mm	ASTM A36	280	0,28		0,3	
7	1	Platina 100*12 mm	ASTM A36	250	0,25		2,1	
8	1	Platina 50*12 mm	ASTM A36	250	0,25		1,1	
9	1	Platina 15*5 mm	ASTM A36	110	0,11		0,1	
10	2	Platina 380*122,5*5 mm	Aluminio 1060		0		20	
Ejes								
		Diámetro Exterior	En mm	En plg				
11	1	Eje	133	5,2362205	Hierro Fundido	25,4	0,0254	20
12	1	Eje	30	1,1811024	ASTM A36	53	0,053	1
13	1	Eje hueco diámetro interior 25mm	30	1,1811024	ASTM A36	20	0,02	1,7
14	1	Eje	25	0,984252	ASTM A36	70	0,07	0,9
15	1	Eje	188	7,4015748	ASTM A36	20	0,02	20

Continuación tabla 35

16	1	Eje	15	0,5905512	AISI 1020	50	0,05		0,4
17	1	Eje	300	11,811024	Hierro Fundido	100	0,1		30
18	1	Eje	110	4,3307087	Hierro Fundido	100	0,1		15,4
19	1	Eje	18	0,7086614	AISI 1020	288	0,288		1,4
20	1	Eje	6	0,2362205	AISI 1020	100	0,1		0,7
21	1	Eje	10	0,3937008	AISI 1020	156	0,156		1,4
22	1	Eje	17,5	0,6889764	AISI 1020	10	0,01		1,5
23	1	Ee	25	0,984252		400	0,4		3
Rodamientos									
24	8	Rodamiento SKF 6202						7	56
25	2	Rodamiento KOYO 16004						8	16
26	2	Rodamiento NTN 61805						23	46
Varios									
27	1	Cable de Diámetro 3 mm de 6x7				10000	10		1,5
28	1	Cilindro Neumático Festo c321000							100
30	4	B18.2.3.2M - Formed hex screw, M5 x 0.8 x 14 --14WC Tuerca M5 x 0.8						0,3	1,2
31	1	B18.3.1M - 5 x 0.8 x 16 Spline SHCS -- 16CSP						0,3	0,3
32	3	Esparrago AM A M4X70-N Tuerca M4 x 0.7						0,3	0,9
33	8	Perno M4 x 40 Arandela 4mm tuerca, M4 x 0.7 --D-N						0,3	2,4
34	4	Perno M5 x0.8 x 50 Tuercas						0,3	2,4
35		Mangueras						2	2
								Total	<b>\$ 401,79</b>

Fuente: Autor

### 3.3.1.2. Mano de obra directa

Tabla 47 Mano de Obra Directa

Proceso	Tiempo (horas)	Costo (\$/hora)	Costo total (\$)
Torneado	24	4	96
Fresado CNC	4	60	240
Soldadura SMAW	24	5	120
Pintado	1	3	3
Ensamblaje	10	4	40
Acabados	24	2	48
<b>Total</b>			<b>\$547</b>

Fuente: Autor

### 3.3.2. Costos indirectos

En dicho apartado se tomará en cuenta los gastos ocasionados por el proyecto mas no los que intervienen en el mismo.

Tabla 48 Costos Indirectos

Ítem	Tiempo (horas)	Costo (\$/hora)	Costo total
Diseño e ingeniería	100	5	500
Planos	30	4	120
Movilización	1	30	30
Alimentación	1	20	20
Impresiones	1	10	10
Internet	1	25	25
<b>Total</b>			<b>\$ 705</b>

Fuente: Autor

Nota: se toma dichos valores en el diseño ya que el mismo fue creado sin antecedentes en Ecuador y representa un diseño desarrollado.

### 3.3.3. Costo final del proyecto

Se procede a sumar todos los presupuestos antes mencionados.

Tabla 49 Costo Final

Rubro	Costo (\$)
Costos de materia prima	401,79
Costos de mano de obra directa	547
Costos indirectos	705
<b>Total</b>	<b>\$ 1653,79</b>





Fuente: Autor

### 3.4.Especificaciones técnicas

A continuación, se detallará las especificaciones de la plataforma y sus condiciones de trabajo.

### 3.4.1. Especificaciones de la plataforma

Tabla 50 Especificaciones Técnicas de la plataforma

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO						
	Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana "CIDFAE"						
	Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica						
	Carrera de Ingeniería Mecánica						
Fecha:	20/07/2018	Maquina	X	Equipo		Sistema	
				CIDFAE			
							
				Código	0		
Características Técnicas							
Serie	1		Peso máximo valorado	40 Kg			
Marca	CIDFAE		Velocidad de disparo	24 m/sg			
Procedencia	Construida Ecuatoriana		Tiempo de disparo	0,277 sg			
Modelo	1		Pistón de trabajo	Carrera	1000 mm		
Fuente de alimentación	Aire comprimido			Presión	6 bares		
Presión de trabajo	6 Bares			Diámetro del embolo	32 mm		
Fuerza del compresor	2 HP			Fuerza	415 N		
Fuerza de impulsión	3443,466 N		Longitud de pista	4 m			
Componentes principales							
Pistón			Ejes				
Tubos Estructural			Rodamientos				
Apoyos			Pernos				
Poleas			Cable de acero				
Esta máquina posee manual de funcionamiento de fabricante							
Función: Permite impulsar aviones no tripulados para su despegue							

Fuente: Autor

### 3.4.2. Manual de funcionamiento

- Generalidades
- Puesta en marcha funcionamiento
- Pistón
- Tabla de Diagnostico
- Equipo básico del operador
- Consejos útiles

#### 3.4.2.1. Generalidades

- Esta máquina es neumática ya que trabaja con aire comprimido
- Para su funcionamiento debe ser asistida por un compresor mínimo de 2 HP
- La máquina ocupa un volumen de (4010\*632.62\*719.72) mm largo, alto y ancho respectivamente
- Para preservar el estado físico de la maquina se recomienda guardarla en un ambiente seco
- Para resguardar la maquina se recomienda que permanezca desconectado la entrada de aire solamente conectarla en el momento de su uso
- La manguera del pistón deberá tener un diámetro minino de 8 mm
- Para su puesta en funcionamiento la maquina deberá ser postrada en una superficie recta (Recomendado)
- Para operar la maquina son necesario mínimo tres personas: dos operarios y un especialista
- La máquina no debe estar sujeta a vibraciones ni pandeos por viento
- La manguera conectada al pistón es resistente a presión mas no a flexión ni doblado extremo, estas llegarían a marcarse y producir fugas

### 3.4.2.2. Puesta en marcha

- Ojo: la maquina debe ser colocada en dirección al viento para no producir fuerzas externas innecesarias
- Armar la estructura basándose en el esquema

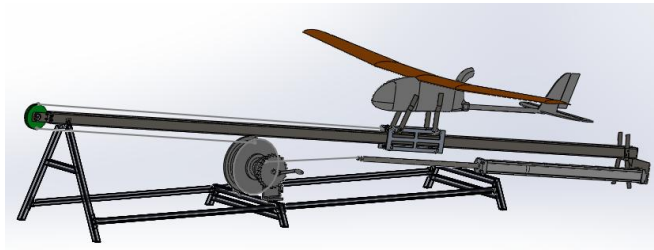


Figura 71 Estructura armada

Fuente: Autor

- Ajustar los pernos para fijar la estructura
- Colocar el carro en la posición indicada dentro de la rampa de despegue (tubo estructural cuadrado 60\*3 mm)
- Colocar las poleas según las especificaciones y fijarlas
- Revisar el pistón que esté limpio de impurezas
- Colocar el pistón y fijarlo a la estructura
- Ojo: revisar que el pistón este completamente fijo para evitar malas prácticas de la plataforma
- Pasar el cable de acero por las posiciones indicadas: eje principal del carro transportador, polea frontal, polea doble y pistón de trabajo.
- Colocar las mangueras de alimentación
- Ubicar el avión en la posición adecuada para su lanzamiento
- Abrir la válvula e iniciar con el lanzamiento
- Después de realizar la practica cerrar la llave de dotación de aire, recoger el cable de acero mediante la manivela, regresar el carro transportador a su posición inicial y retornar el pistón a su posición de trabajo



### 3.4.2.3. Pistón

- Pistón de trabajo

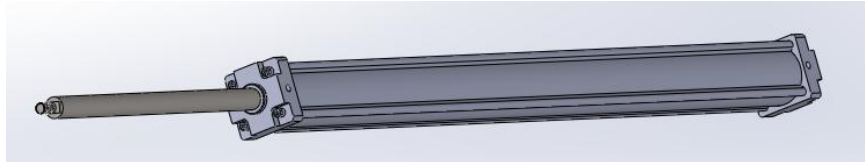


Figura 72 Pistón de Trabajo

Fuente: Autor

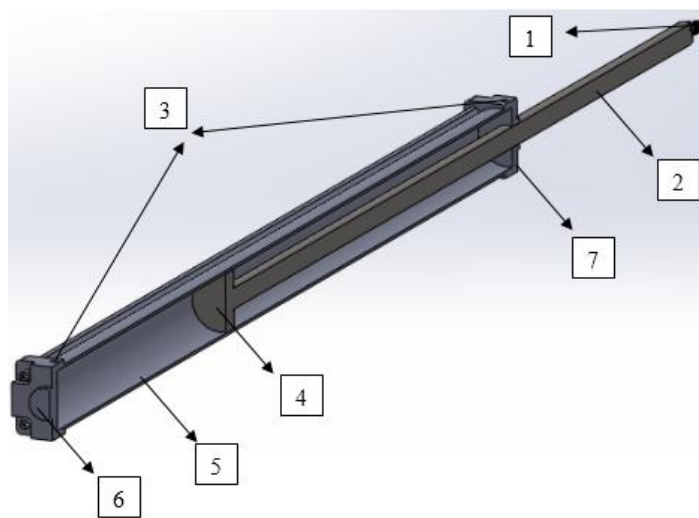


Figura 73 Partes del pistón de trabajo

Fuente: Autor

- Partes:
  1. Sujetador del cable
  2. Vástago del embolo
  3. Entradas y salidas de aire
  4. Embolo
  5. Tubo del cilindro o Camisa
  6. Culata posterior
  7. Culata anterior

#### 3.4.2.4. Funcionamiento general

- Al accionar la válvula del compresor, el aire al ingresar al pistón recoge el vástago haciendo girar la polea pequeña de la doble polea
- Al momento de girar la polea pequeña automáticamente girara la polea grande ya que es una sola pieza
- Cuando gire la polea grande recogerá el cable con mayor extensión que la polea pequeña con una relación de 1 a 3
- La polea grande recogerá el cable mediante las guías (polea frontal), produciendo un movimiento lineal en el carro transportador
- El carro transportador recorrerá la pista acarreado al avión el cual este destinado a su despegue
- Después se producirá un gran impacto con un tope de caucho produciendo una reacción de rebote en el avión el cual despegará hacia su ruta de vuelo

#### 3.4.2.5. Tabla de diagnostico

Tabla 51 Tabla de Diagnostico

Falla	Causa	Posible soluciones
No se acciona el pistón	<ul style="list-style-type: none"><li>- Válvula abierta a medio tope</li><li>- Falta de presión en el compresor</li><li>- Obstrucciones en la manguera</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Revisar que la válvula se encuentre abierta al 100 %</li><li>- Debe ser un compresor mínimo de 2 hp o revisar si el compresor este cargado lo necesario</li><li>- Revisar la manguera y quitar posibles obstrucciones</li></ul>

Cable no conducido	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Cable atascado en A o B polea</li> <li>- Cable fuera de riel</li> <li>- Cable roto</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Revisar y desatascar el cable donde se encuentre el problema</li> <li>- Revisar en que polea salto el cable y situarlo en su lugar</li> <li>- Cambiar de cable</li> </ul>
Carro transportador no corre	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Obstrucciones en el riel de camino</li> <li>- Atascamiento</li> <li>- Rodamientos no lubricados</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Limpiar el riel de camino</li> <li>- Revisar el correcto transcurso del carro transportador</li> <li>- Lubricar los rodamientos</li> </ul>
Caída del Avión	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Soportes sueltos</li> <li>- Vibración en la maquina</li> <li>- Viento en contra</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Sujetar bien los soportes de la aeronave</li> <li>- Revisar que la estructura este bien asentada</li> <li>- Controlar el viento a favor del lanzamiento del avión</li> </ul>

Fuente: Autor

#### 3.4.2.6. Equipo básico del operador

- Vestimenta adecuada para operar maquinaria
  - Overol
  - Guantes
  - Botas
- Caja de herramientas
  - Juego completo de llaves Allen
  - Juego completo de destornilladores
  - Playo
  - Pinza pico de loro pequeña
  - Juego completo de llaves fijas
  - Nivel

- Garra extractora pequeña
- Racha con juego de copas
- Cuchilla, estilete
- Cinta, taípe

### 3.4.2.7. Consejos útiles

Qué hacer sí....

.... la plataforma tiene pandeo excesivo:

Anclar las bases al piso o a su vez puede realizar la practica en sector donde se pueda ubicar bien la estructura o se cubra del viento

.... el compresor no abastece al pistón:

Cambiar el compresor o dar un mantenimiento al mismo

.... se rompe alguno de los componentes de la plataforma:

Comunicarse con el diseñador o reemplazar la pieza dañada con otra con características semejantes

Tabla 52 Especificaciones de los aviones

Manual de uso		
Avión	Peso	Velocidad
UAV Táctico	4 kg	15 m/sg
Prototipo UAV Gorrión	45 kg	50 km/h
Prototipo UAV Pelicano	50 kg	80 km/h
Prototipo UAV Fenix	125 kg	130 km/h
Prototipo UAV 001	175 kg	90 knot
Prototipo UAV 002	175 kg	90 knot
Prototipo UAV 003	175 kg	90 knot
Prototipo UAV 004	160 kg	130 km/h
Prototipo UAV 005	175 kg	90 knot

Fuente: Autor

### 3.5.Construcción de la plataforma

#### 3.5.1. Diagramas de fase.

Para iniciar el proceso de construcción se realizará un diagrama de flujos representando los procesos encadenados y lograr el ensamblaje final de la plataforma de lanzamiento.

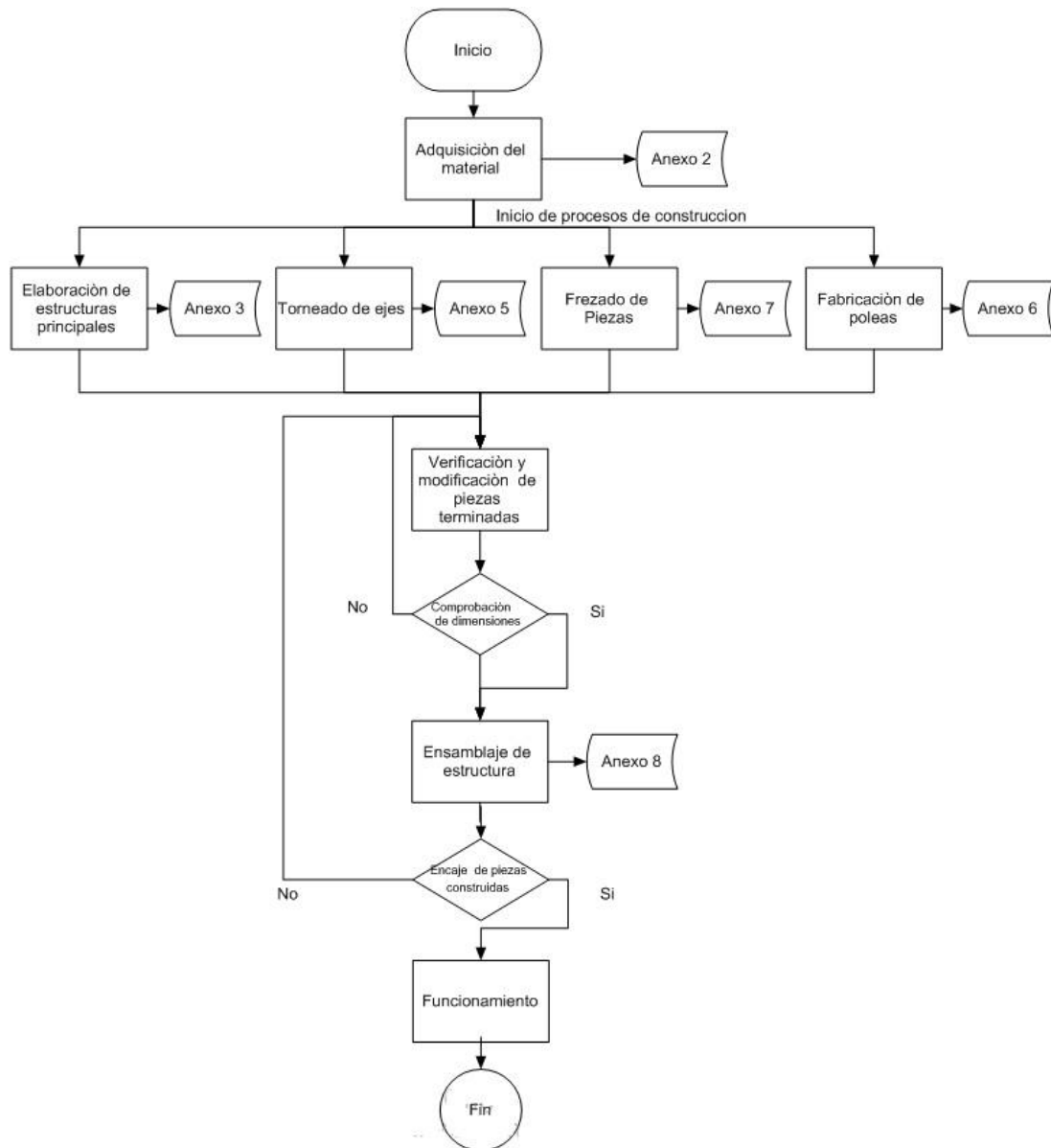


Figura 74 Diagrama de fase construcción

Fuente: Autor

### **3.5.2. Especificaciones de los procesos**

A continuación, se redactará paso a paso el proceso de construcción de la plataforma basado en el diagrama de flujos Figura 51. con sus respectivas evidencias.

#### **3.5.2.1. Adquisición del material y taller de insumos.**

- A partir del listado de la materia prima se comienza con la recolección del material necesario para la construcción de la plataforma
- De la misma manera ingresamos a las instalaciones de la empresa la cual es la beneficiaria del proyecto “CIDFAE” para hacer uso de su taller. Como se observa en el Anexo 2

#### **3.5.2.2. Construcción de la estructura**

- Para iniciar la construcción de la estructura cortamos los tubos principales de acuerdo a las medidas de los planos para posteriormente soldarles con respecto a su geometría. Como se observa en el Anexo 3
- De la misma manera según los procesos establecidos se realiza los análisis de juntas soldadas con sus respectivos planos con respecto a la normativa AWS D1.1. Como se observa en el Anexo 4

#### **3.5.2.3. Torneado de ejes**

Mediante los procesos de torneado se continuo con la fabricación de los ejes necesarios, requeridos para la construcción de la plataforma de lanzamiento. Como se observa en el Anexo 5

- Basándonos en los parámetros necesarios de la maquinaria indicada como son:

Tabla 53 Parámetros de corte para torneado

Material	Velocidad corte v(m/min)		Velocidad avance a (mm/min)
	Desbaste	Acabado	
Cobre y aluminio . . . .	60-80	80-100	80-120
Bronce común . . . . .	25-28	35-40	80
Acero dulce . . . . .	16-20	25-30	60
Acero semiduro . . . . .	12-16	18-22	30
Acero duro . . . . .	10-15	16-18	25
Acero muy duro . . . . .	8-12	13-15	20
Fundición gris . . . . .	12-15	18-20	45

Fuente: [32]

#### 3.5.2.4. Conformado de poleas

- Para el conformado de poleas se vio la mejor opción para reducir peso y mejorar eficiencia de las mismas.
- Se adquirió un tronco de madera con los diámetros específicos ensamblados con tapas de madera acopladas con soldadura y pernos para su funcionamiento. Como se observa en el Anexo 6

#### 3.5.2.5. Fresado (Maquina CNC)

- De la misma manera utilizando los recursos a la mano se procedió a realizar los programas en la Fresadora CNC modelo HHS VF2 para la fabricación de las piezas requeridas en la máquina. Como se observa en el Anexo 7
- Basándonos en los parámetros necesarios de la maquinaria indicada como son:

Tabla 54 Parámetros de corte para fresadora

<b>VELOCIDADES DE CORTE PARA LA FRESADORA</b>				
MATERIAL	VELOCIDAD DE CORTE		METROS / MINUTO	
	ACABADO	PIES / MINUTO	ACABADO	DESBASTE
	SISTEMA INGLES		SISTEMA METRICO	
<b>HIERRO FUNDIDO GRIS</b>				
<b>BLANDO</b>	100	100	30	30
<b>MEDIANO</b>	100	70	30	21
<b>DURO</b>	60	40	18	12
<b>ACEROS</b>				
<b>BAJO CARBONO</b>	120	80	36	24
<b>MEDIO CARBONO</b>	100	60	30	18
<b>ALTO CARBONO</b>	60	60	18	15
<b>ACERO HERRAMIENTAS</b>	50	40	15	12
<b>BRONCE BLANDO</b>	100	100	30	30
<b>BRONCE DURO</b>	100	70	30	21
<b>LATON</b>	100	100	30	30
<b>ALUMINIO</b>	150	150	45	45

$$RPM = \frac{V \times 3.82}{D} \quad \text{SISTEMA INGLES (} \times 0.8 \text{ - FACTOR DE SEGURIDAD )}$$

$$RPM = \frac{V \times 300}{D} \quad \text{SISTEMA METRICO (} \times 0.8 \text{ - FACTOR DE SEGURIDAD )}$$

Fuente: [33]

### 3.5.2.6. Ensamblaje

- Para concluir con la construcción proseguimos al ensamblaje donde juntamos todas las piezas realizadas anteriormente para crear la plataforma de lanzamiento. Como se observa en el Anexo 8

## 3.6. Funcionamiento

### 3.6.1. Pruebas de funcionamiento

Para validar la plataforma de lanzamiento se prosiguió a realizar las pruebas pertinentes con los aviones no tripulados existentes en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana “CIDFAE”

Nota: La plataforma se encuentra diseñada para un rango de pesos desde 1 kg hasta 40 kg se realizará las pruebas pertinentes para la verificación de la plataforma según estén a disposición los aviones validados en el “CIDFAE”



### 3.6.1.1. Prueba inicial

Realizamos las pruebas de funcionamiento con las especificaciones descritas en el proyecto primero con la maqueta realizada.



Figura 75 Maqueta Avión UAV

Fuente: Autor

#### a) Recolección de datos

Tabla 55 Recolección de Datos Prueba inicial

Recolección de datos			
lanzamiento 1			
Tiempo	0,226	Velocidad	14,778
Distancia	3,34	Masa	5,8
lanzamiento 2			
Tiempo	0,234	Velocidad	14,273
Distancia	3,34	Masa	5,8
Promedio			
Tiempo	0,231	Velocidad	14,526
Distancia	3,34	Masa	5,8

Fuente: Autor

Grafica de valores de velocidades tomados en la prueba inicial de lanzamientos

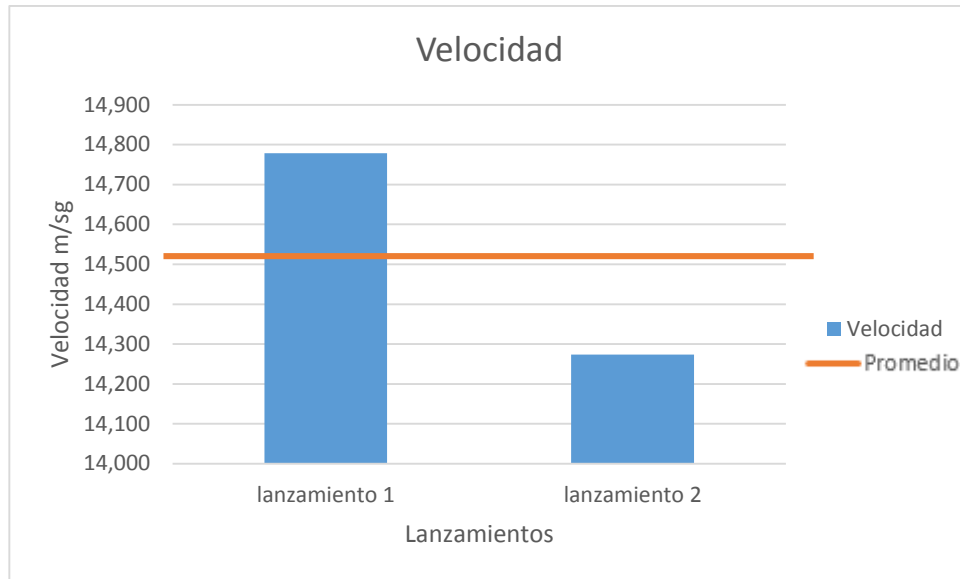


Gráfico 1 Promedio de velocidades lanzamientos prueba inicial

Fuente: Autor

Gráfica de valores de tiempos tomados en la prueba inicial de lanzamientos

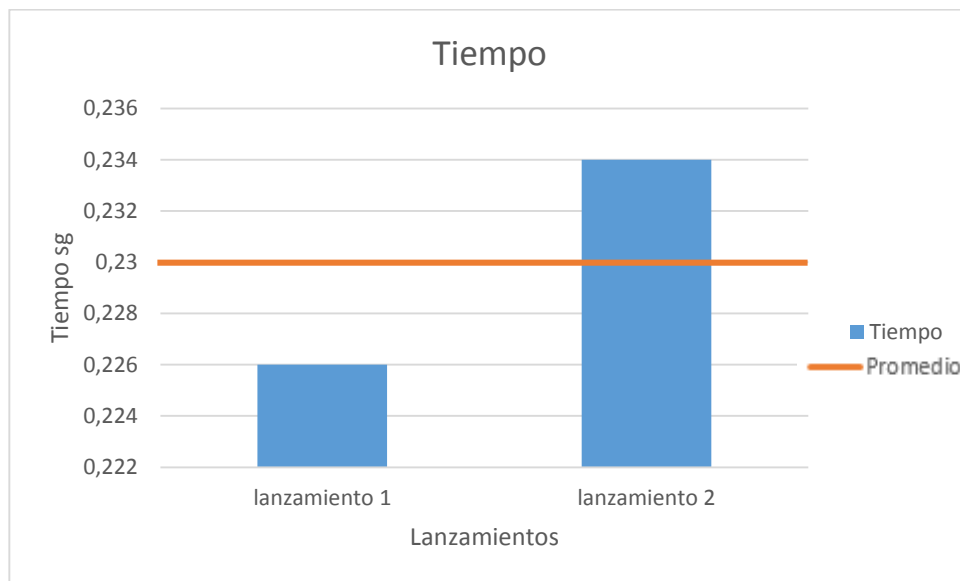






Gráfico 2 Promedio de tiempos lanzamientos prueba inicial

Fuente: Autor

**b) Registro de datos**

Tabla 56 Registro de Datos Prueba inicial

	UNIVERSIDAD TECNICA DE AMBATO			
	Centro de investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana "CIDFAE"			
	Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica			
	Carrera de Ingeniería Mecánica			
<b>Prueba Inicial</b>				
Modelo a Prueba		MUAV Maqueta Improvisada		
Descripción de la plataforma				
Longitud de la pista	3,34 m			
Angulo de inclinación	6,5°			
Altura de la pista	0,447 m			
Parámetros de medición Teóricos				
Velocidad Teórica	18 m/sg	Masa de la nave	6 Kg	
Tiempo disparo de	0,21 sg	Peso de la nave	58.86N	
Fuerza impulsión de	3443,466 N			
				
Parámetros medidos				
Velocidad medida	14,526m/sg	Masa de la nave	5.8 Kg	
Tiempo disparo de	0.231 sg	Peso de la nave	56.89 N	
Fuerza impulsión de	3443,466 N			
<b>Porcentaje de error</b>				
Velocidad	19.32	Masa de la nave	3.33	
Tiempo	9.52	Peso de la nave	3.33	
Fuerza de impulsión	0			
Observaciones: De acuerdo con los cálculos realizados y las medidas tomadas en el transcurso de la prueba se puede decir que la estructura realizada es totalmente funcional con los resultados obtenidos				

Fuente: Autor

### c) Graficas de error

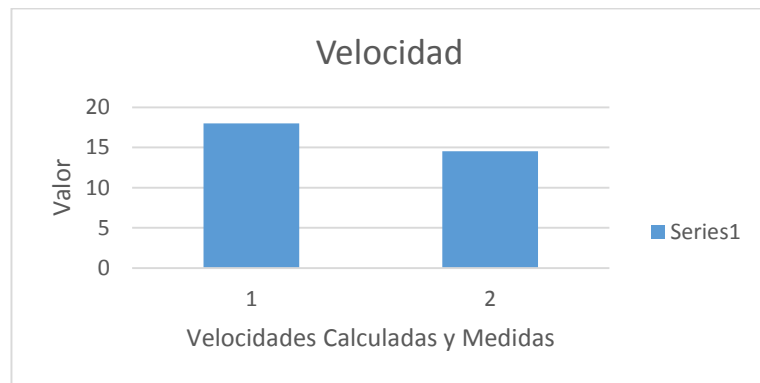


Gráfico 3 Velocidad prueba inicial % error

Fuente: Autor

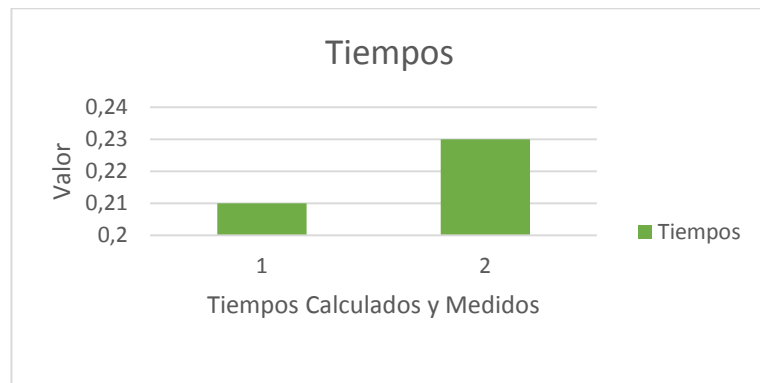


Gráfico 4 Tiempo prueba inicial % error

Fuente: Autor

#### 3.6.1.2. Prueba N°1

Para nuestra segunda prueba utilizamos un avión UAV validado en el CIDFAE que está a disposición de uso:

- UAV Táctico

El cual como se pudo observar en la Tabla N° 37 tiene un peso validado de 4 Kg y una velocidad de despegue de 15 m/sg



Figura 76 UAV Táctico

Fuente: Autor

**a) Recolección de datos**

Tabla 57 Recolección de Datos Prueba N°1

Recolección de datos			
lanzamiento 1			
Tiempo	0,185	Velocidad	18,054
Distancia	3,34	Masa	4,6
lanzamiento 2			
Tiempo	0,211	Velocidad	15,829
Distancia	3,34	Masa	4,6
lanzamiento 3			
Tiempo	0,196	Velocidad	17,040
Distancia	3,34	Masa	4,6
Promedio			
Tiempo	0,197	Velocidad	16,974
Distancia	3,34	Masa	4,6

Fuente: Autor

Grafica de valores de tiempos tomados en la prueba N°1 de lanzamientos

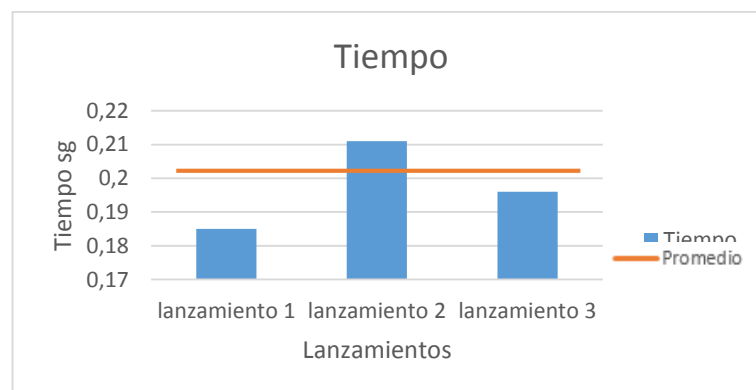


Gráfico 5 Promedio de tiempo lanzamientos prueba N°1

Fuente: Autor

Grafica de valores de Velocidades tomados en la prueba N°1 de lanzamientos

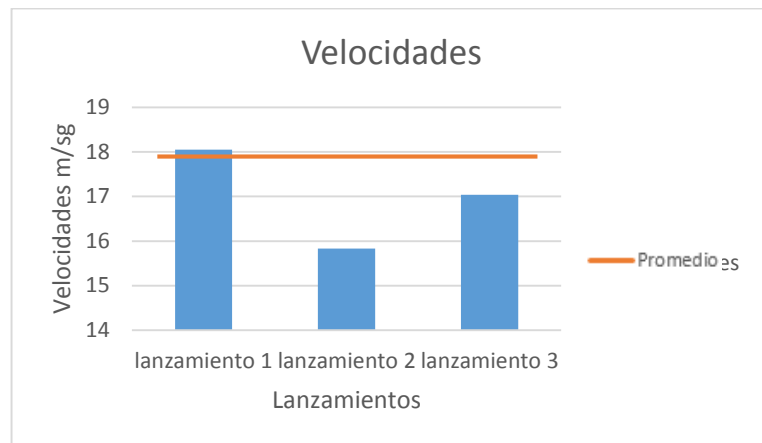




Gráfico 6 Promedio de velocidades lanzamientos prueba N°1

Fuente: Autor

**b) Registro de datos**

Tabla 58 Registro de Datos Prueba N°1

	UNIVERSIDAD TECNICA DE AMBATO		
	Centro de investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana "CIDFAE"		
	Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica		
	Carrera de Ingeniería Mecánica		
<b>Prueba N°1</b>			
Modelo a Prueba		MUAV Táctico	
Descripción de la plataforma			
Longitud de la pista	3,34 m		
Angulo de inclinación	6,5°		
Altura de la pista	0,447 m		
Parámetros de medición Teóricos			
Velocidad Teórica	15 m/sg	Masa de la nave	4 Kg
Tiempo de disparo	0.17 sg	Peso de la nave	39,24 N
Fuerza de impulsión	3443,466 N		
			
Parámetros medidos			
Velocidad medida	16,974 m/sg	Masa de la nave	4.6 Kg
Tiempo de disparo	0,197sg	Peso de la nave	42.37 N
Fuerza de impulsión	3443,466 N		
Porcentaje de error			
Velocidad	13,028765	Masa de la nave	15
Tiempo	15,882353	Peso de la nave	15
Fuerza de impulsión	0		
Observaciones: De acuerdo con los datos obtenidos se puede destacar que el tiempo tiene un margen de error elevado esto se debe a la variación en su peso debido a los accesorios utilizados en el avión, de igual manera el avión tuvo un despegue exitoso.			

Fuente: Autor

### c) Graficas de error

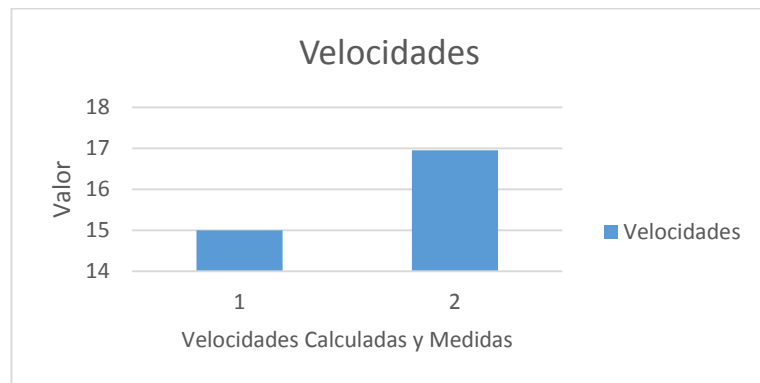


Gráfico 7 Velocidades prueba N°1 % error

Fuente: Autor

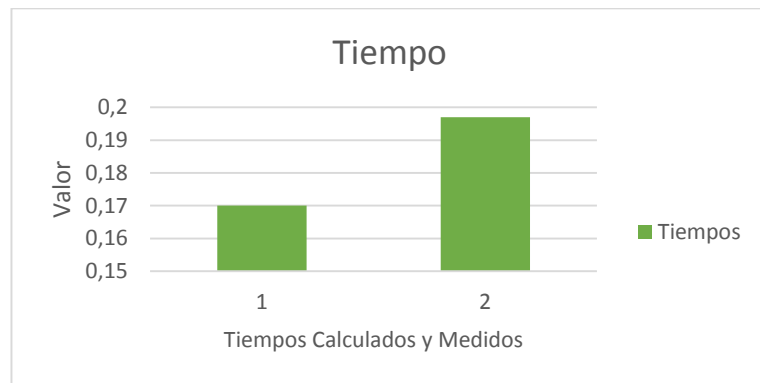


Gráfico 8 Tiempo prueba N°1 % error

Fuente: Autor

### 3.6.2. Manual de mantenimiento

#### 3.6.2.1. Condiciones de servicio especificadas

- Consulte con los planos y directrices de ensamble antes de usar la máquina
- Es responsabilidad del encargado del taller la conservación de la máquina en un lugar optimo
- No sobrepasar los estándares establecidos para el uso de la máquina
- La alimentación de aire a la máquina debe ser la establecida caso contrario no se asevera la funcionalidad de la misma



- Mantenga cada una de las piezas en perfectas condiciones(guardadas) ya que existen piezas de menor tamaño que tienden a perderse
- Mantenga las herramientas de uso en la maquina en perfecto estado

#### **3.6.2.2. Lista de repuestos**

- Rodamiento SKF 6202
- Rodamiento KOYO 16004
- Rodamiento NTN 61805
- Cable de acero Diámetro 3 mm de 6x7
- Perno M5 x 0.8 x 14
- Tuerca M5 x 0.8
- Manguera 8 mm

#### **3.6.2.3. Instrucciones de montaje**

- Ubicar las piezas de la plataforma ordenadamente en un solo lugar para empezar su ensamblaje
- Tener a la mano todas las herramientas necesarias para el montaje de la plataforma
- Cada pieza, perno, eje, etc. Tiene su lugar específico revisar bien los planos para su montaje
- Mantener siempre lubricados los rodamientos ya que estos elementos son los principales en transmitir el movimiento
- Limpiar el pistón antes de usar ya que puede existir impurezas que afecten el normal funcionamiento del mismo.

#### **3.6.2.4. Normas de seguridad**

- Utilice los implementos de seguridad necesarios tales como:
  - Overol
  - Guantes
  - Botas

- Gafas
- No intente ninguna adecuación extraña a la maquina si no comprende el funcionamiento de la misma.
- Manténgase fuera del alcance de la polea ya que puede producirse un accidente
- No fuerce al cable ya que al hacerlo puede debilitarlo y provocar fallas en operaciones futuras
- No intente ajustar o retirar alguna pieza en específico cuando la maquina esté en funcionamiento
- Utilice repuestos idénticos a los originales cuando realice reparaciones o mantenimiento de la máquina

### 3.6.2.5. Instrucciones de mantenimiento

Tabla 59 Mantenimiento

Actividad	Al momento de usarlo	Semanal	Mensual	Anual
Lubricación de partes móviles (rodamientos)			X	
Revisar apriete de pernos y tuercas	X			
Chequeo de instalaciones neumáticas (mangueras)	X			
Verificar la estructura y posibles defectos en la misma				X

Chequeo del cable impulsor	X		X	
Revisar almacenamiento de Aire (fugas)	X			
Limpieza de componentes en general	X			

Fuente: Autor

## CAPITULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1.Conclusiones

- Determinamos a partir del método de selección de alternativas que la mejor opción de diseño para la plataforma de lanzamiento es una estructura compacta neumática como se especifica en la tabla 18, con las especificaciones obtenidas se calculó los parámetros generales de la plataforma de lanzamiento como lo representamos en la tabla 20. Con estas especificaciones se puede concluir que determinamos los parámetros de diseño de la plataforma basándonos en la complejidad física de los aviones no tripulados y sus requerimientos para su despegue
- Se determinó en base a cálculos y las investigaciones pertinentes que para un buen despegue del avión no se necesita un ángulo de tiro elevado según la investigación realizada se puede establecer que para aviones con un peso de 40 Kg se necesita un ángulo de 6, 5° y basta con una carrera de 3.47 metros para que el avión cumpla con la función de despegue.
- De acuerdo con los cálculos realizados en el diseño se validó la estructura en un software obteniendo resultados favorables como se puede observar en la tabla 32 la cual revela valores de: Tensión de VON Misses, desplazamiento, deformación y coeficiente de seguridad, aceptables en un diseño de la plataforma.
- Para comprobar la funcionalidad de la plataforma de lanzamiento se prosiguió a realizar pruebas de vuelo con las aviones proporcionados por el CIDFAE con

las cuales podemos concluir que la plataforma está correctamente diseñada y apta para su uso continuo, de la misma manera se realizó un registro de las pruebas las cuales se puede observar en las tablas 43 y 45 en ellas se redacta un contraste entre los valores calculados y los valores medidos con un margen de error muy bajo por ende se prosigue a validar la estructura diseñada.

## 4.2.Recomendaciones

- Se recomienda que al momento de armar la estructura se apriete bien los pernos para una buena estabilidad de la plataforma.
- Armar la plataforma en una superficie recta para mejorar le eficiencia de la máquina con respecto a estabilidad.
- No sobrepasar los límites establecidos por el fabricante ya que podría ocurrir una avería o deformación en la máquina.
- Tener en buen estado todas y cada una de las piezas de la máquina para que esta funcione correctamente.
- Realizar el mantenimiento especificado y tomar en cuenta los parámetros del mantenimiento en cada acción dada.
- Tener lubricado siempre los rodamientos ya que estos son los más importantes en la transmisión de movimiento
- Se recomienda que para las primeras pruebas de la plataforma se construya una aeronave simulada a los aviones UAV no tripulados debido a evitar pérdidas innecesarias de los aviones validados que se encuentran en el CIDFAE.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] UAV FACTORY, «UAVFACTORY LTD.,» 2018. [En línea]. Available: <http://www.uavfactory.com/contacts>.
- [2] North Atlantic Treaty Organization (NATO) Military UAV Systems, «UAV Systems Airworthiness Requirements (USAR),» NATO USAR, USSA, 2007.
- [3] G. Capitan Tec. Avc. Leòn, «Centro de Investigacion y Desarrollo,» Copyright © 2017, 19 Febrero 2017. [En línea]. Available: <http://leon.260mb.net/>. [Último acceso: 20 Noviembre 2017].
- [4] L. Mayor Téc. Avc. Jara, «Desarrollo Aeroespacial,» *Revista de la Fuerza Aèrea Ecuatoriana*, vol. 1, nº 1, p. 5, 2013.
- [5] L. F. R. Martin, «Introduccion a los UAV,» *Antena de Telecomunicación*, p. 21, 2013.
- [6] Santamaria, L., “DESARROLLO DE UN SISTEMA INTELIGENTE DIFUSO PARA APOYAR EL DESPEGUE DE AVIONES NO TRIPULADOS”, Mexico Ciudad Universitaria : Universidad Nacional Autónoma de México, 2014.
- [7] Samaniego, J. y Pillajo, V. , «DISEÑO DE PLATAFORMA DE DESPEGUE PARA EL VEHICULO AÉREO PILOTEADO POR CONTROL REMOTO (RPV) DESARROLLADO EN EL CIDFAE ALA # 12 Y CONSTRUCCIÓN DE PLATAFORMA A ESCALA 1: 5,» Escuela Politecnica Del Ejercito, Sangolquì, 2006.
- [8] C. H. F. y. A. P. González, *Perfiles IDS*, Madrid (España): IDS. C/ Viriato, 69, 2014.
- [9] G. M. M. y. S. E. Sánchez, «INFODEFENSA.COM,» 15 MAYO 2013. [En línea]. Available: [http://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Vehiculos\\_aereos\\_no\\_tripulados\\_en\\_Latam.pdf](http://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Vehiculos_aereos_no_tripulados_en_Latam.pdf). [Último acceso: 08 ENERO 2018].
- [10] O. V. Rovira, «Modelización de aeronaves no tripuladas con Simulink,» 25 Julio 2011. [En línea]. Available: [www.Modelización de aeronaves no tripuladas con Simulink.com](http://www.Modelización de aeronaves no tripuladas con Simulink.com). [Último acceso: 20 Diciembre 2017].
- [11] J. S. H. HAGGERTY, «Vuelo,» *Colección Científica de Time-Life*, p. 71, 1971.

- [12] A. TARANTOLA, «GIZMODO,» GIZMODO , 09 04 2013. [En línea]. Available: <https://gizmodo.com/this-flying-bomb-failure-was-americas-wwi-cruise-missi-1184824802>. [Último acceso: 03 ENERO 2018].
- [13] GAO, UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS, Washington, DC: Highlights, 2008.
- [14] Austin, UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS, New Delhi, India: Copyright, 2010.
- [15] A. C. A. HOFFMAN, «PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DE CHILE,» 25 Julio 2000. [En línea]. Available: [WWW.controldiusodevehiculoaereonotripulado.com](http://WWW.controldiusodevehiculoaereonotripulado.com). [Último acceso: 12 Enero 2018].
- [16] B. ROBERT, «Elcorreo.com,» Copyright, 20 Septiembre 2008. [En línea]. Available: <http://www.elcorreo.com/innova/empresas/20121128/drones-aeronaves-tripuladas-201211281740-rc.html>. [Último acceso: 29 Noviembre 2017].
- [17] Estudiogyd, «YOUTUBE,» Estudiogyd, 16 JUNIO 2015. [En línea]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=1jMtjbCmKfk>. [Último acceso: 08 ENERO 2018].
- [18] Helio Menezes, «YOUTUBE,» Helio Menezes, 06 DICIEMBRE 2009. [En línea]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=CBgnxdpOVDU>. [Último acceso: 08 ENERO 2018].
- [19] RPAS, «ADMIN,» ADMIN, 22 SEPTIEMBRE 2016. [En línea]. Available: <http://temporal.rpaslife.es/2016/09/22/rpas-de-la-semana-scrab-i-scr/>. [Último acceso: 08 ENERO 2018].
- [20] J. y. F. D. A. J. FERNANDEZ, «PATENTADOS.COM,» PATENTADOS.COM, 01 OCTUBRE 2007. [En línea]. Available: <https://patentados.com/patente/sistema-de-lanzamiento-para-aviones-no-tripulados-y-similares/>. [Último acceso: 08 ENERO 2018].
- [21] SIVA del E.T. Español., «COMMONS,» UAV, 12 OCTUBRE 2008. [En línea]. Available: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Sistema\\_Integrado\\_de\\_Vigilancia\\_A%C3%A9rea\\_\(UAV\\_y\\_estaci%C3%B3n\\_de\\_control\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Sistema_Integrado_de_Vigilancia_A%C3%A9rea_(UAV_y_estaci%C3%B3n_de_control).jpg). [Último acceso: 08 ENERO 2018].
- [22] T. Eshel, «DEFENSE UPDATE,» COPYRIGHT, 28 DICIEMBRE 2014. [En línea]. Available: [http://defense-update.com/20141228\\_iranian\\_missiles\\_drones.html](http://defense-update.com/20141228_iranian_missiles_drones.html). [Último acceso: 08 ENERO 2018].



- [23] F. Y. J. E. BEER, MECÁNICA VECTORIAL PARA INGENIEROS, MEXICO, D.F.: McGRAW-HILL, 2010.
- [24] DIPAC, «PRODUCTOS DE ACERO,» 2016 Dipac® Manta S.A., 2016. [En línea]. Available: <http://www.dipacmanta.com/>. [Último acceso: 27 Marzo 2018].
- [25] Richard, Budynas y Nisbett, Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley, México D.F., 2008.
- [26] INDUFERRO, «Cable de Acero,» INDUFERRO B&B, 2015. [En línea]. Available: <http://www.induferro.com/index.php/902-cable-de-acero>. [Último acceso: 27 Marzo 2018].
- [27] SKF, Rodamientos, EEUU, 2015, p. 13.
- [28] R. Fag, WL 41 520/3 SB rodamientos Fag, Mexico, 2000.
- [29] J. N. R. Budynas, Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley, Mexico: Mc Graw Hill, 2008.
- [30] R. Mott, Diseño de Elementos de Máquinas., México D.F.: PEARSON Educación, 2006.
- [31] FESTO, Guía de productos 2013/2014, Málaga, 2014.
- [32] Ingeniaritza Goi Eskola Teknikoa, «MÓDULO IV: MECANIZADO POR ARRANQUE DE VIRUTA TORNEADO,» Eman ta Zabal Zazu , BILBAO, 2012.
- [33] Ingenieritza Goi Eskola Teknikoa, «MÓDULO III: MECANIZADO POR ARRANQUE DE VIRUTA FRESADO,» Eman ta Zabal Zazu, Bilbao, 2012.

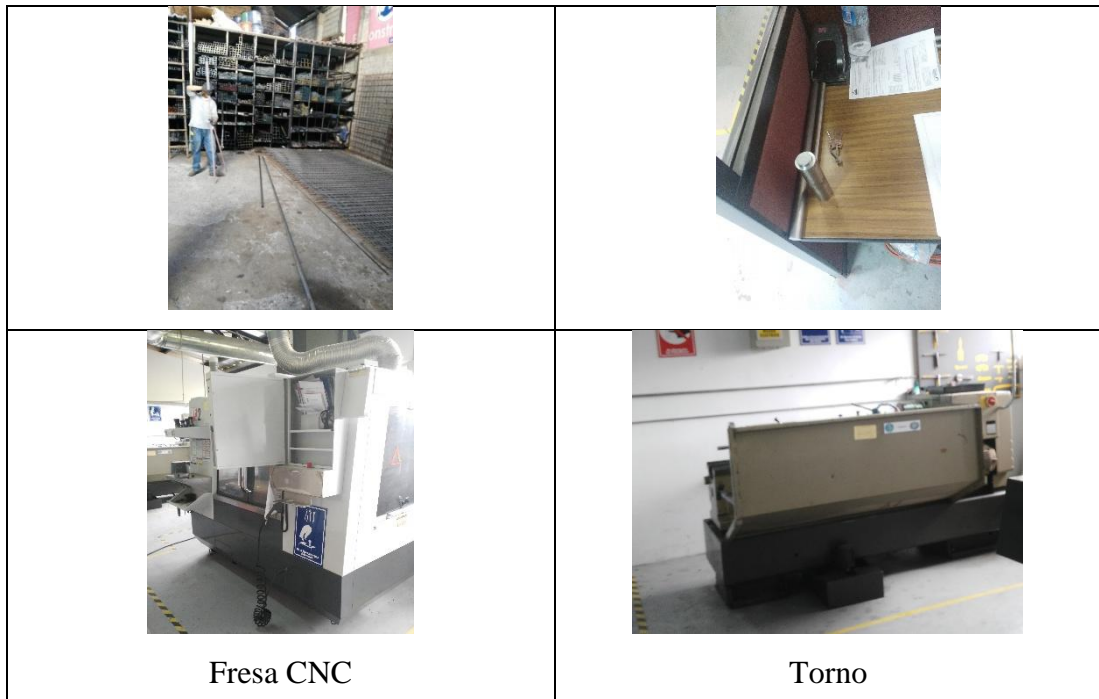
# **ANEXOS**

## Anexo 1. Propiedades del acero estructural ASTM A500

CORRELACION DE ACEROS ESTRUCTURALES				NMX Y ASTM	
Nomenclatura		F <sub>y</sub> <sup>(a)</sup>		F <sub>u</sub> <sup>(b)</sup>	
NMX (c)	ASTM (d)	MPa	Kg/cm <sup>2</sup>	MPa	Kg/cm <sup>2</sup>
B-254	A 36	250	2,530	400 a 550	4,080 a 5,620
		345	3,515	485	4,950
B-282	A 242	320	3,235	460	4,710
		345	3,515	485	4,920
		290	2,950	414	4,220
		345	3,515	450	4,570
B-284	A 572	414	4,220	515	5,270
		450	4,570	550	5,620
	A 992	345	3,515	480 a 620	4,870 a 6,330
B-177	A 53	240	2,460	414	4,220
B-199	A 500 (e)	320	3,235	430	4,360
B-200	A 501 (e)	250	2,530	400	4,080
		345	3,515	483	4,920
	A 709 (f)	250	2,550	400	4,080
		345	3,515	480	4,890
		485	4,950	585	5,965
		690	7,035	585	7,750
		620	6,322	690	7,040
	A 913 (g)	345 a 483	3,515 a 4,920	448 a 620	4,570 a 6,330

Fuente: Hidalgo M. "El Acero"

## Anexo 2 Adquisición del material





Soldadora 110 V



Tronzadora 110 V



Mesa de Trabajo



Taladros de Mesa



Sierra



Escuadras

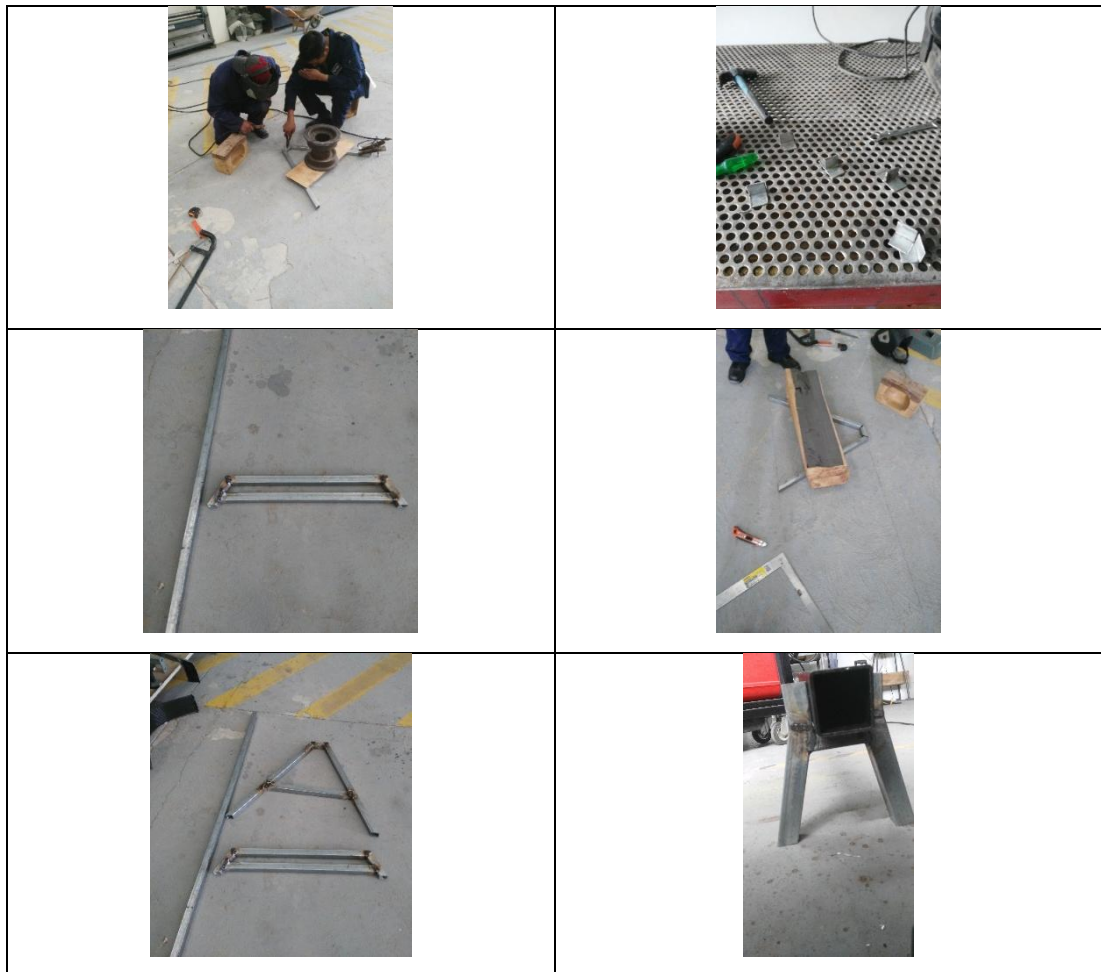


EPP





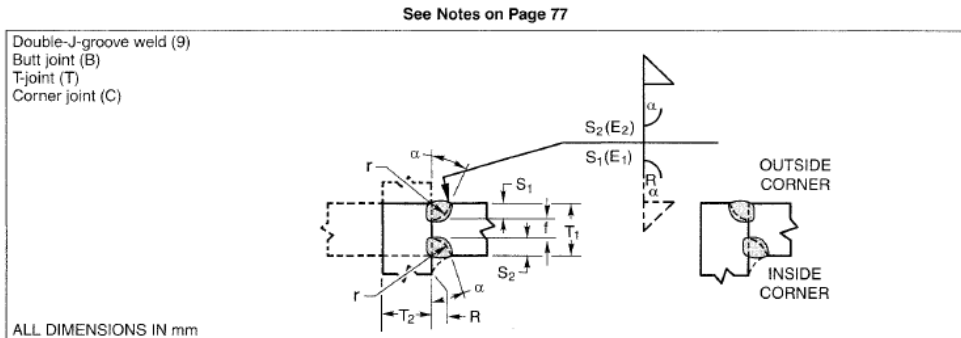
EPP

### Anexo 3. Construcción de la estructura



Anexo 4. Diseño de juntas

	UNIVERSIDAD TECNICA DE AMBATO	
	Centro de investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana "CIDFAE"	
	Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica	
	Carrera de Ingeniería Mecánica	



Welding Process	Joint Designation	Base Metal Thickness (U = unlimited)		Groove Preparation			Allowed Welding Positions	Total Weld Size (E <sub>1</sub> + E <sub>2</sub> )	Notes
		T <sub>1</sub>	T <sub>2</sub>	Root Opening Root Face Bevel Radius Groove Angle	Tolerances				
					As Detailed (see 3.12.3)	As Fit-Up (see 3.12.3)			
	B-P9	12 min.	—	R = 0 f = 3 min. r = 10 α = 30°	+2, -0 +U, -0 +6, -0 +10°, -0°	+3, -2 ±2 ±2 +10°, -5°	All	S <sub>1</sub> + S <sub>2</sub>	e, f, g, i, j, k
SMAW	TC-P9	12 min.	U	R = 0 f = 3 min. r = 10 α <sub>pc</sub> = 30°** α <sub>ic</sub> = 45°**	+2, -0 +U, -0 +6, -0 +10°, -0°	+3, -2 ±2 ±2 +10°, -5° +10°, -5°	All	S <sub>1</sub> + S <sub>2</sub>	e, f, g, i, j, k
GMAW FCAW	B-P9-GF	6 min.	—	R = 0 f = 3 min. r = 10 α = 30°	+2, -0 +U, -0 +6, -0 +10°, -0°	+3, -2 ±2 ±2 +10°, -5°	All	S <sub>1</sub> + S <sub>2</sub>	a, f, g, i, j, k
	TC-P9-GF	6 min.	U	R = 0 f = 3 min. r = 10 α <sub>pc</sub> = 30°**	+2, -0 +U, -0 +6, -0 +10°, -0°	+3, -2 ±2 ±2 +10°, -5°	All	S <sub>1</sub> + S <sub>2</sub>	a, f, g, i, j, k

Tabla Anexo 4 Diseño de junta a tope recuperado de la norma AWS D1.1

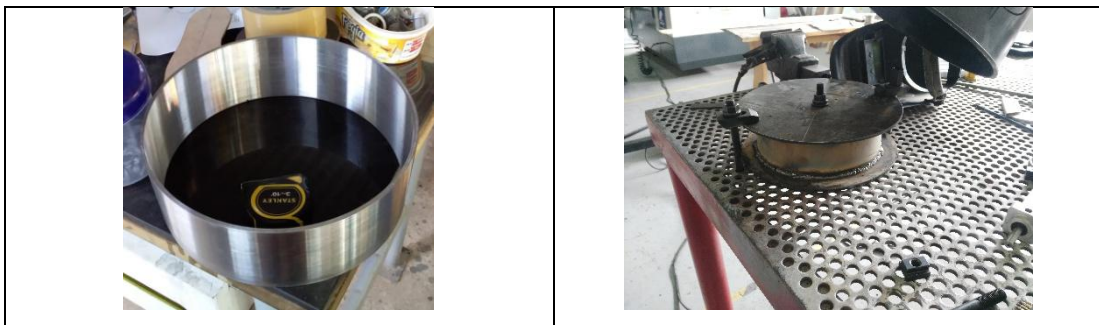
Tipo de soldadura:	SMAW	Designación de la junta:	B-P9
Espesor de la primera placa:	12 mm	Espesor de la segunda placa	12 mm
		:	

Apertura de raíz(R):	0 mm	Posición de soldadura:	1 G
Autor	Jonathan Vinueza		

### Anexo 5. Torneado de ejes

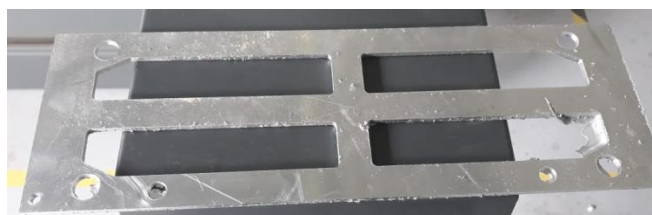
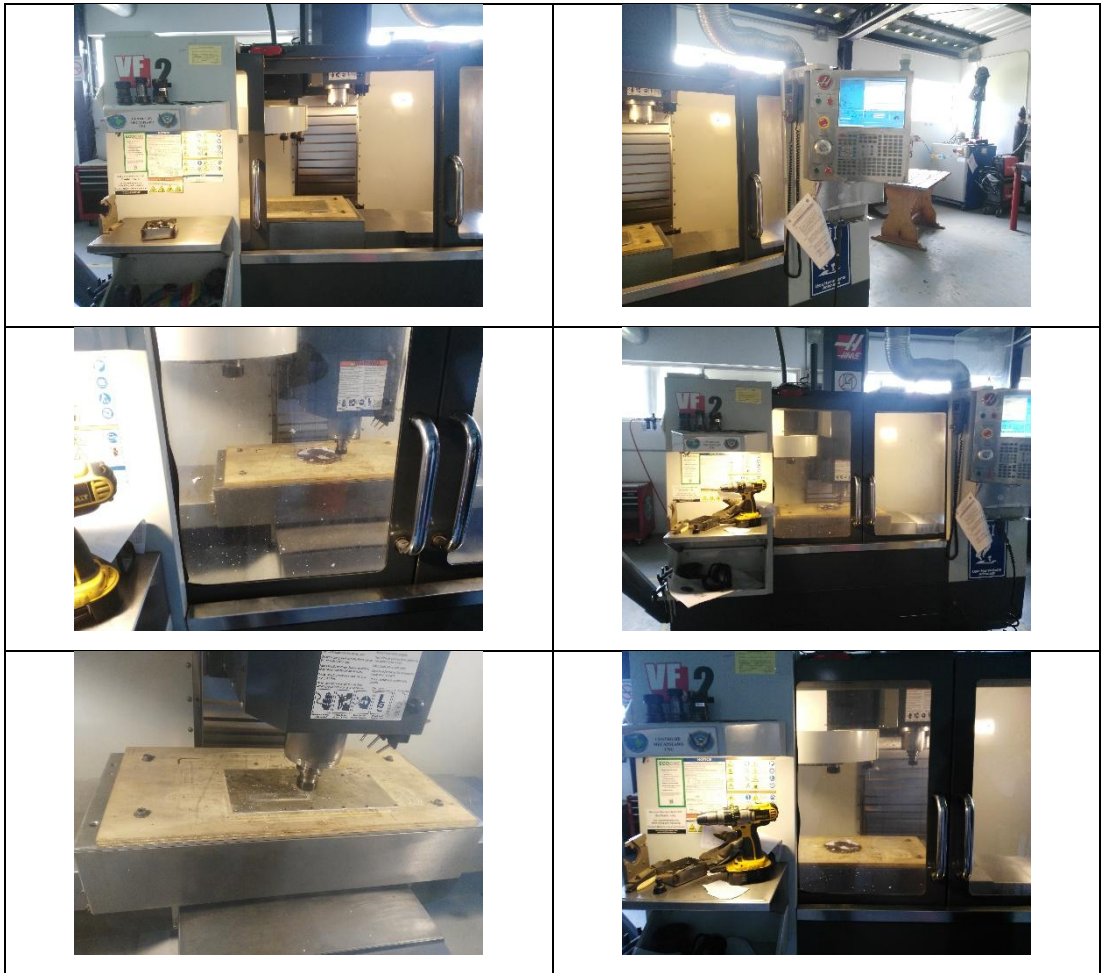


### Anexo 6. Conformado de poleas





### Anexo 7. Piezas fresadas

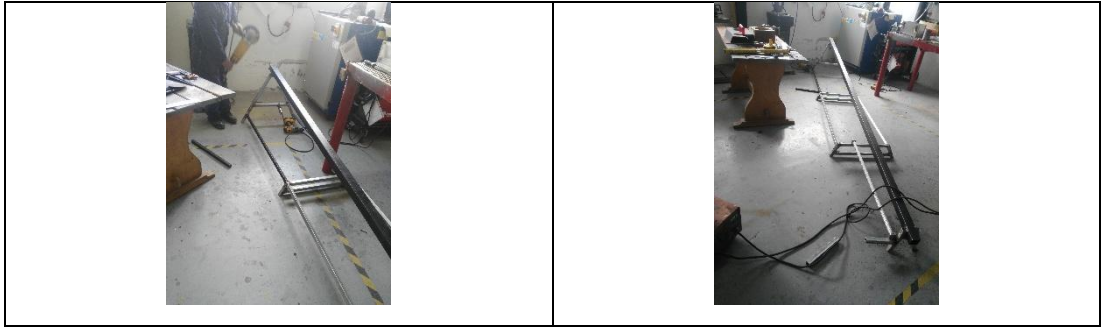






### Anexo 8 Ensamblaje

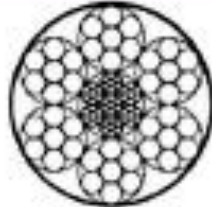




# Anexo 9 Ficha técnica Cable de acero 6x7



## Cable de acero 6x7 | Alma de acero (A/A)



**6X7 A/A**  
6X7+1WR

Por su característica semi-rígida, esta construcción es utilizada como cable tirante donde la "abrasión" es un factor que hay que prevenir. Por la cantidad de alambres que conforman el cordón es un cable semi-rígido, por tanto es común utilizarlo en la industria petrolera (limpieza de pozos) y con alambres galvanizados en las labores de pesca de arrastre.

Cable de acero Cablemax® 6x7 Alma de acero					
Grado de fuerza: 1570 N/mm <sup>2</sup>					
Código	Diámetro		Peso aprox. (kg/100m)	Resistencia Mínima de Rotura (kN)	Resistencia Mínima de Rotura (Ton)
	(mm)	(pul)			
1	3	3/32	1.55	2.25	0.23
0501008	3	1/8	3.48	5.07	0.52
2	4	3/16	6.19	9.02	0.92

\* Otras medidas disponibles bajo pedido

Tabla de peso y resistencia\*\*

Construcción	Peso aproximado (kg/100m)												Resistencia mínima de rotura (Ton)												
	1x7		4x7		6x7		8x7		10x7		12x7		16x7		18x7		24x7		30x7		36x7				
	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>	Diámetro (mm)	Q <sub>100</sub>			
1.5 1116																									
3 118		5.7	3.5																						
4.8 1116				8.5	11																				
6 1116					15	19																			
8 1116						17	24																		
9 118							20																		
10 118								41																	
11 1116									43																
12 112										55															
13 112											61														
14 1116												67													
16 1116													81												
18 118														104											
20 118															163										
22 118																198									
24 1																	274								
26 1.148																		352							
28 1.174																			421						

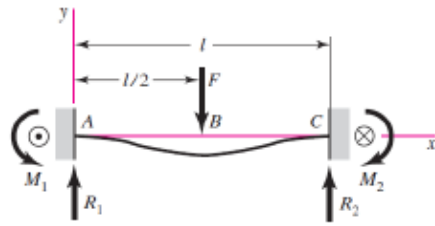
A/A = Alma de acero / A/T = Alma de fibra / A.S. = Alambres  
 S1 = Estirado y Recubierto / S2 = Estirado  
 WR = Recubierto / PVC = Recubierto y resistente  
 Grado de fuerza (N/mm<sup>2</sup>): 1570, 1600, 1750, 1850

\*\*Valores referenciales. Información exacta en el Certificado de Calidad



**Nota de descarga:** La presente información técnica constituye una referencia general correspondiente a fibra del mismo tipo. El momento de la compra, digase productor, debe ser certificado de calidad individual del lote de producción con la información específica de dicho producto. Cuando bajo sus calibres (tallas), por favor referirse al certificado de calidad a las especificaciones, impresas, en la parte inferior del presente catálogo. En caso de encontrar alguna inconsistencia, por favor comunicarnos a info@induferra.com

**Anexo 10. Diagrama de momentos y cortantes de una viga empotrada.**



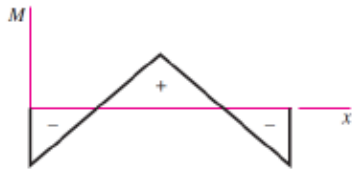
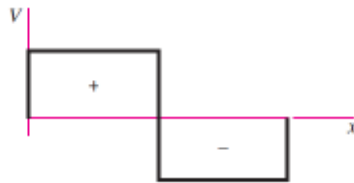
$$R_1 = R_2 = \frac{F}{2} \quad M_1 = M_2 = \frac{Fl}{8}$$

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

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

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

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



(continued)

Fuente: R. BUDYNAS, J. NISBETT, "Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley"

## Anexo 11. Electrodo 6011

<b>ELECTRODO CELULOSICO</b>						
<b>C - 13</b>	<b>Norma:</b>	AWS		E 6011		
		Color de Revestimiento: Blanco		Identificación: Punta Azul		
<b>Análisis del Metal Depositado:</b>	C	0.08-0.12%	Mn	0.4-0.6%	Si	0.25%
<b>Características:</b>	*Valores típicos					
	Electrodo del tipo celulósico, para soldaduras de penetración. El arco es muy estable, potente y el material depositado de solidificación rápida, fácil aplicación con corriente continua y alterna. Los depósitos son de alta calidad en cualquier posición.					
<b>Aprobación:</b>	<b>AMERICAN BUREAU OF SHIPPING</b>					
<b>Propiedades Mecánicas:</b>	Resistencia a la Tracción	Elongación		Resistencia al Impacto		
	48-51 kg / mm <sup>2</sup>	24-26%		CHARPY - V		
	68.000			Joules		
	a			55 - 75		
	72.000 lbs./pulg <sup>2</sup>			(-29°C)		
	*Valores típicos					
<b>Posiciones de Soldar:</b>	Plana, horizontal, sobrecabeza, vertical ascendente, vertical descendente					
<b>Corriente y polaridad:</b>	Para corriente alterna o continua Electrodo al polo positivo					
	ømm	øPulg.	Amperaje			
	2.50	3/32	70- 90			
	3.20	1/8	90-120			
	4.00	5/32	120-150			
	5.00	3/16	150-180			
<b>Aplicaciones:</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Soldadura para aceros no templables (aceros dulces).</li> <li>• Carpintería metálica.</li> <li>• Estructuras y bastidores para máquinas.</li> <li>• Chapas gruesas y delgadas</li> </ul>					
<b>LARGO:</b> 350 mm.	<b>PESO POR CAJA:</b> 20 kg./44 lbs.					

9

Fuente: Catalogo AGA

## Anexo 12. Electrodo 6013

### ELECTRODO ESPECIAL PARA CARPINTERIA METALICA

**R - 15 (ELECTRODO AZUL)** Norma: 

AWS	E 6013
-----	--------

Color de Revestimiento: Azul	Identificación: Punta Azul
------------------------------	----------------------------

\*Valores típicos

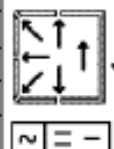
**Características:** Electrodo de operación muy suave, sin salpicaduras, aplicable en todas las posiciones. Adecuado para la soldadura de los aceros de bajo carbono sin aleación, de uso corriente en carpintería metálica y construcciones metálicas en general. Electrodo de excelentes características de encendido y re-encendido, escoria de muy fácil remoción.

<b>Propiedades Mecánicas:</b>	Resistencia a la Tracción	Elongación
	48-56 kg./mm <sup>2</sup>	20 - 22 %
	68.000-80.000 lbs/pulg <sup>2</sup>	

\*Valores típicos

**Posiciones de Soldar:** Plana, horizontal, sobrecabeza, vertical ascendente, vertical descendente

Para corriente alterna o continua Electrodo al polo negativo y positivo.		
ømm.	øPulg.	Amperaje
2.5	3/32	60 - 85
3.20	1/8	100 - 130
4.00	5/32	140 - 180



**Aplicaciones:**

- Especial para carpintería metálica.
- Fabricación de puertas y ventanas.
- Carrocerías y chasis.
- Estructuras.

LARGO: 350 mm.

PESO POR CAJA: 20 kg. / 44 lbs.


## Anexo 13. Electrodo 7018


<b>ELECTRODO BASICO BAJA ALEACION</b>						
<b>B - 10</b>	Norma:	AWS		E 7018		
<b>Análisis del Metal Depositado:</b>	Color de Revestimiento:	Gris		Identificación: Punta Blanca		
	Características:	C	0.08%	Mn	1.0%	Si
<b>Propiedades Mecánicas:</b>	*Valores típicos					
<b>Posiciones de Soldar:</b>	Plana, horizontal, sobrecabeza, vertical ascendente, vertical descendente.					
<b>Corriente y Polaridad:</b>	Para corriente continua o alterna Electrodo al polo positivo					
<b>Aplicaciones:</b>	Ø mm	Ø Pulg.	Amperaje			
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Para aceros de mediano y bajo carbono, baja aleación</li> <li>• Para aceros laminados en frío, por sus características de resistencia a la deformación a altas temperaturas, su fácil manejo y óptimo rendimiento, es especialmente adecuado.</li> <li>• Para soldadura de tuberías de vapor.</li> <li>• Calderas de alta presión, tanques.</li> <li>• Piezas para maquinaria pesada.</li> <li>• Construcciones metálicas en obra.</li> <li>• Reparaciones Navales.</li> </ul>	3.20	1/8	100-140			
	4.00	5/32	140-190			
<b>IMPORTANTE:</b>	Los electrodos húmedos o con manchas de grasa, deben destruirse.					
<b>LARGO:</b> 350 mm.	<b>PESO POR CAJA:</b> 20 kg/44 lbs.					

13

Fuente: Catalogo AGA

## Anexo 14. Tubo estructural cuadrado





**TUBO ESTRUCTURAL CUADRADO**

**Especificaciones Generales**

**Nombre:** A313 A-500


**Recubrimiento:** Negro o galvanizado

**Largo estándar:** 4 mts.

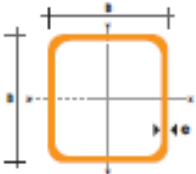
**Otros largos:** Previa Consulta

**Dimensiones:** Desde 20mm a 100mm

**Espesor:** Desde 1.2mm a 5.0mm



DIMENSIONES		AREA		EJES X-Xe Y-Y		
A	ESPESOR	PESO	AREA	I	W	i
mm	mm	Kg/m	cm <sup>2</sup>	cm <sup>4</sup>	cm <sup>3</sup>	cm
20	1,2	0,72	0,90	0,53	0,53	0,77
20	1,5	0,88	1,05	0,58	0,58	0,74
20	2,0	1,15	1,34	0,69	0,69	0,72
25	1,2	0,90	1,14	1,08	0,87	0,97
25	1,5	1,12	1,35	1,21	0,97	0,95
25	2,0	1,47	1,74	1,48	1,18	0,92
30	1,2	1,08	1,38	1,91	1,28	1,18
30	1,5	1,35	1,65	2,19	1,48	1,15
30	2,0	1,78	2,14	2,71	1,81	1,13
40	1,2	1,47	1,80	4,38	2,19	1,25
40	1,5	1,80	2,25	5,48	2,74	1,58
40	2,0	2,41	2,94	6,90	3,48	1,54
40	3,0	3,54	4,44	10,20	5,10	1,52
50	1,5	2,29	2,85	11,08	4,42	1,87
50	2,0	3,03	3,74	14,13	5,65	1,84
50	3,0	4,48	5,61	21,20	8,48	1,81
60	2,0	3,68	3,74	21,28	7,09	2,29
60	3,0	5,42	6,61	35,08	11,89	2,24
75	2,0	4,52	5,74	50,47	13,48	2,87
75	3,0	6,71	8,41	71,54	18,08	2,82
75	4,0	8,59	10,95	89,68	24,00	2,87
100	2,0	6,17	7,74	122,89	24,60	3,89
100	3,0	9,17	11,41	176,85	35,29	3,84
100	4,0	12,13	14,95	226,09	45,22	3,89
100	5,0	14,40	18,26	270,57	54,11	3,84



www.dipacmeta.com | TEL: 035 2288766 | Balde-Cuadrado

Fuente: Catalogo DIPAC

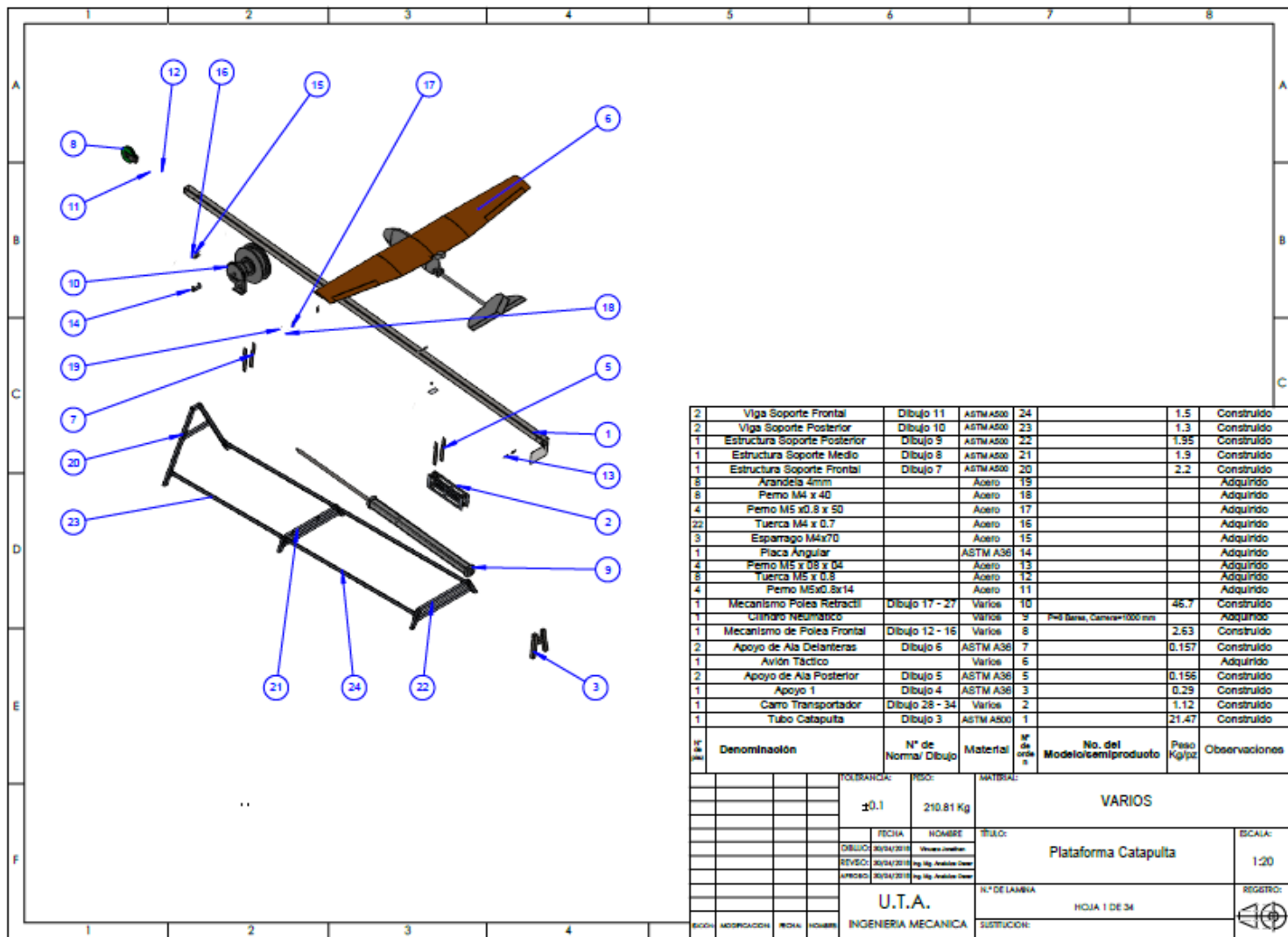


**Anexo 15. Guía para la selección de la viscosidad del aceite para lubricar rodamientos.**

<b>GUIA PARA SELECCIONAR LA VISCOSIDAD DEL ACEITE</b>				
ESCALA DE TEMP DE TRABAJO (°C)	FV	VISCOSIDAD CINEMÁTICA cSt a 37.8°C		TIPOS DE RODAMIENTO A LOS QUE SE PUEDE APLICAR
		Carga Normal	Carga Pesada o de impacto	
de -30 a 0	Hasta valor especificado	18-35	30-60	Todos excepto oscilantes de rodillos
0-60	Hasta 15000	40-70	85-120	Todos excepto oscilantes de rodillos
	15000-80000	30-55	55-80	Todos excepto oscilantes de rodillos
	80000-150000	18-35	30-45	Todos excepto axiales de bolas y rodillos
	150000-500000	9,5-12	18-35	Rígidos de bolas y de rodillos cilíndricos
0-100	Hasta 15000	110-165	180-260	Todos excepto oscilantes de rodillos
	15000-80000	85-120	110-160	Todos excepto oscilantes de rodillos
60-100	80000-150000	50-70	80-160	Todos excepto axiales de bolas y rodillos
	150000-500000	30-40	50-70	Rígidos de bolas y de rodillos cilíndricos
100-150	Hasta valor especificado	240-430		Todos excepto oscilantes de rodillos
0-60	Hasta valor especificado	35-70		Rodamientos oscilantes de rodillos
60-100		105-165		

Fuente: OKS, Molytec Ltda, "Specialty Lubricants Maintenance Products"

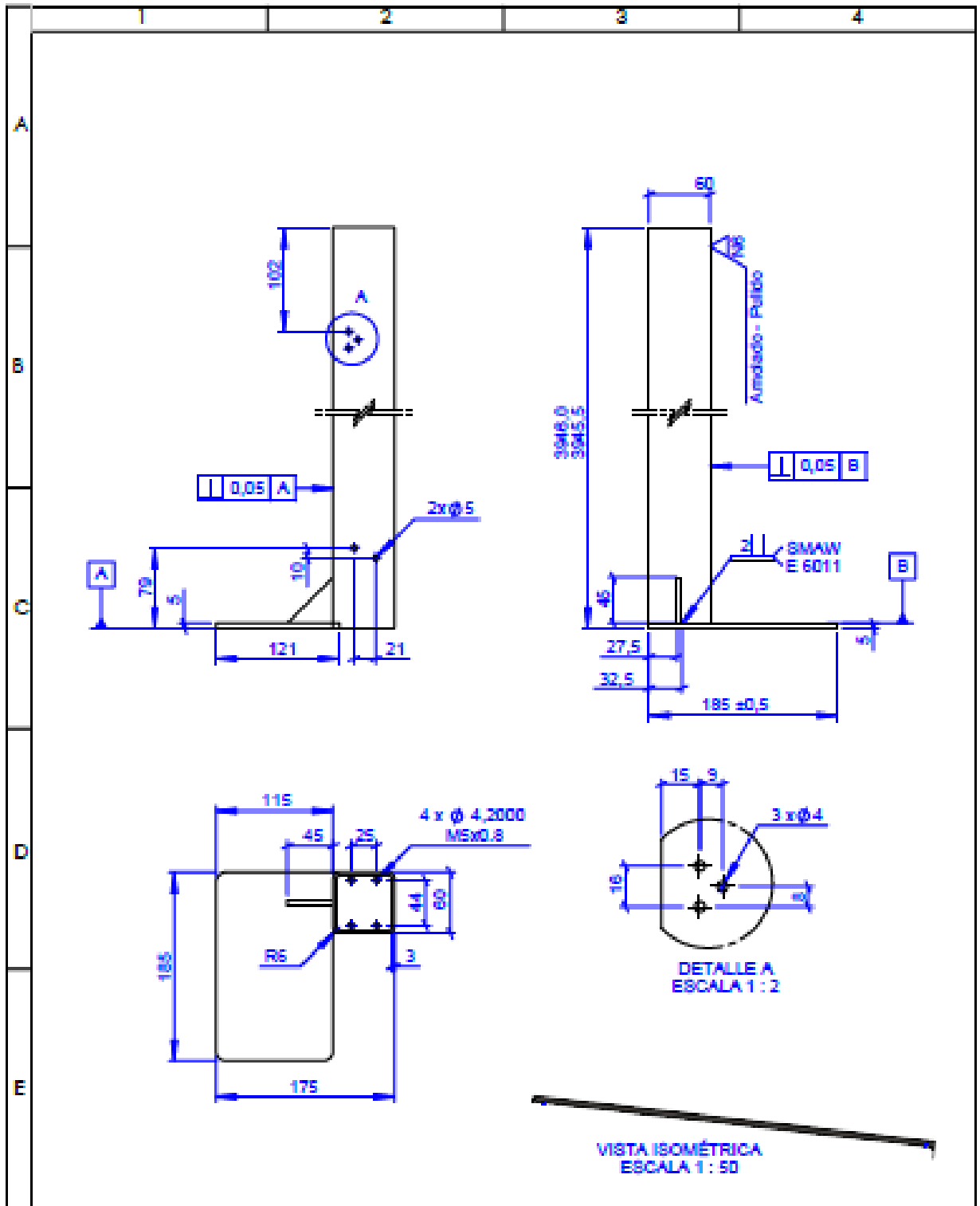
# PLANOS



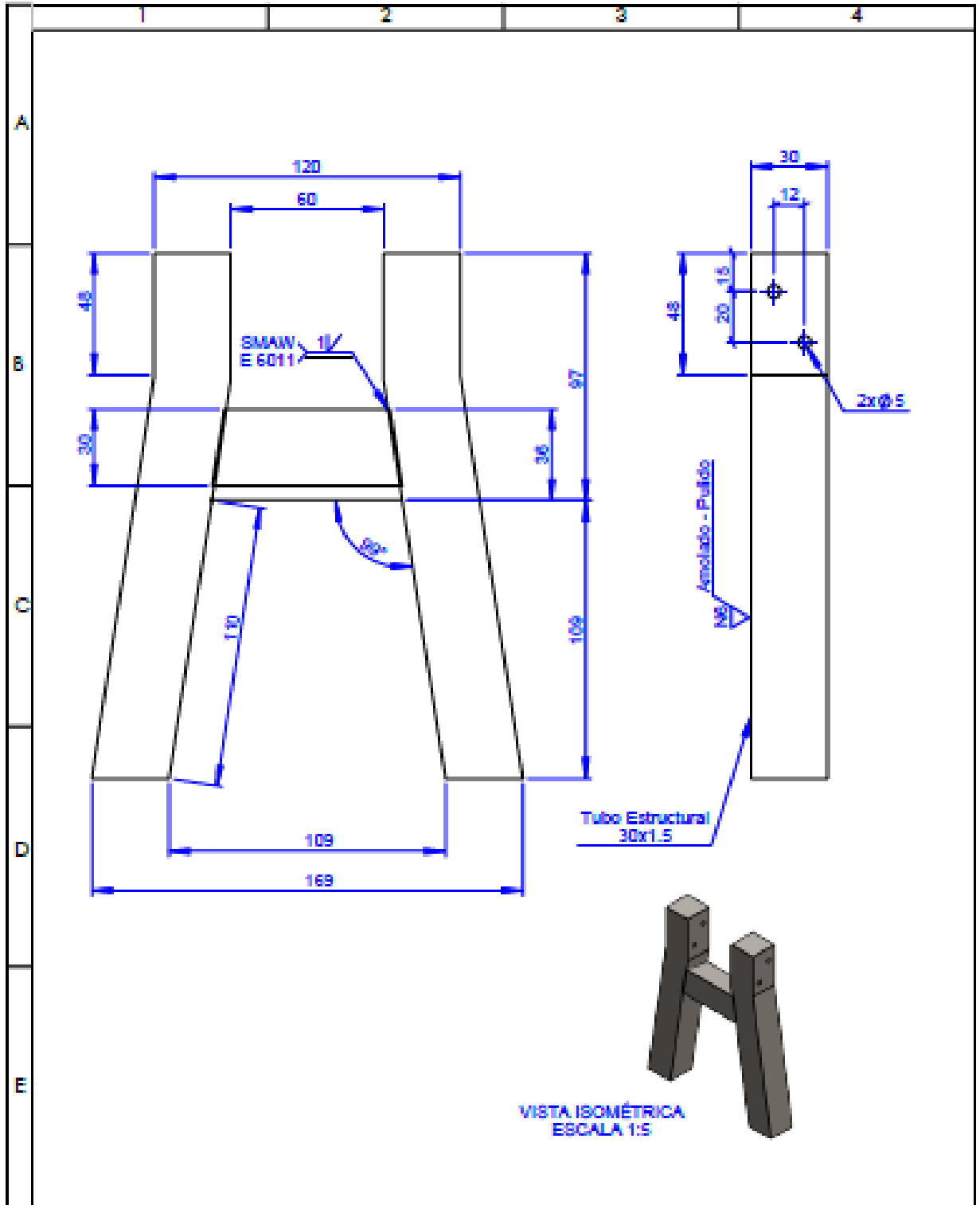
2	Viga Soporte Frontal	Dibujo 11	ASTM A500	24		1.5	Construido
2	Viga Soporte Posterior	Dibujo 10	ASTM A500	23		1.3	Construido
1	Estructura Soporte Posterior	Dibujo 9	ASTM A500	22		1.95	Construido
1	Estructura Soporte Medio	Dibujo 8	ASTM A500	21		1.9	Construido
1	Estructura Soporte Frontal	Dibujo 7	ASTM A500	20		2.2	Construido
8	Arandela 4mm		Aceero	15			Adquirido
8	Perno M4 x 40		Aceero	18			Adquirido
4	Perno M5 x0.8 x 50		Aceero	17			Adquirido
22	Tuerca M4 x 0.7		Aceero	16			Adquirido
3	Esparrago M4x70		Aceero	15			Adquirido
1	Placa Angular		ASTM A36	14			Adquirido
4	Perno M5 x 08 x 04		Aceero	13			Adquirido
8	Tuerca M5 x 0.8		Aceero	12			Adquirido
4	Perno M5x0.8x14		Aceero	11			Adquirido
11	Mecanismo Polea Retractil "ultimo" mecanico	Dibujo 17 - 27	Varios	10	Phil Series, Capacidad=1000 mm	45.7	Construido
11	Mecanismo de Polea Frontal	Dibujo 12 - 16	Varios	9		2.63	Construido
2	Apoyo de Ala Delanteras	Dibujo 6	ASTM A36	7		0.157	Construido
1	Avión Táctico		Varios	6			Adquirido
2	Apoyo de Ala Posterior	Dibujo 5	ASTM A36	5		0.156	Construido
1	Apoyo 1	Dibujo 4	ASTM A36	3		0.29	Construido
1	Camo Transportador	Dibujo 28 - 34	Varios	2		1.12	Construido
1	Tubo Catapulta	Dibujo 3	ASTM A500	1		21.47	Construido

Denominación		N° de Normal Dibujo	Material	N° de partes	No. del Modelo/semiproducto	Peso Kg/pza.	Observaciones
		±0.1	210.81 Kg	VARIOS			
		FECHA	NOMBRE	TITULO:		ESCALA:	
		DIBUJO: 20/04/2018	Wheeler, Jonathan	Plataforma Catapulta		1:20	
		REVISO: 20/04/2018	Ing. Mij. Andres Ochoa				
		APROBO: 20/04/2018	Ing. Mij. Andres Ochoa				
		U.T.A.		N° DE LAMINA		REGISTRO:	
		INGENIERIA MECANICA		HOJA 1 DE 34			
BOCH:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			



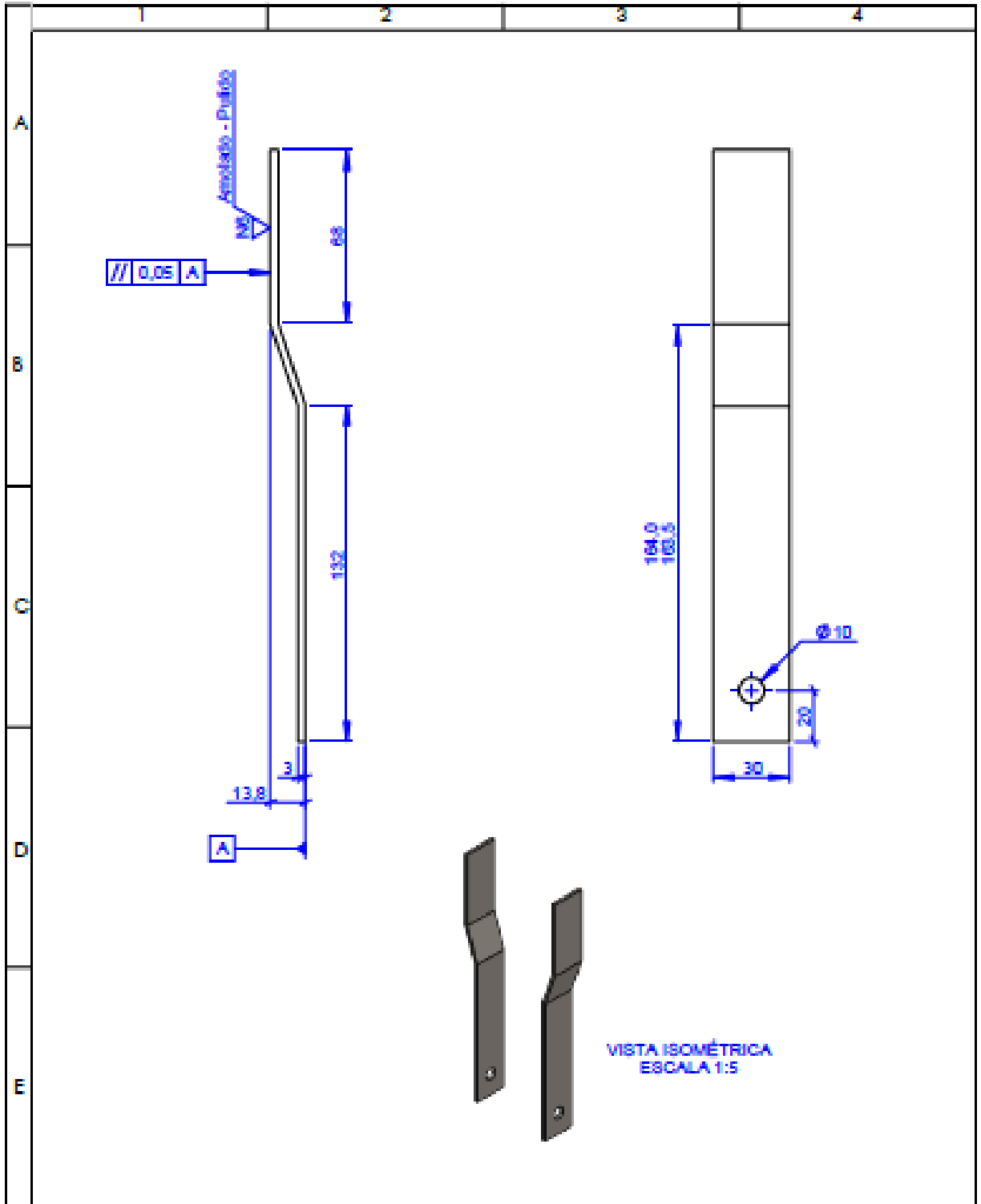


				TOLERANCIA: ±0.1	PESO: 21.47 Kg	MATERIAL: ASTM A500	
				TECNO:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DIJULO: 20/04/2011	Ing. Juan Jonathan	Tubo Catapulta	1:5
				REVISO: 20/04/2011	Ing. Mg. José Luis Díaz		
				APROBO: 20/04/2011	Ing. Mg. José Luis Díaz		
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 3 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			

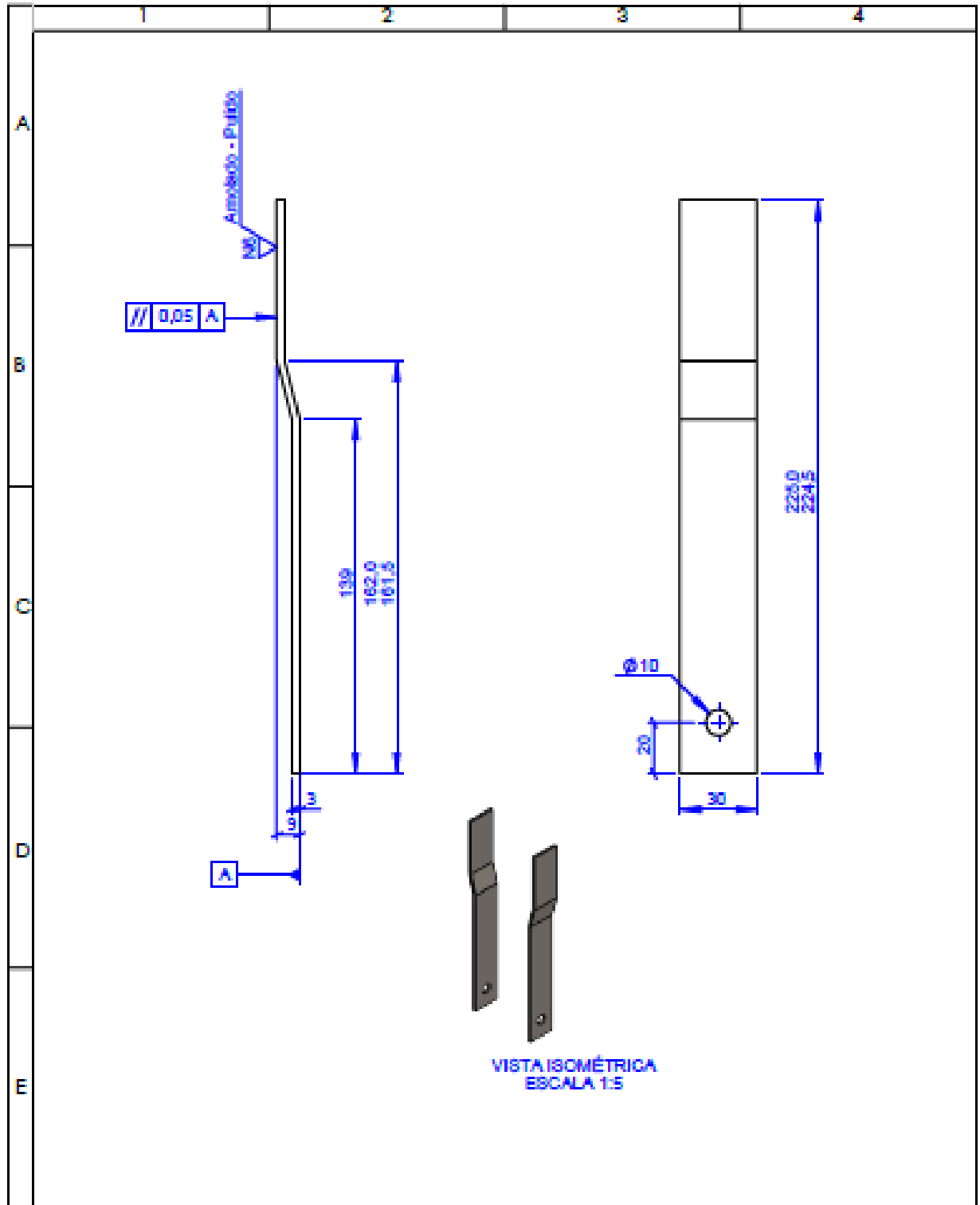


VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 1:5

				TOLERANCIA:	MSO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.39 kg	ASTM A36	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DELLCO: 25/04/2018	Vicente Jimenez	Apoyo 1	1:2
				REVISO: 25/04/2018	Inglis, Andres Cesar		
				APROBO: 25/04/2018	Inglis, Andres Cesar		
				U.T.A.		N.º DE LAMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 4 DE 34	
ESQA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			



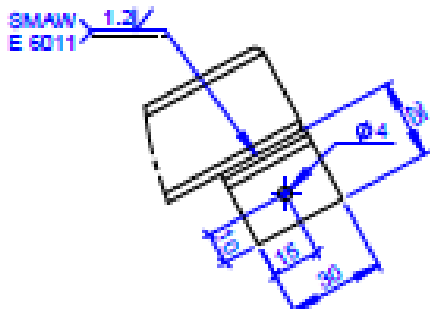
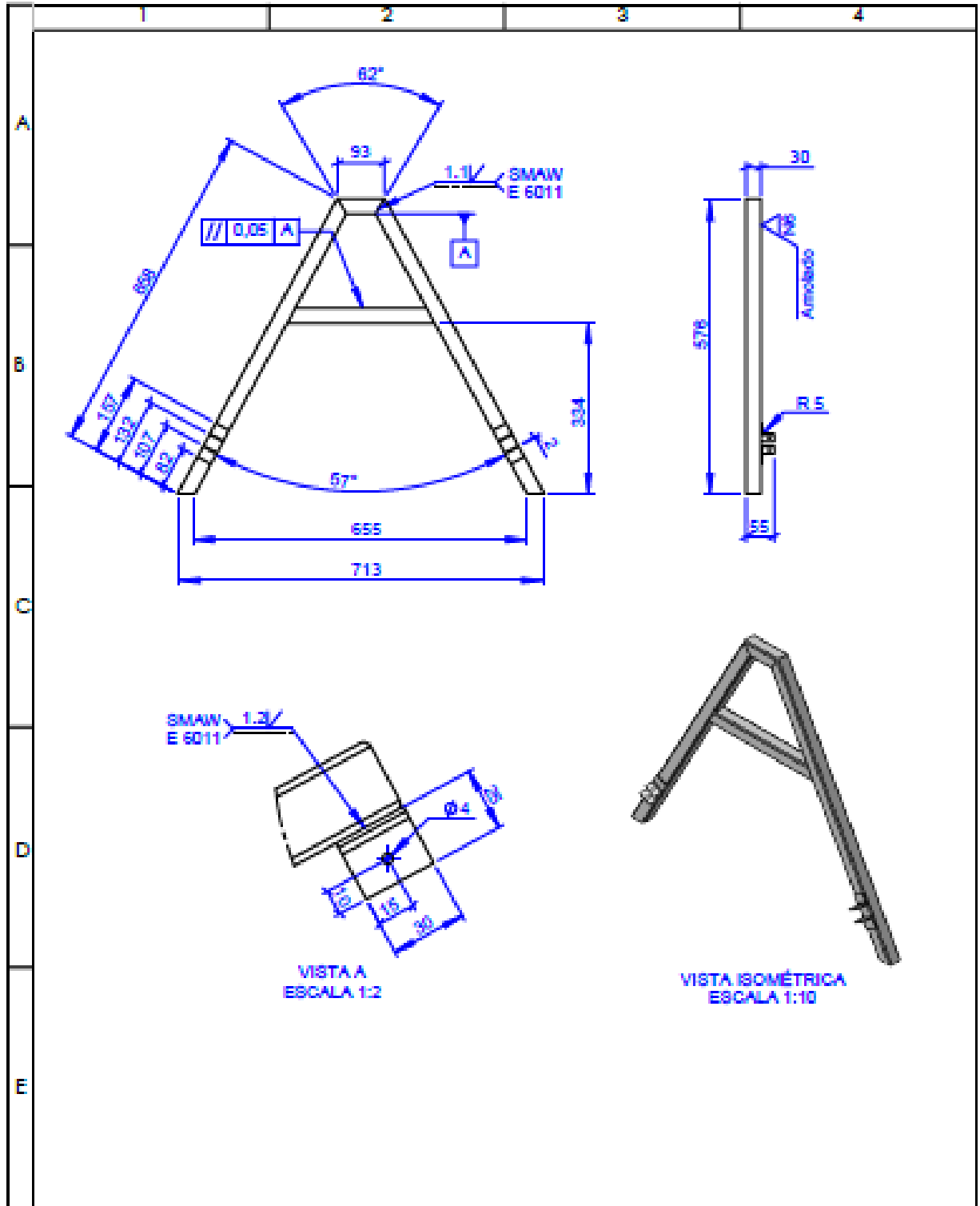
				TOLERANCIA:	PSO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.156 Kg	ASTM A36	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DISEÑO: 26/04/2018	Walter Jordán	Apoyo de Ala Posterior	1:2
				REVISO: 26/04/2018	Ing. Mg. Analisa Oyarce		
				APROBO: 26/04/2018	Ing. Mg. Analisa Oyarce		
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 5 DE 34	
ESCALA:	INDICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			



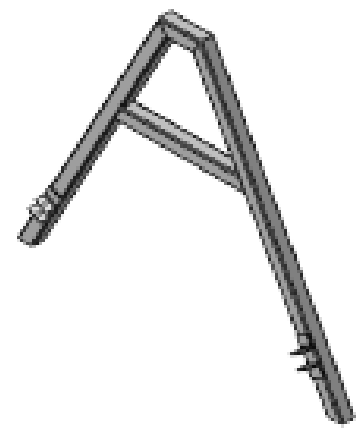
VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 1:5

				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.157 Kg	ASTM A36	
					FECHA	NOMBRE	TÍTULO:
					05/04/2018	Wagner Jonathan	Apoyo de Ala Delantera
					05/04/2018	Ing. Mg. Analida Oyar	
					05/04/2018	Ing. Mg. Analida Oyar	
				U.T.A.		N.º DE LAMINA	ESCALA:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 6 DE 34	1:2
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:		REGISTRO:	



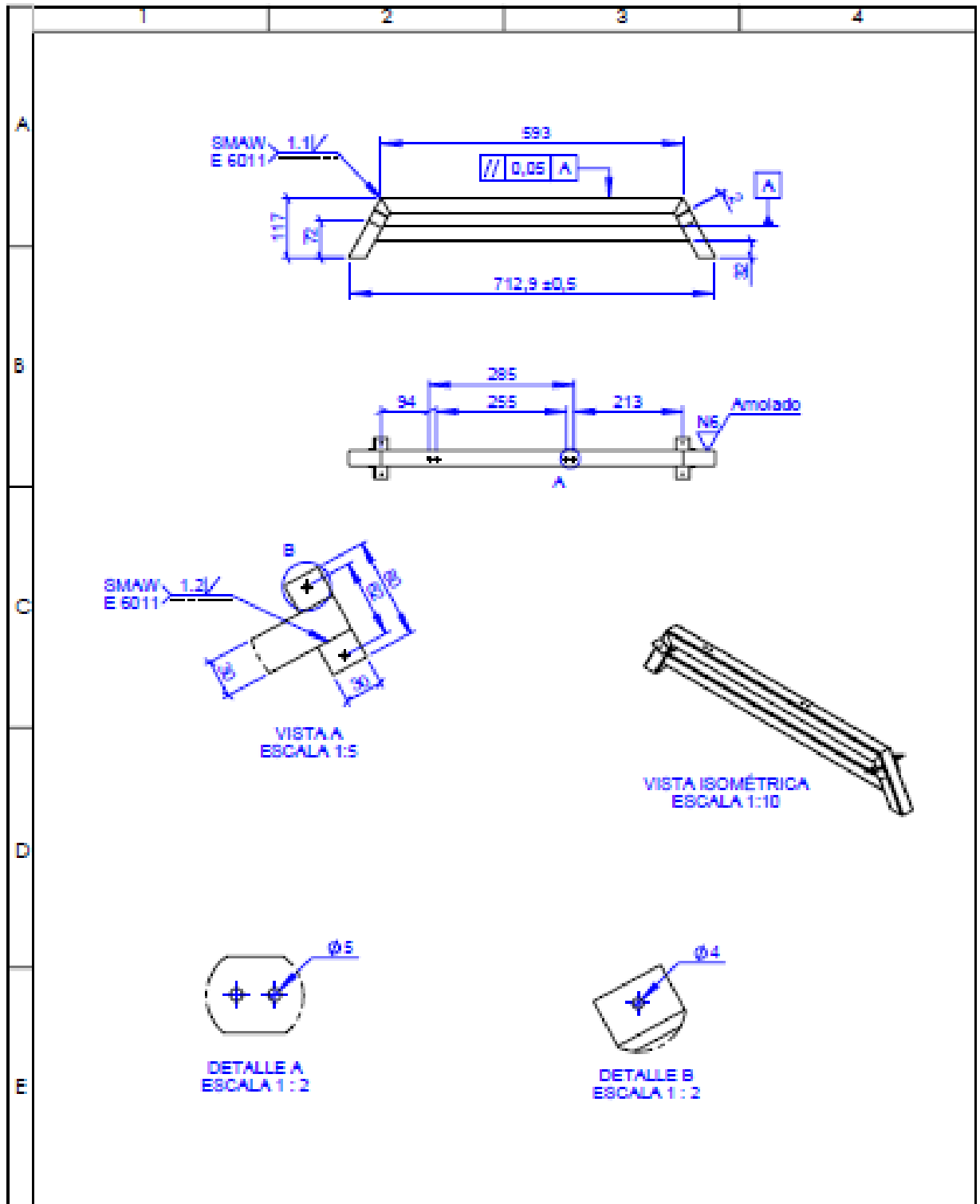


VISTA A  
ESCALA 1:2

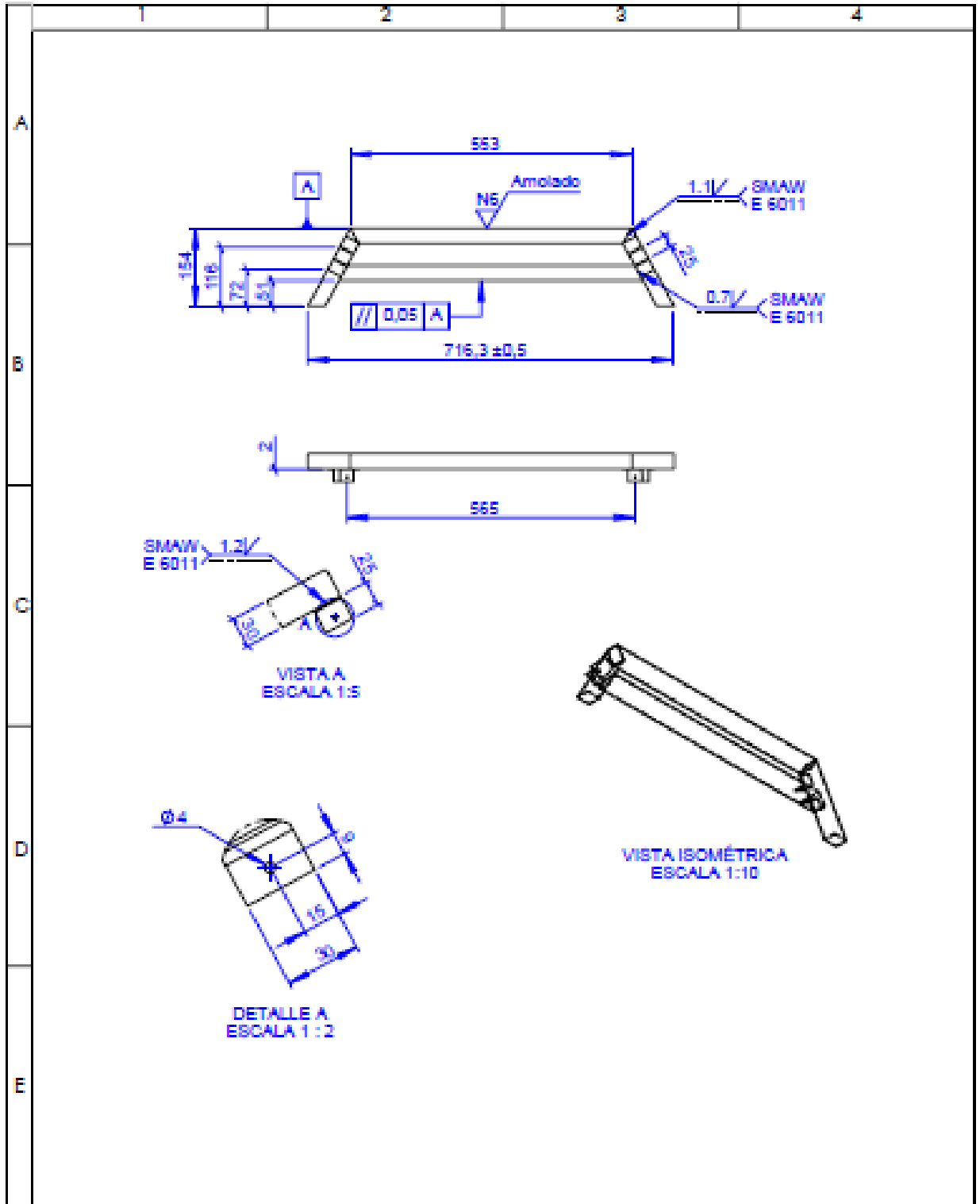


VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 1:10

				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				±0.1	2.2 Kg	ASTM A500	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	
				20/04/2018	Viviana Jiménez	Estructura Soporte Frontal	
				REVISÓ:	Ing. Mg. Analinda Ochoa	ESCALA:	
				20/04/2018	Ing. Mg. Analinda Ochoa	1:10	
				APROBÓ:	Ing. Mg. Analinda Ochoa	REGISTRO:	
				U.T.A.		N.º DE LAMINA:	
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 7 DE 34	
EDICIÓN	MODIFICACION	FECHA	NOMBRE	SUSTITUCIÓN:			

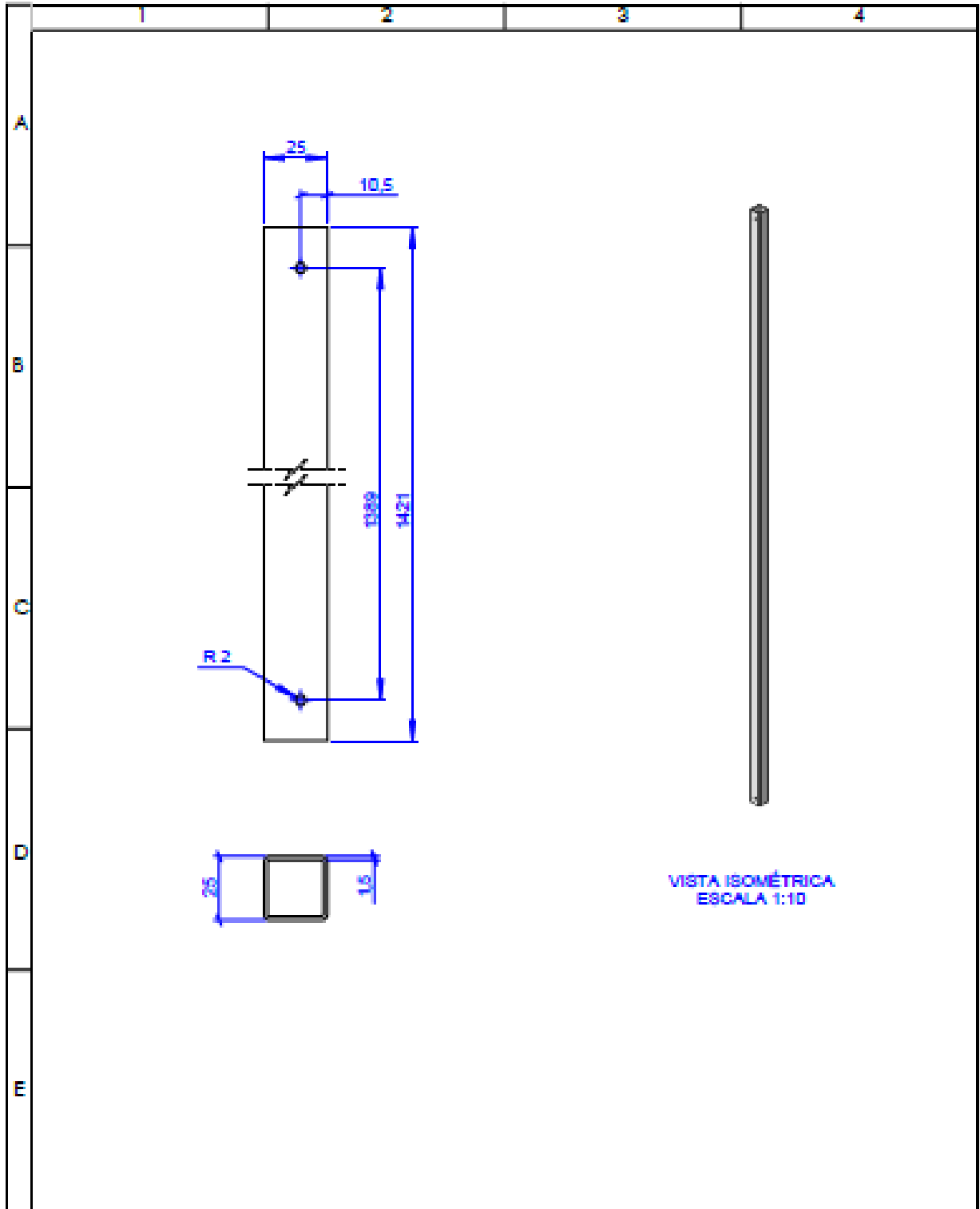


				TOLERANCIA:	MSD:	MATERIAL:	
				±0.1	1.9 kg	ASTM A500	
				FECHA:	HOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				05/04/2018	Viviana Jonathan	Estructura Soporte Medio	1:10
				REVISO:	Ing Mg. Analiza Ovar		
				05/04/2018	Ing Mg. Analiza Ovar		
				U.T.A.		N.º DE LAMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 8 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	HOMBRE:	SUSTITUCION:			




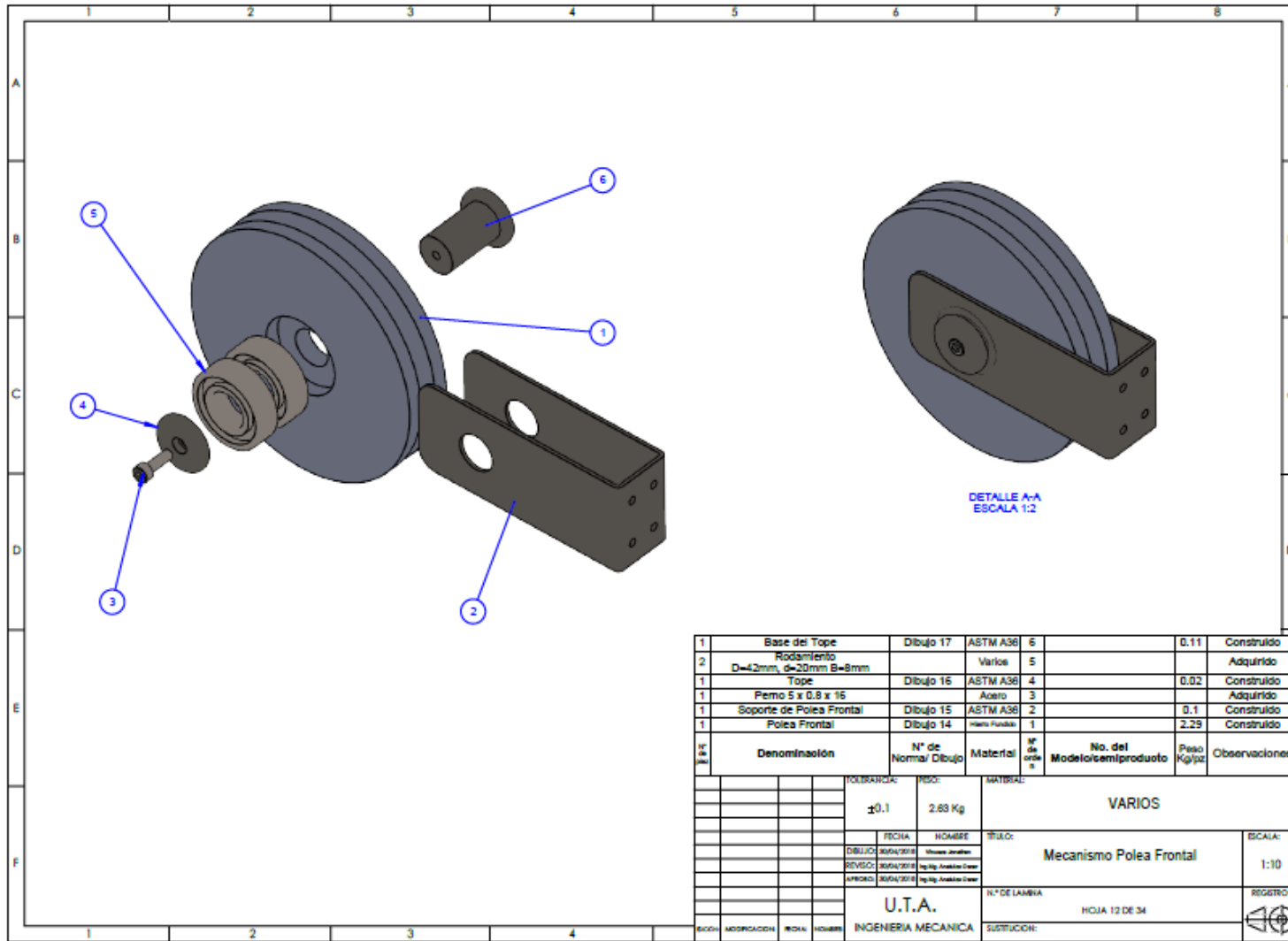
				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				±0.1	1.95 Kg	ASTM A500	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DIBUJO: 30/04/2018	Vladimir Jimenez	Estructura Soporte Posterior	1:10
				REVISO: 30/04/2018	Ing. Mg. Vladimir Oyar		
				APROBO: 30/04/2018	Ing. Mg. Vladimir Oyar		
				U.T.A.		N.º DE LAMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 9 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			



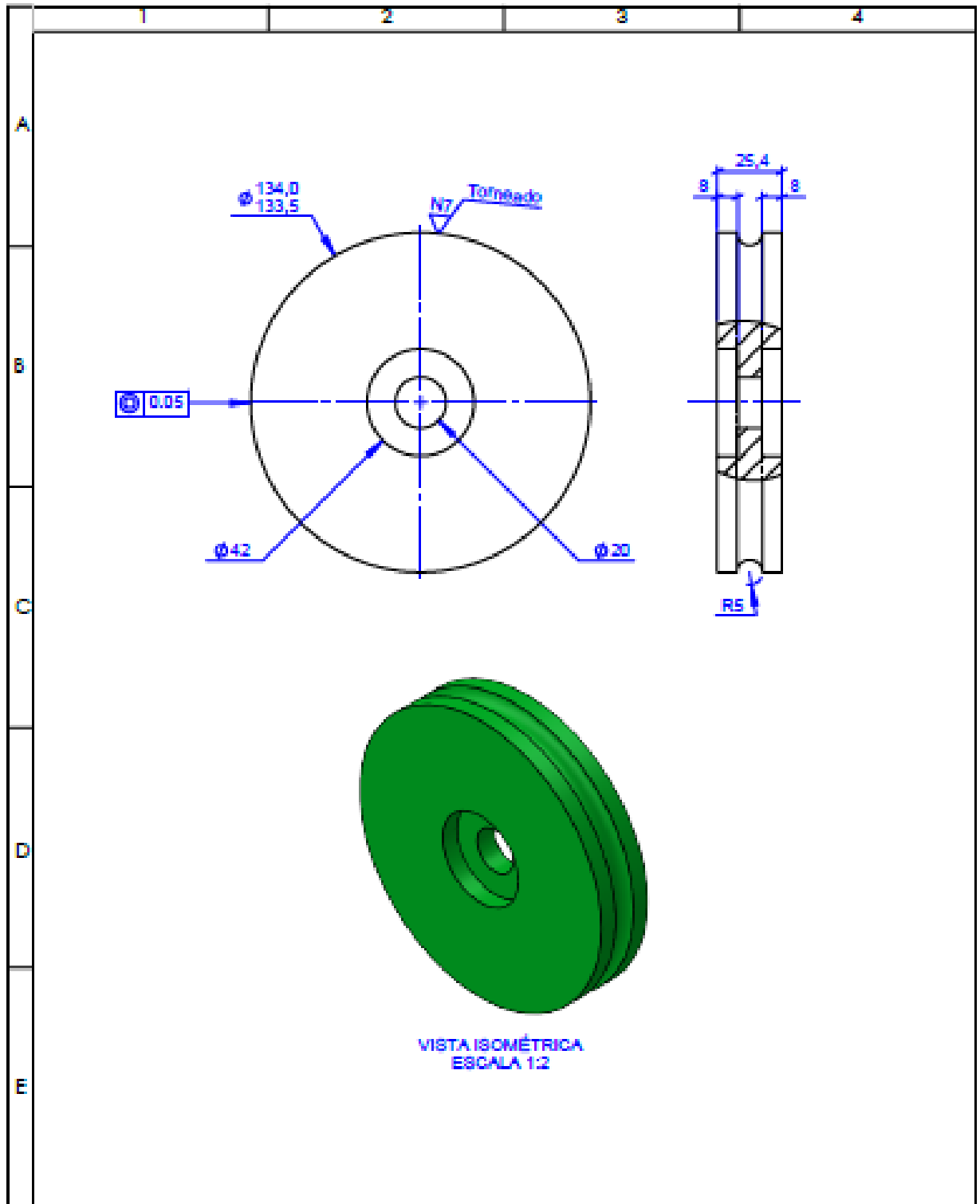


VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 1:10

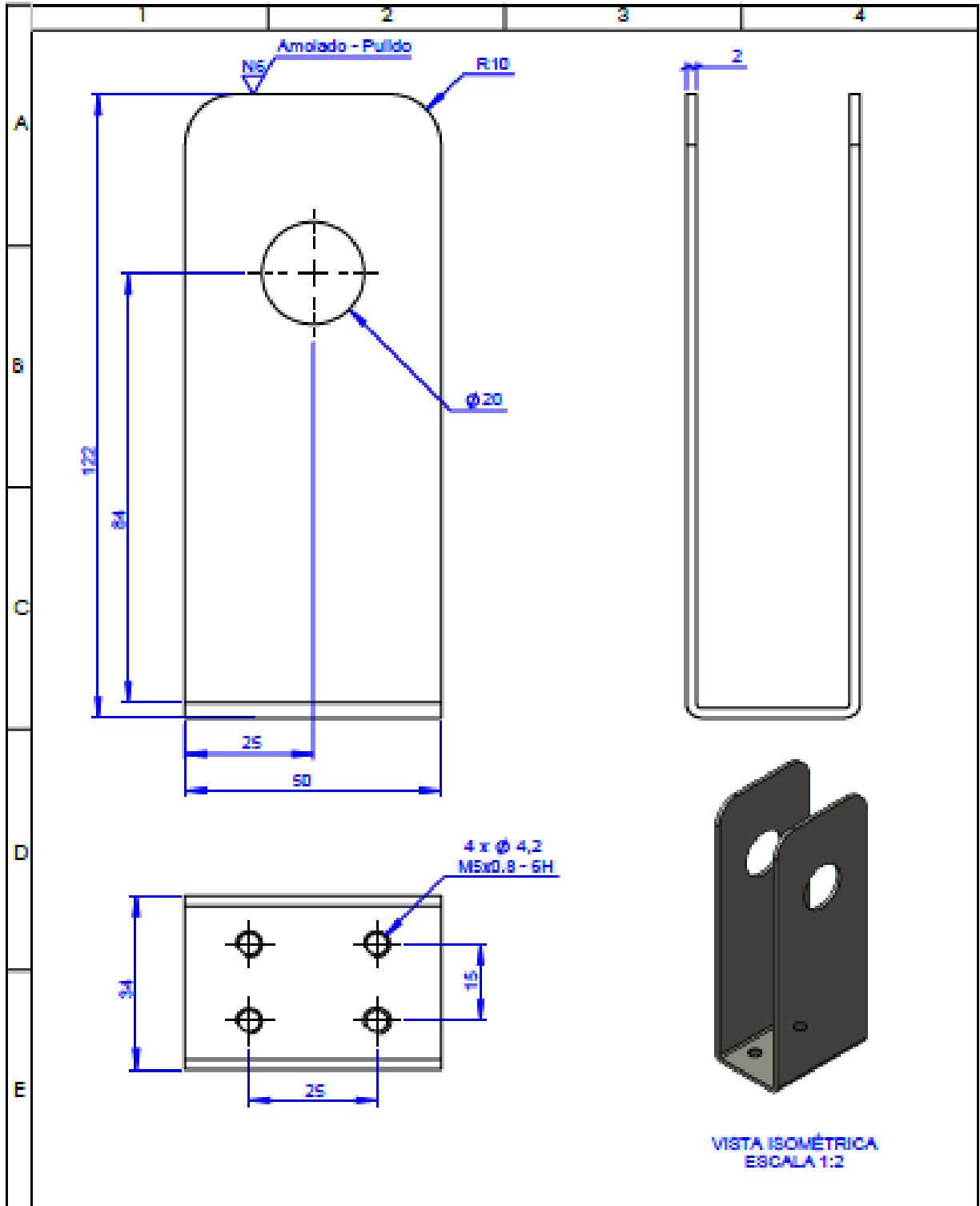
				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				±0.1	1.3 kg	ASTM A500	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	
				DIBUJO: 26/04/2018	Viviana Jonathan	Viga Soporte Frontal	
				REVISO: 26/04/2018	Ing. Mg. Jonathan Otero	ESCALA:	
				APROBO: 26/04/2018	Ing. Mg. Jonathan Otero	1:2	
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 11 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	HOMBRE:	SUSTITUCION:		REGISTRO:	
							




1	Base del Tope	Dibujo 17	ASTM A36	6		0.11	Construido
2	Rodamiento D=42mm, d=20mm B=8mm		Varios	5			Adquirido
1	Tope	Dibujo 16	ASTM A36	4		0.02	Construido
1	Perno 5 x 0.8 x 16		Acero	3			Adquirido
1	Soporte de Polea Frontal	Dibujo 15	ASTM A36	2		0.1	Construido
1	Polea Frontal	Dibujo 14	Hierro Fundido	1		2.29	Construido
N° de lista	Denominación	N° de Norma/ Dibujo	Material	N° de orden	No. del Modelo/semiproducto	Peso Kg/pz	Observaciones
		TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:			
		±0.1	2.88 Kg	VARIOS			
		FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:			ESCALA:
		DIBUJO: 30/04/2018	Ulises Arellano	Mecanismo Polea Frontal			1:10
		REVISO: 30/04/2018	Ing. Kip. Arellano Cruz				
		APROBÓ: 30/04/2018	Ing. Kip. Arellano Cruz				
		U.T.A.		N° DE LAMINA		REGISTRO:	
		INGENIERIA MECANICA		HOJA 12 DE 34			
		MODIFICACION:	FECHA:	SISTEMAS:			



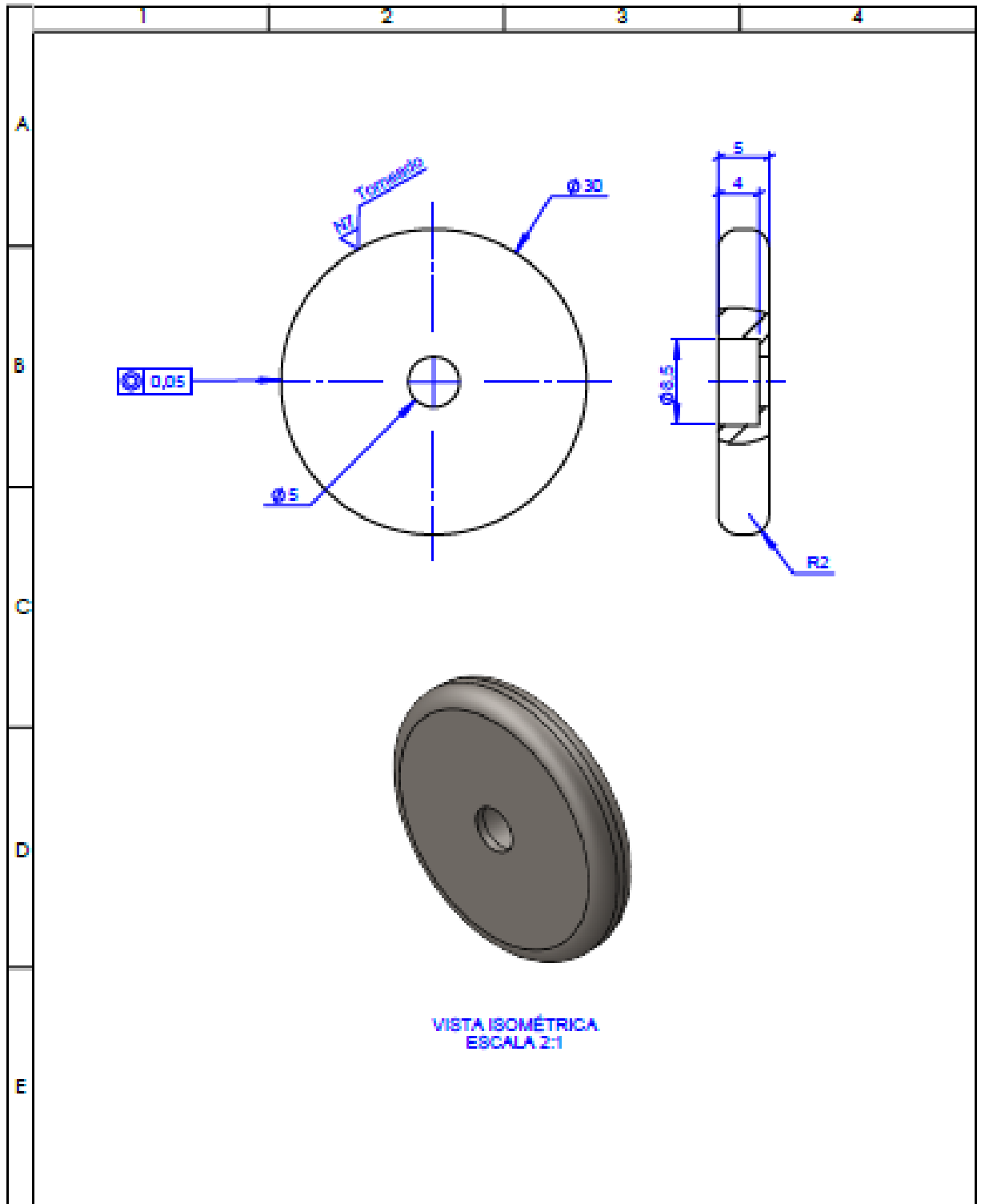
				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:		
				$\pm 0,1$	2,29 Kg	Hierro Fundido		
					FECHA:	HOMBRE:	TÍTULO:	
					05/04/2018	Viviana Jonathan	Polea Frontal	
					REVISO:	Ing. Mg. Analisa Diaz		ESCALA:
					AUTOPRO:	Ing. Mg. Analisa Diaz		1:2
							N.º DE LÁMINA:	
							HOJA 13 DE 34	
							SUSTITUCIÓN:	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	HOMBRE:	<b>U.T.A.</b>		REGISTRO:		
				INGENIERIA MECANICA				



VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 1:2

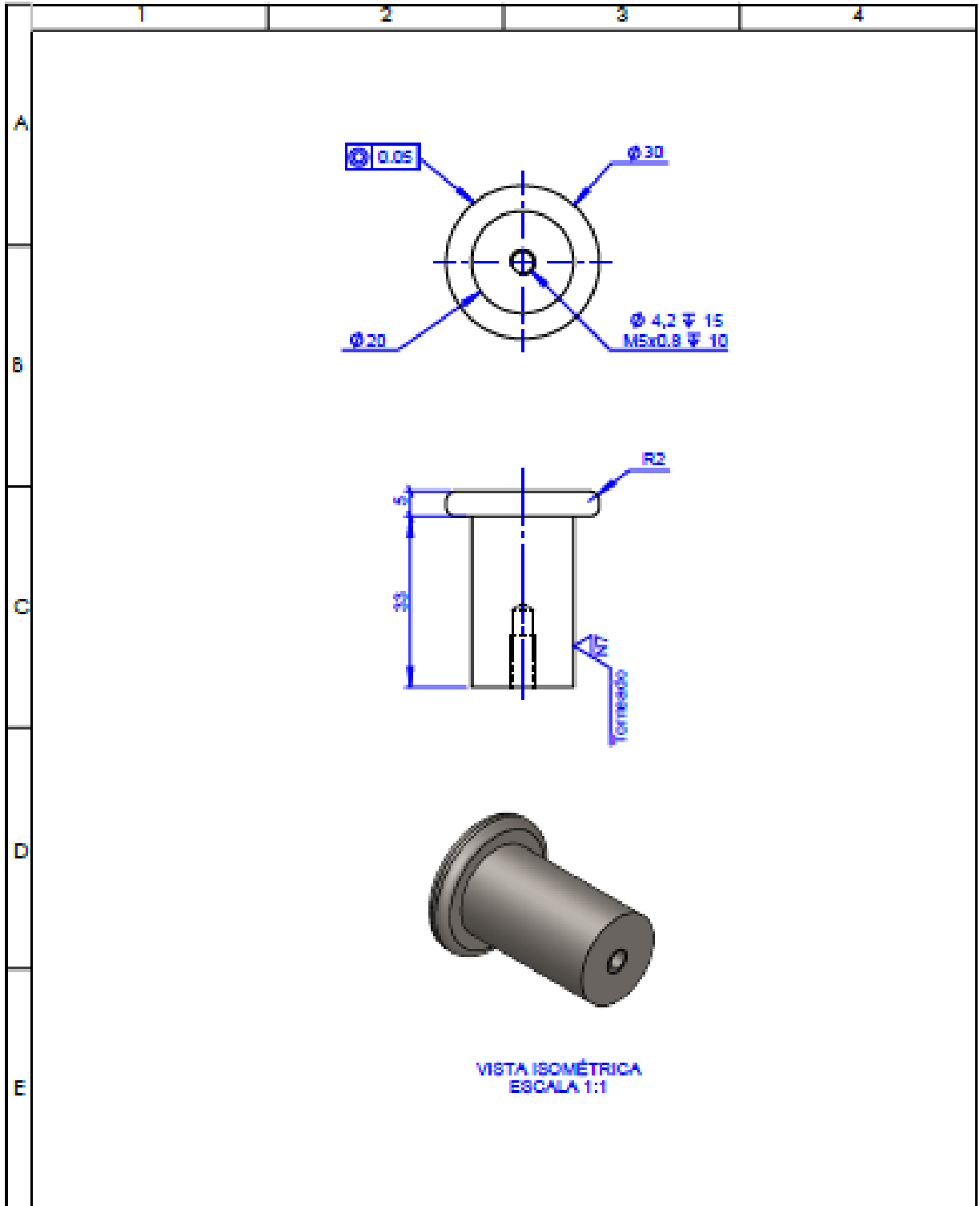
				TOLERANCIA:	PSD:	MATERIAL:	
				±0.1	0.1 Kg	ASTM A36	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	
				20/04/2018	Wesley Jonathan	Soporte de la Polea Frontal	
				REVISO:	Ing. Mij. José Luis Otero	ESCALA:	
				20/04/2018	Ing. Mij. José Luis Otero	1:1	
				APROBO:	Ing. Mij. José Luis Otero	REGISTRO:	
				U.T.A.		N.º DE LAMINA:	
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 14 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			





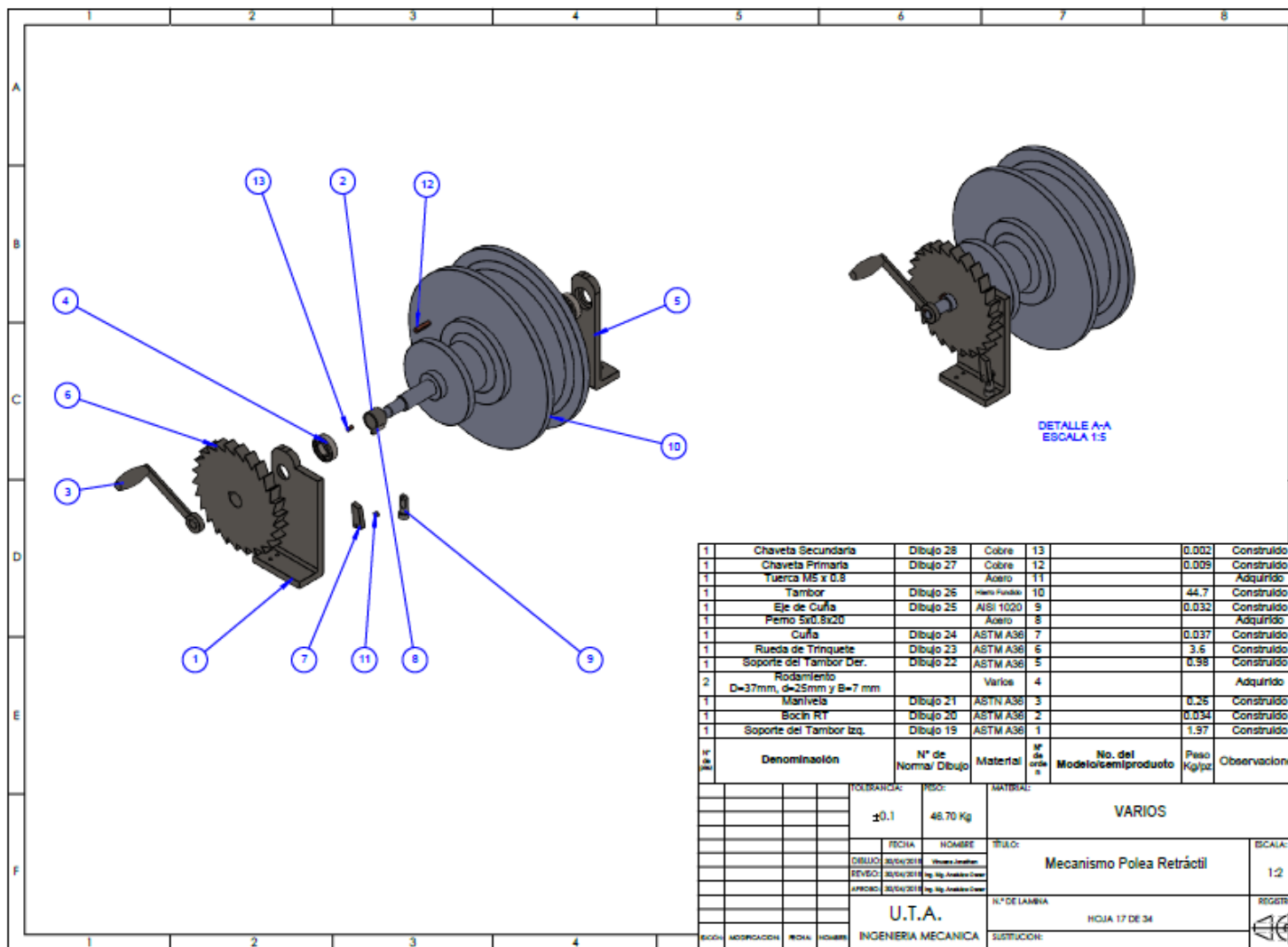
VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 2:1

				TOLERANCIA:	PSOC:	MATERIAL:	
				$\pm 0.1$	0.02 Kg	ASTM A38	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DELUJO: 25/04/2018	Viviana Jonathan	Tope	2:1
				REVISO: 25/04/2018	Ing. Mg. Aneluisa Ocaso		
				APROBO: 25/04/2018	Ing. Mg. Aneluisa Ocaso		
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 15 DE 34	
ESICHI:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			

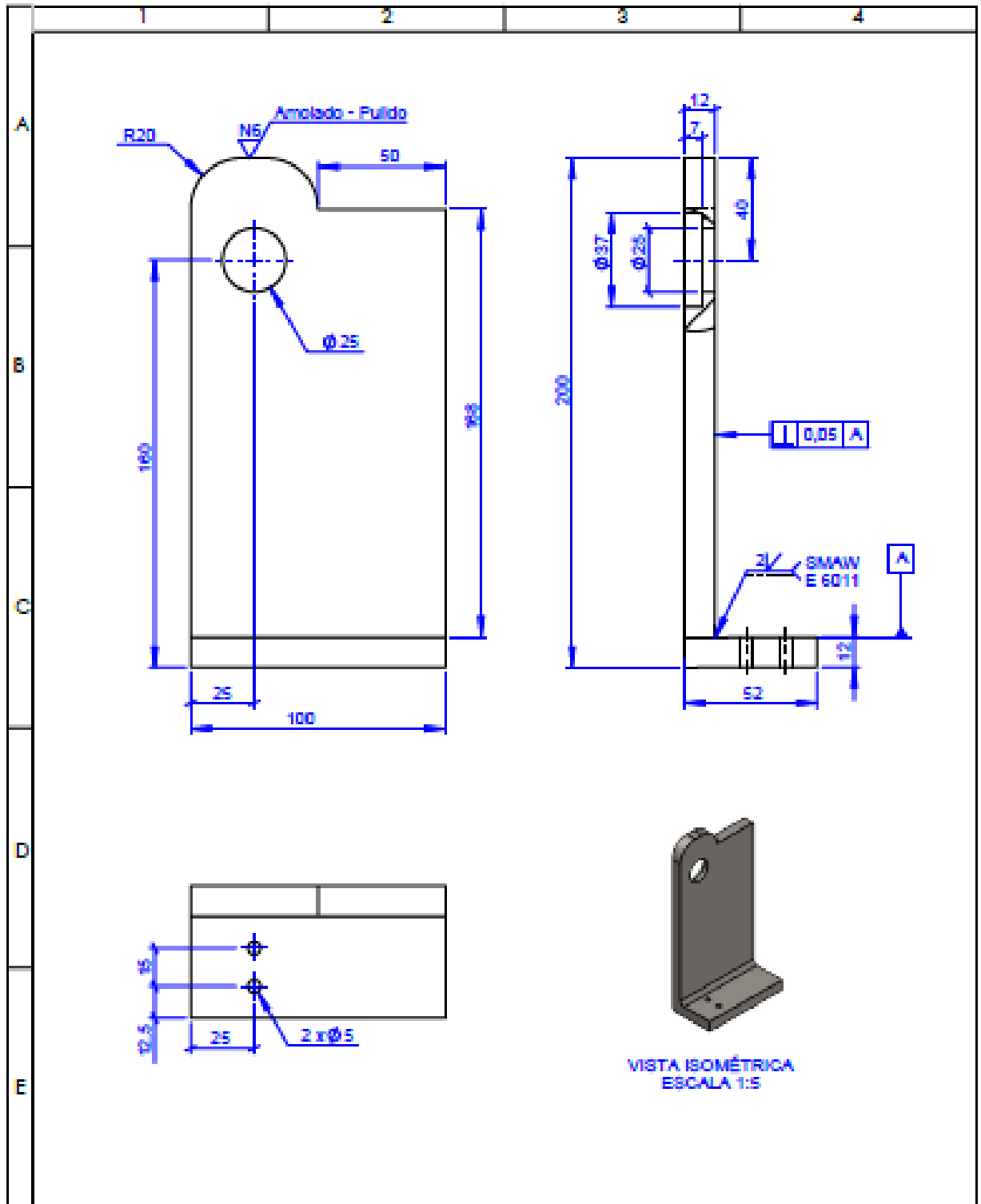


VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 1:1

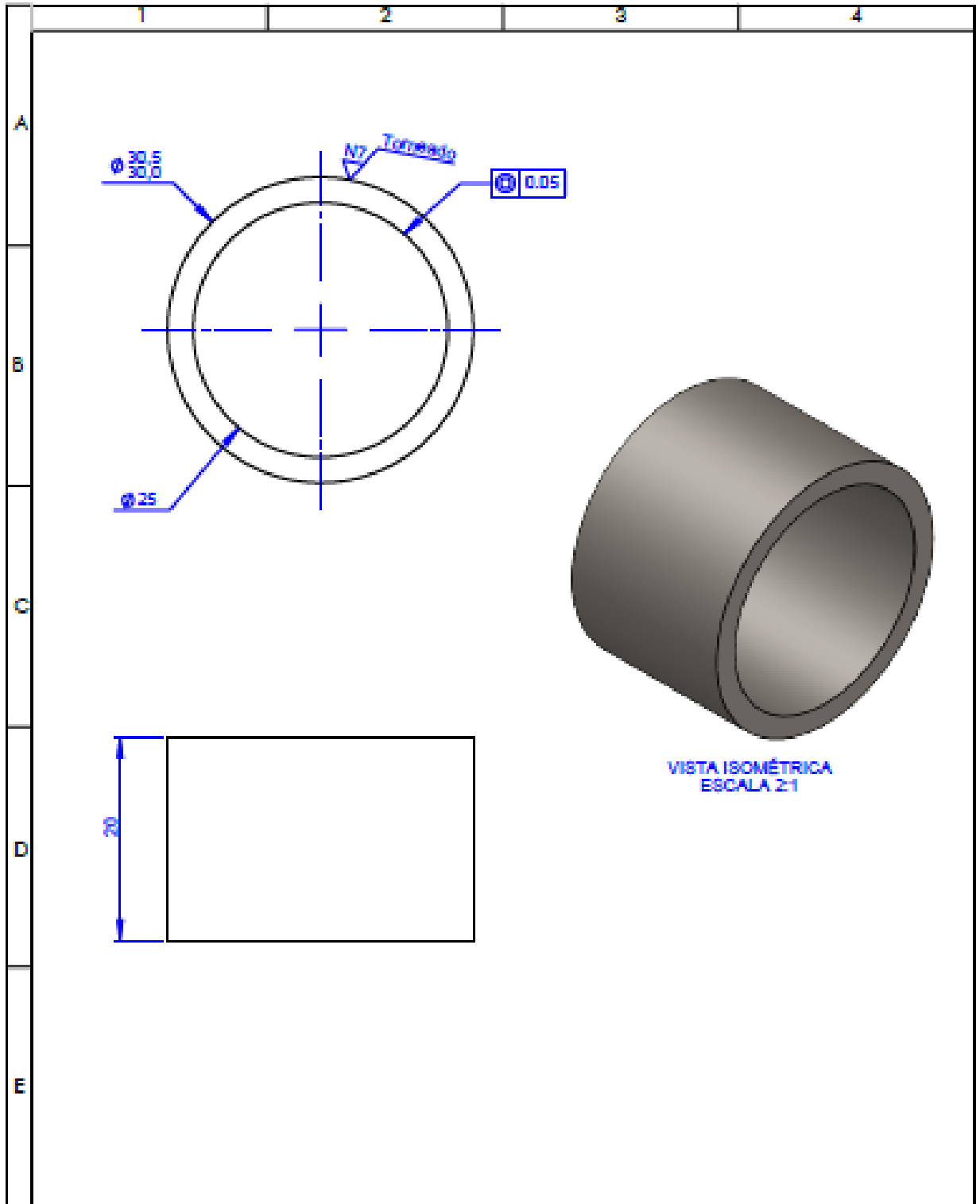
				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:		
				±0.1	0.11 Kg	ASTM A38		
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:	
				DIBUJO: 20/04/2018	Viviana Jonathan		Base del Tope	1:10
				REVISOR: 20/04/2018	Ing. Sig. Analides Oros			
				APROBADO: 20/04/2018	Ing. Sig. Analides Oros	N.º DE LAMINA:	REGISTRO:	
				U.T.A. INGENIERIA MECANICA		HOJA 16 DE 34		
EDICIÓN	MODIFICACION	FECHA	NOMBRE			SUSTITUCIÓN:		



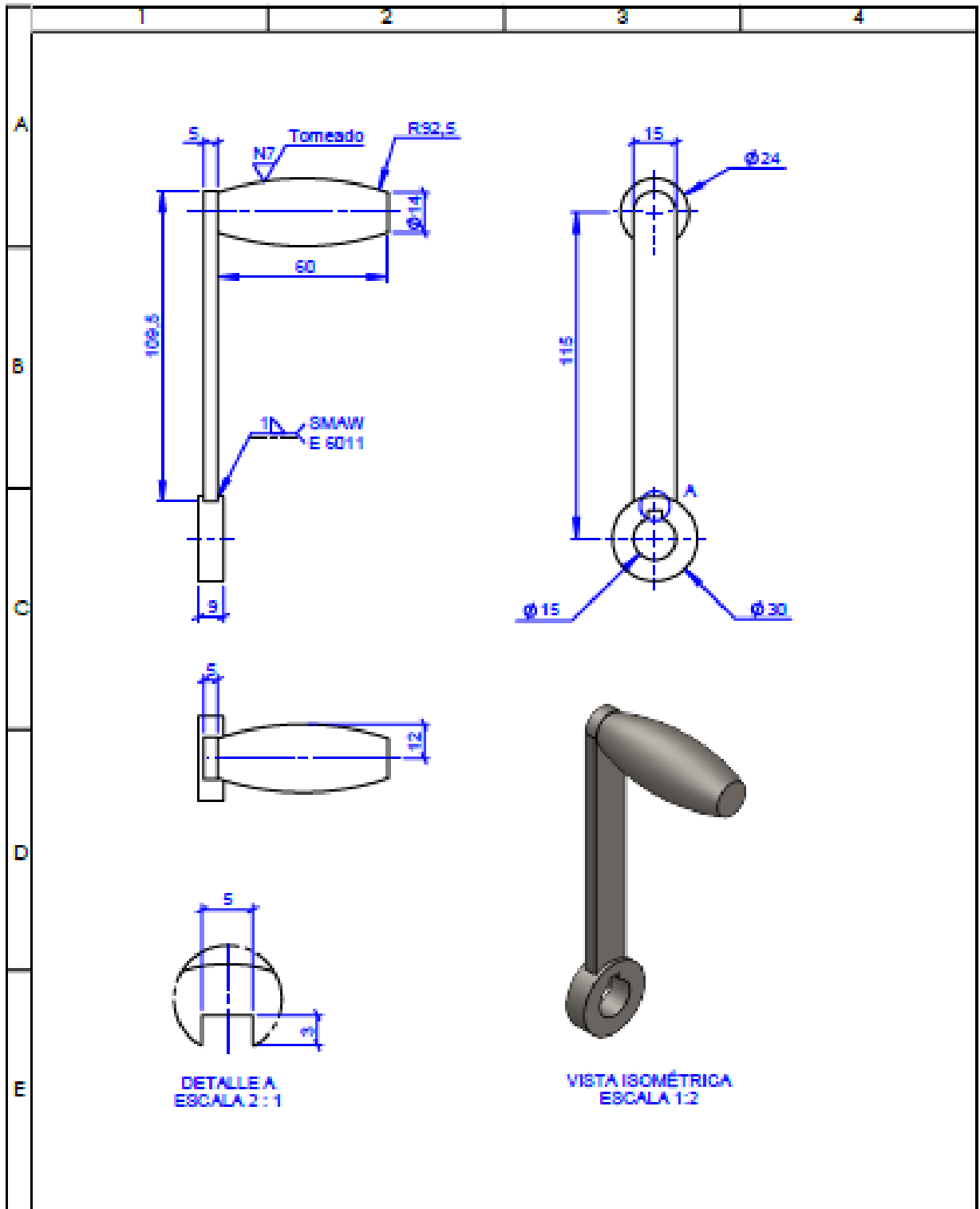
1	Chaveta Secundaria	Dibujo 28	Cobre	13		0.002	Construido
1	Chaveta Primaria	Dibujo 27	Cobre	12		0.009	Construido
1	Yuerca M5 x 0.8		Aceero	11			Adquirido
1	Tambor	Dibujo 26	Hierro Fundido	10		44.7	Construido
1	Eje de Cufia	Dibujo 25	AISI 1020	9		0.032	Construido
1	Perno 5x0.8x20		Aceero	8			Adquirido
1	Cufia	Dibujo 24	ASTM A36	7		0.037	Construido
1	Rueda de Trinquete	Dibujo 23	ASTM A36	6		3.6	Construido
1	Soporte del Tambor Der.	Dibujo 22	ASTM A36	5		0.98	Construido
2	Rodamiento D=37mm, d=25mm y B=7 mm		Varios	4			Adquirido
1	Manivela	Dibujo 21	ASTN A36	3		0.25	Construido
1	Bocin RT	Dibujo 20	ASTM A36	2		0.034	Construido
1	Soporte del Tambor Iza.	Dibujo 19	ASTM A36	1		1.97	Construido
Nº de pieza	Denominación	Nº de Norma/ Dibujo	Material	Nº de orden	No. del Modelo/semiproducto	Peso Kg/pz	Observaciones
					VIARIOS		
		TOLERANCIA:	PRECIS:	MATERIAL:			
		±0.1	46.70 Kg	VIARIOS			
		FECHA:	HOMBRE:	TITULO:			ESCALA:
		DISEÑO: 20/04/2018	Alfonso Jimenez	Mecanismo Polea Retráctil			1:2
		REVISO: 20/04/2018	Ing. Mijael Cruz				
		APROBO: 20/04/2018	Ing. Mijael Cruz				
		U.T.A.		Nº DE LAMINA:			REGISTRO:
		INGENIERIA MECANICA		HOJA 17 DE 34			
BORR:	MODIFICACION:	FECHA:	HOMBRE:	SUSTITUCION:			



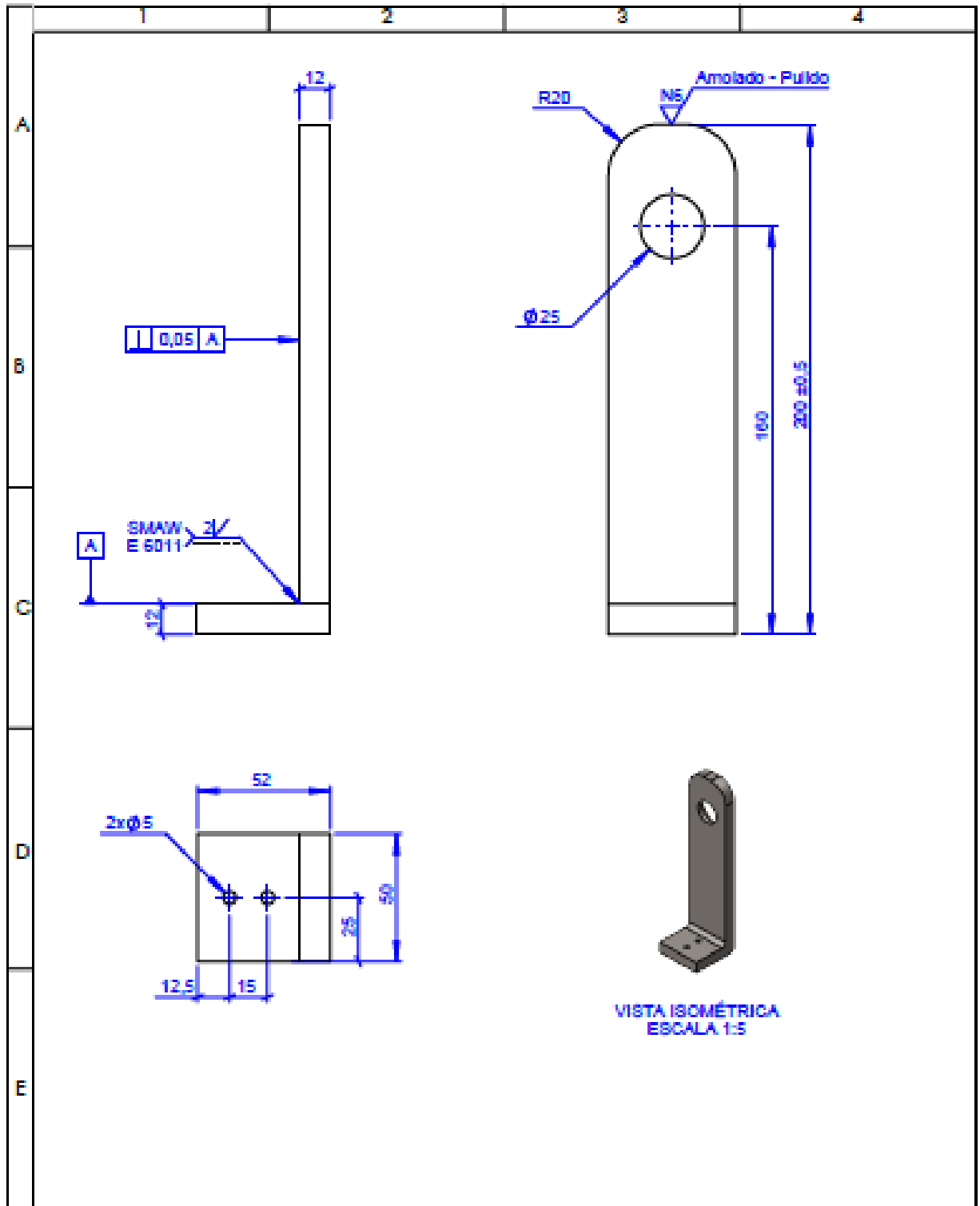
				PRECISIÓN:	PESO:	MATERIAL:	
				$\pm 0.1$	1.97 Kg	ASTM A36	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				06/04/2018	Viviana Jimenez	Soporte del Tambor Izq.	1:2
				REVISO:	Ag. Ing. Analides Ocaso		
				APPROBO:	Ag. Ing. Analides Ocaso		
				U.T.A.		Nº DE LAMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 18 DE 34	
EDICIÓN:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCIÓN:			



				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.034 Kg	ASTM A38	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DISEÑO: 20/04/2018	Vicente Jordán	Bocin RT	2:1
				REVISO: 20/04/2018	Ing. Mg. José Luis Oca		
				APROBO: 20/04/2018	Ing. Mg. José Luis Oca		
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 19 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			

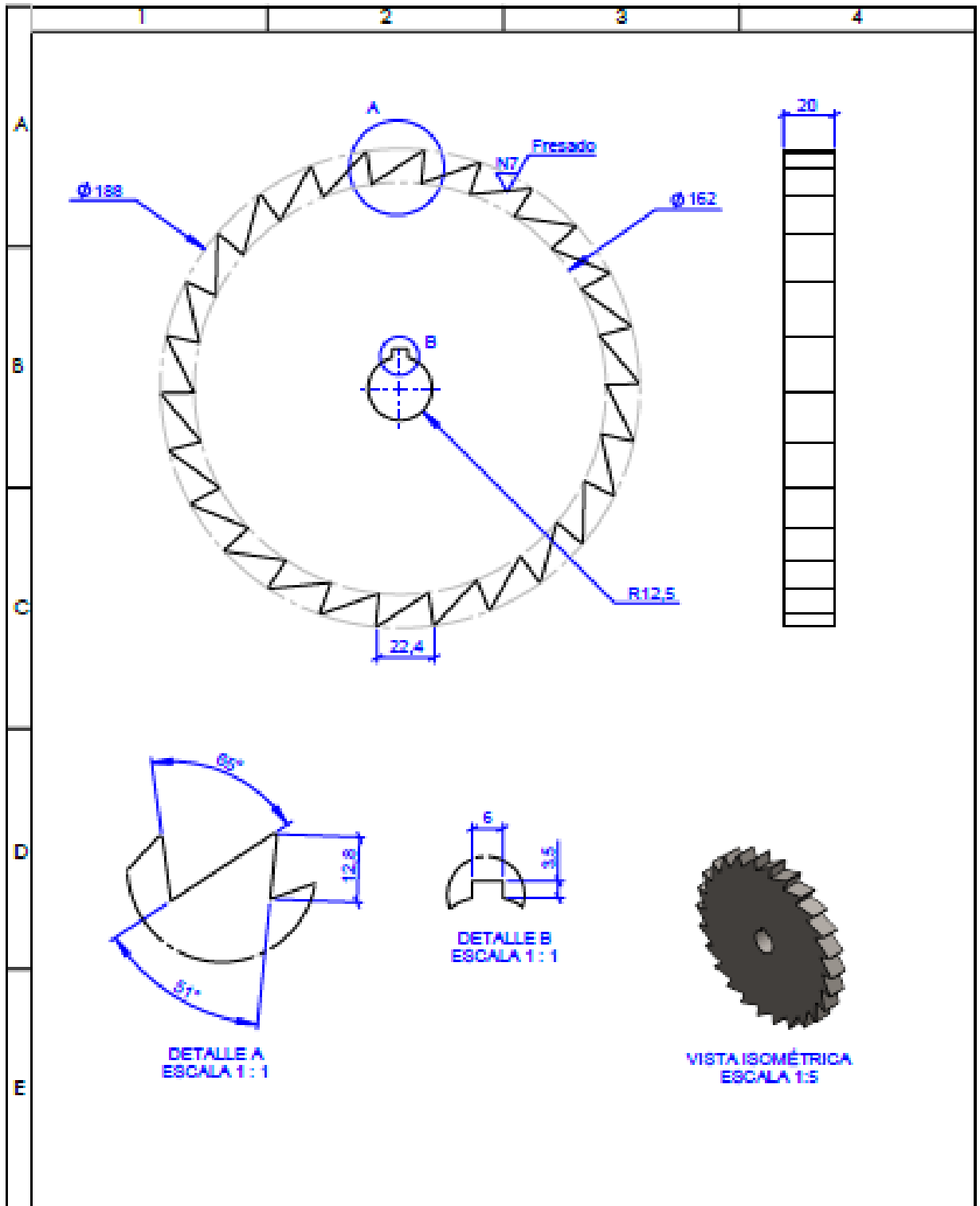


				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.26 Kg	ASTM A36	
				TECNA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DELLJO: 25/04/2018	Vicente Jordán	Manivela	1:2
				REVISO: 25/04/2018	Ing. Mg. José Luis Ocaña		
				APROBO: 25/04/2018	Ing. Mg. José Luis Ocaña		
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 20 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	HOMBRE:	SUSTITUCION:			



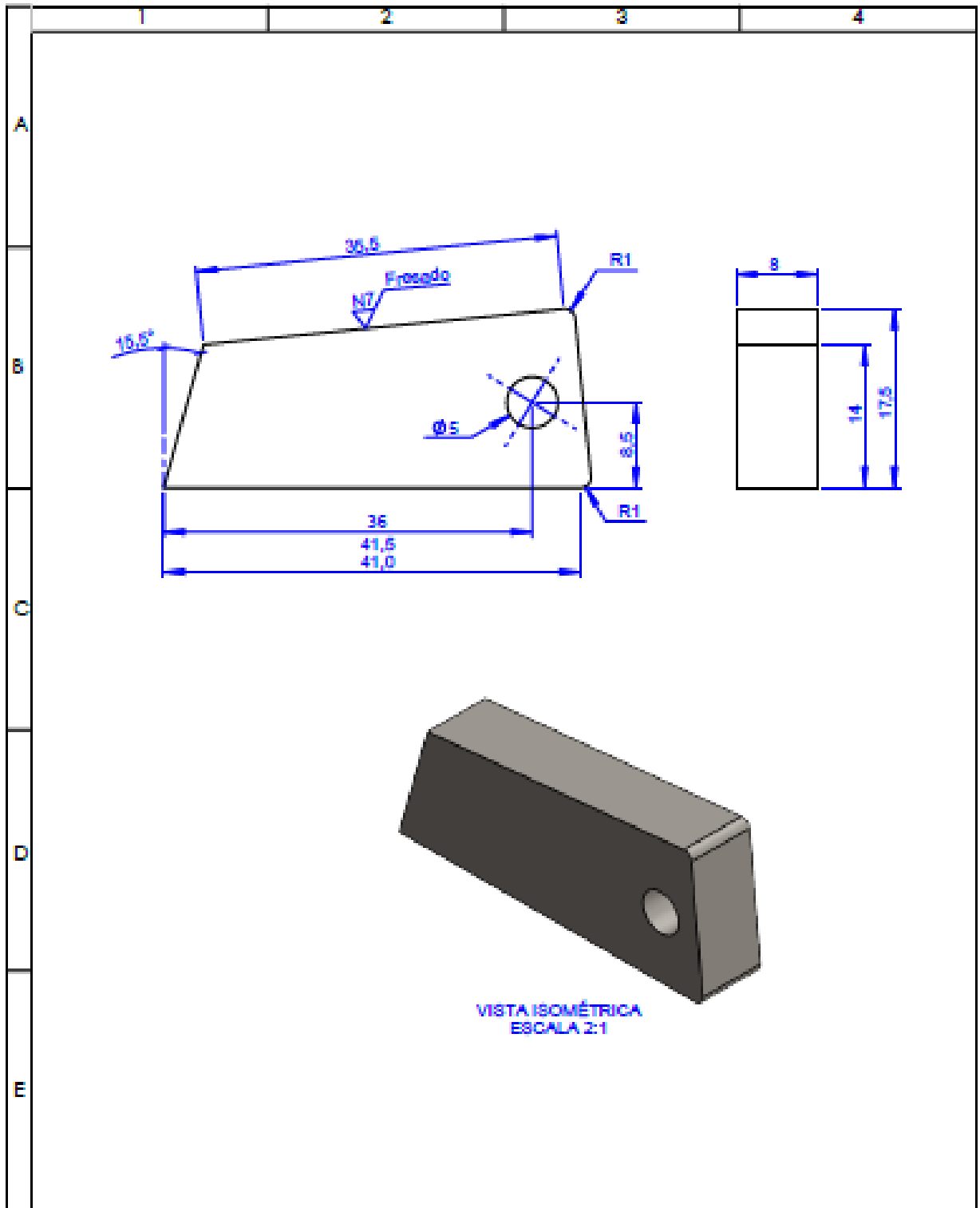
VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 1:5

				TOLERANCIA:	PMO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.98 Kg	ASTM A36	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DESLIO: 20/04/2018	Moisés Jiménes	Soporte del Tambor Der.	1:2
				REVISO: 20/04/2018	Ing. Mg. Amalio Otero		
				APROBO: 20/04/2018	Ing. Mg. Amalio Otero		
				<b>U.T.A.</b>		PL.º DE LAMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 21 DE 34	
REVISIÓN	MODIFICACION	FECHA	NOMBRE	SUSTITUCIÓN:			

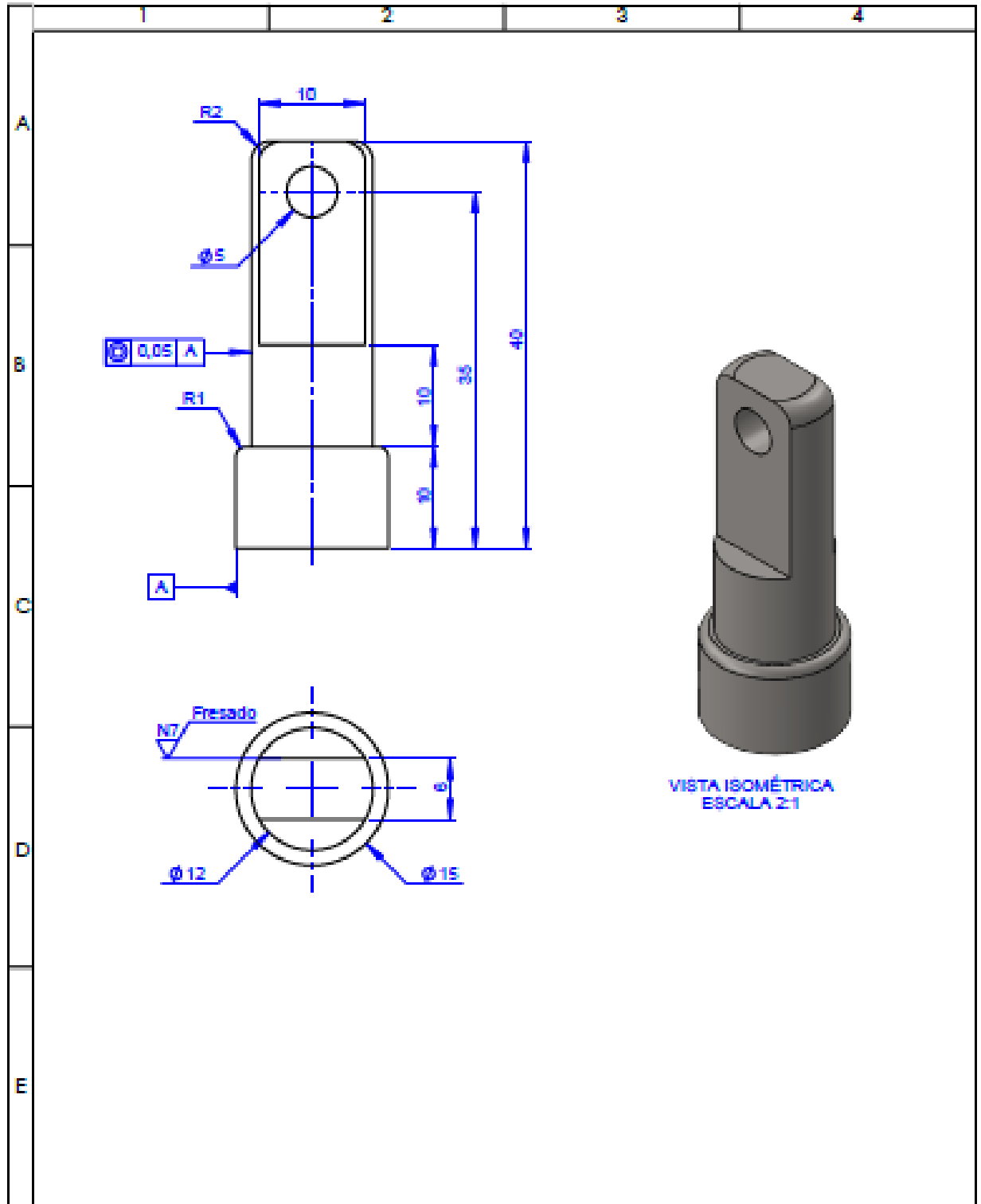


				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				±0.1	3.6 Kg	ASTM A36	
				TECNO:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DIBUJO: 30/04/2011	Wagner Jonathan	Rueda de Trinquete	1:2
				REVISO: 30/04/2011	Ing. Mg. Jonathan Ocaña		
				APROBO: 30/04/2011	Ing. Mg. Jonathan Ocaña		
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 22 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			



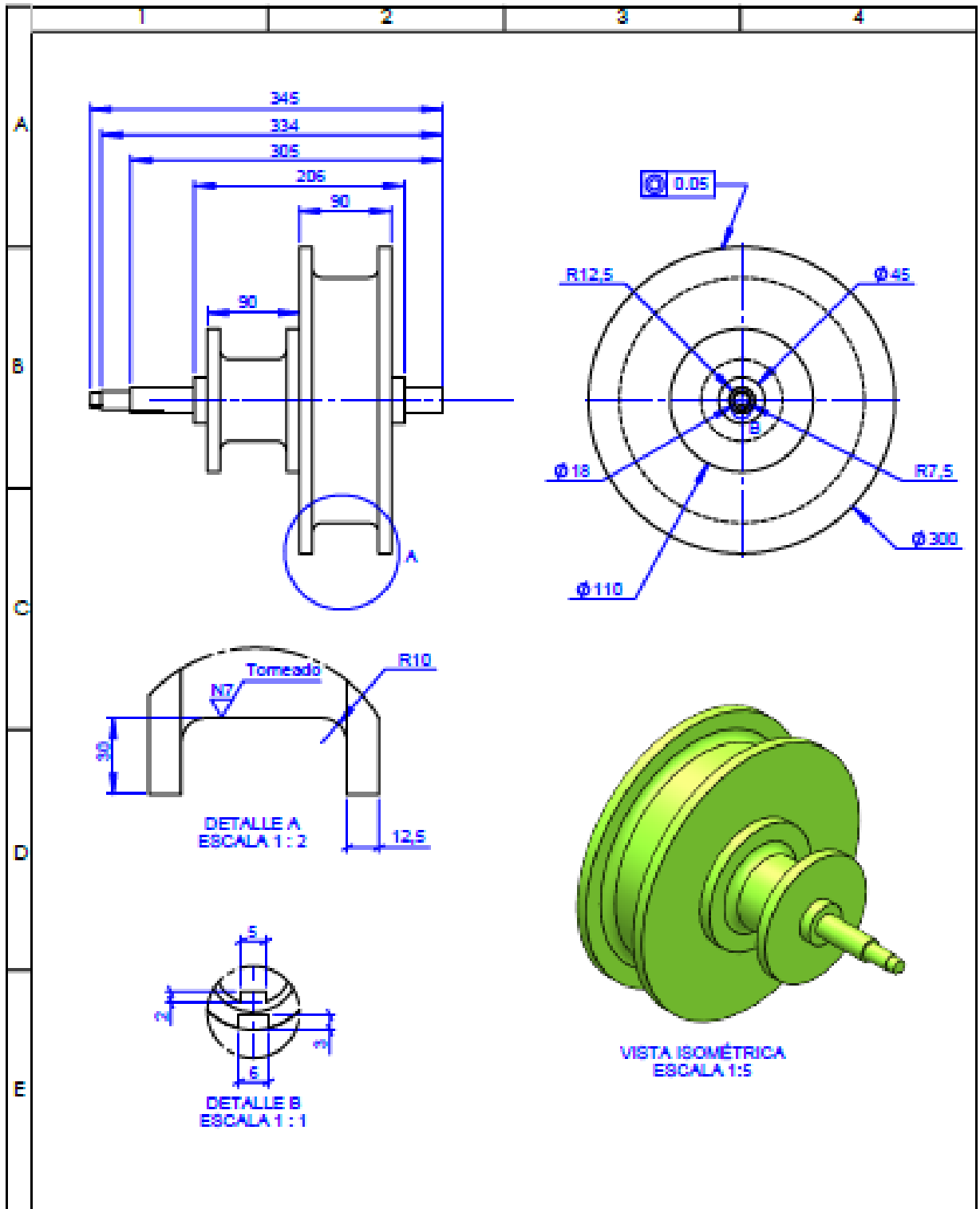


				TOLERANCIA:	PREC:	MATERIAL:	
				±0.1	0.00744 Kg	ASTM A36	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				05/04/2018	Ing. Mg. Andrés Guzmán	Cuña	2:1
				REVISOR:	Ing. Mg. Andrés Guzmán		
				APROBADO:	Ing. Mg. Andrés Guzmán		
				U.T.A.		N.º DE LAJEREA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 23 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			

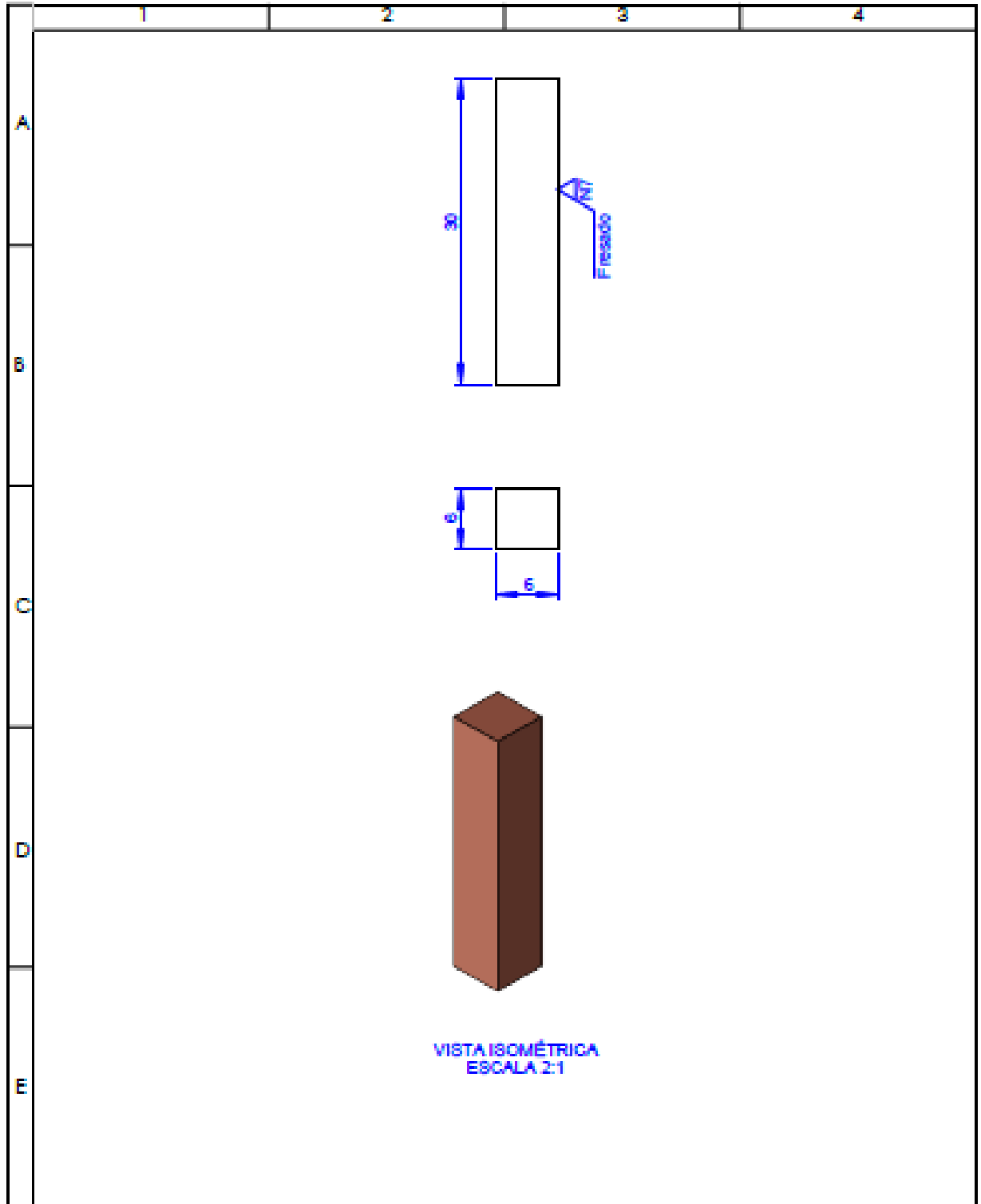


VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 2:1

				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				$\pm 0.1$	0.03268 Kg	AISI 1020	
					FECHA:	HOMBRE:	TÍTULO:
					02/04/2018	Wagner Jonathan	Eje de Cuña
					02/04/2018	Ing. Mg. Analiza Otero	ESCALA:
					02/04/2018	Ing. Mg. Analiza Otero	2:1
					U.T.A.		N.º DE LÁMINA:
					INGENIERIA MECANICA		HOJA 34 DE 34
EDICIÓN:	MODIFICACION:	FECHA:	HOMBRE:	SUSTITUCIÓN:			REGISTRO:

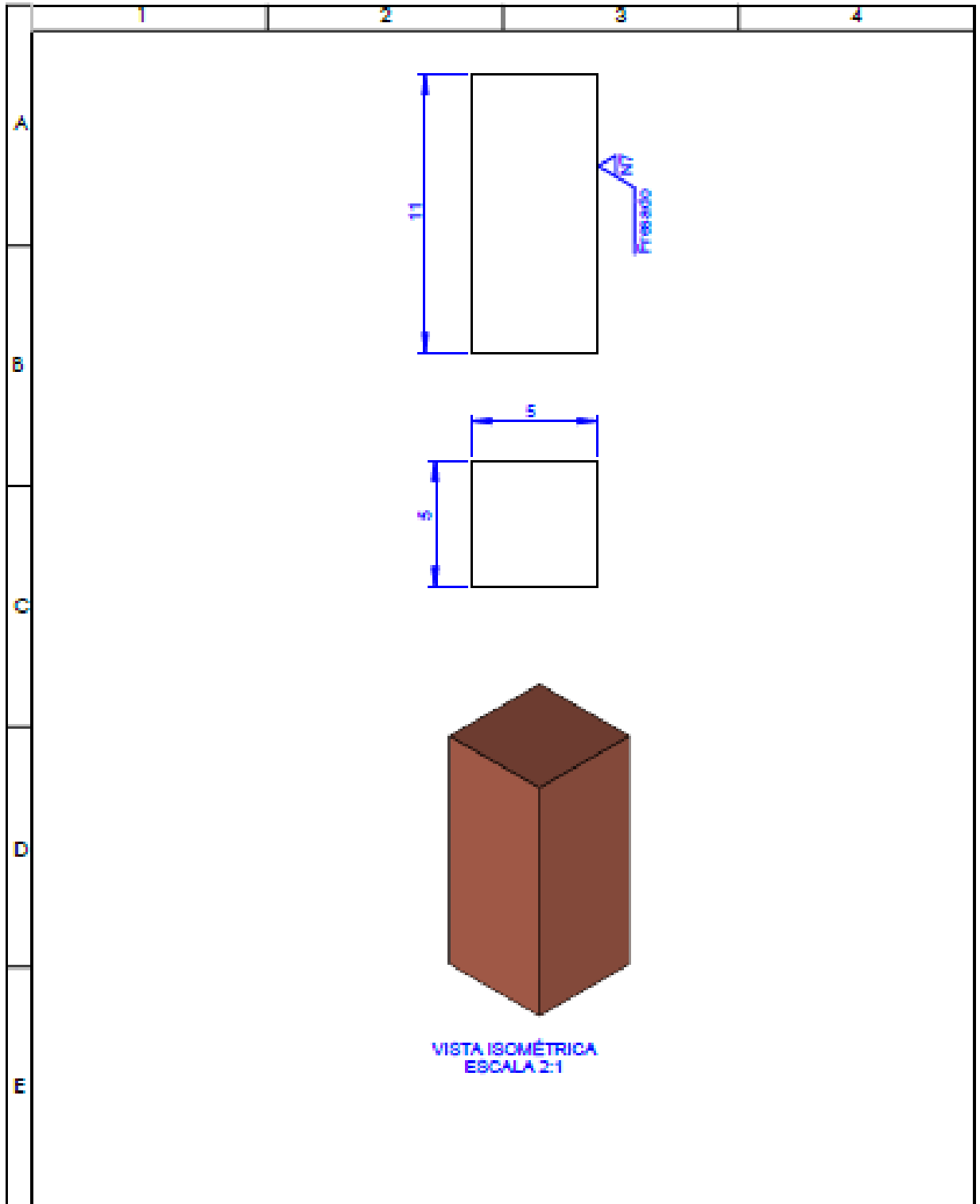


				TOLERANCIA:	PSO:	MATERIAL:	
				$\pm 0.1$	44.7 Kg	ASTM A36	
				TECNA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				DELUO: 20/04/2018	Vicente Jordán	Tambor	1:5
				REVISO: 20/04/2018	Ing. M <sup>g</sup> . José Luis Ocaña		
				APROBO: 20/04/2018	Ing. M <sup>g</sup> . José Luis Ocaña		
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	REGISTRO:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 25 DE 34	
ESCALA:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			

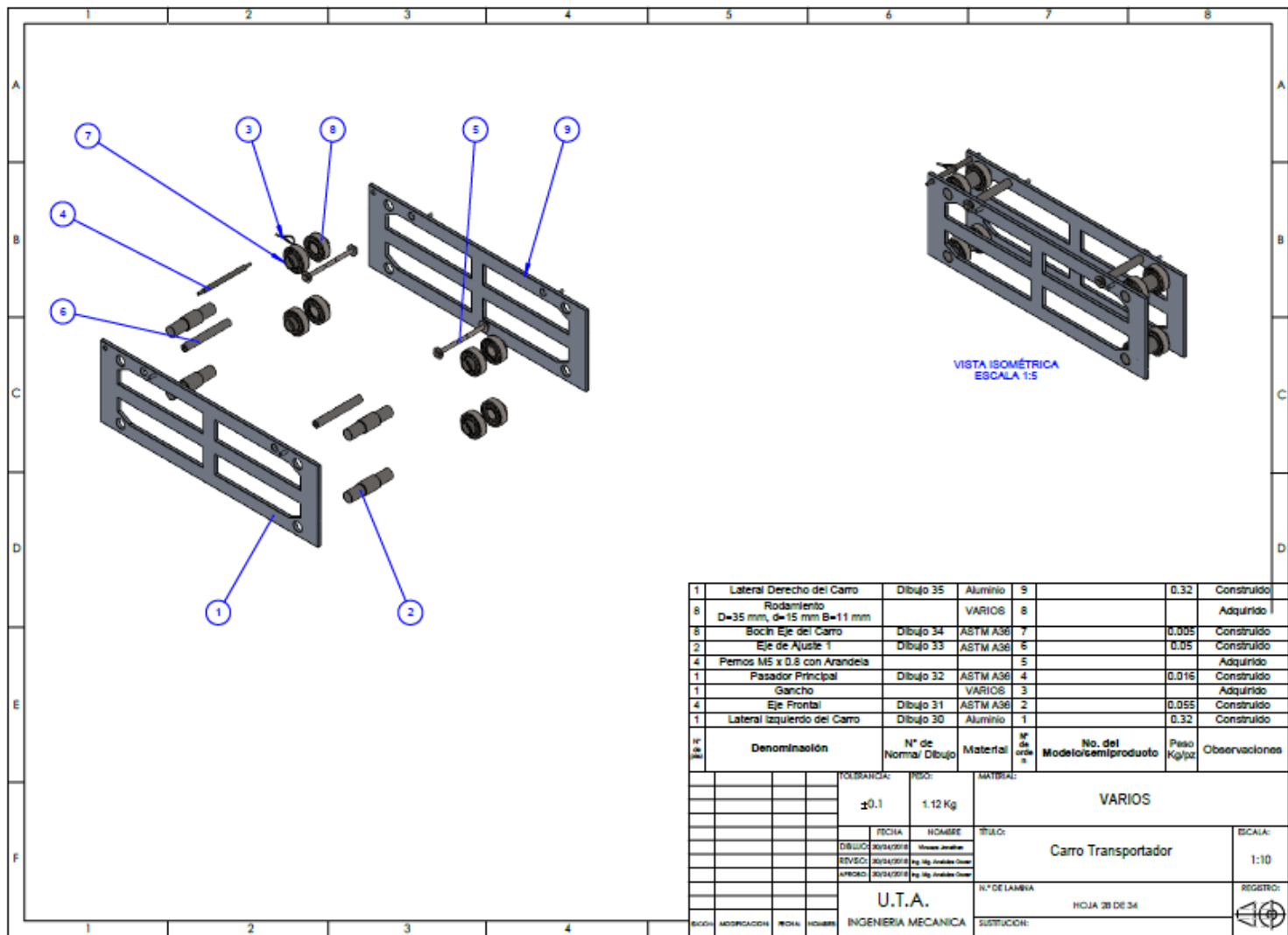


VISTA ISOMÉTRICA  
ESCALA 2:1

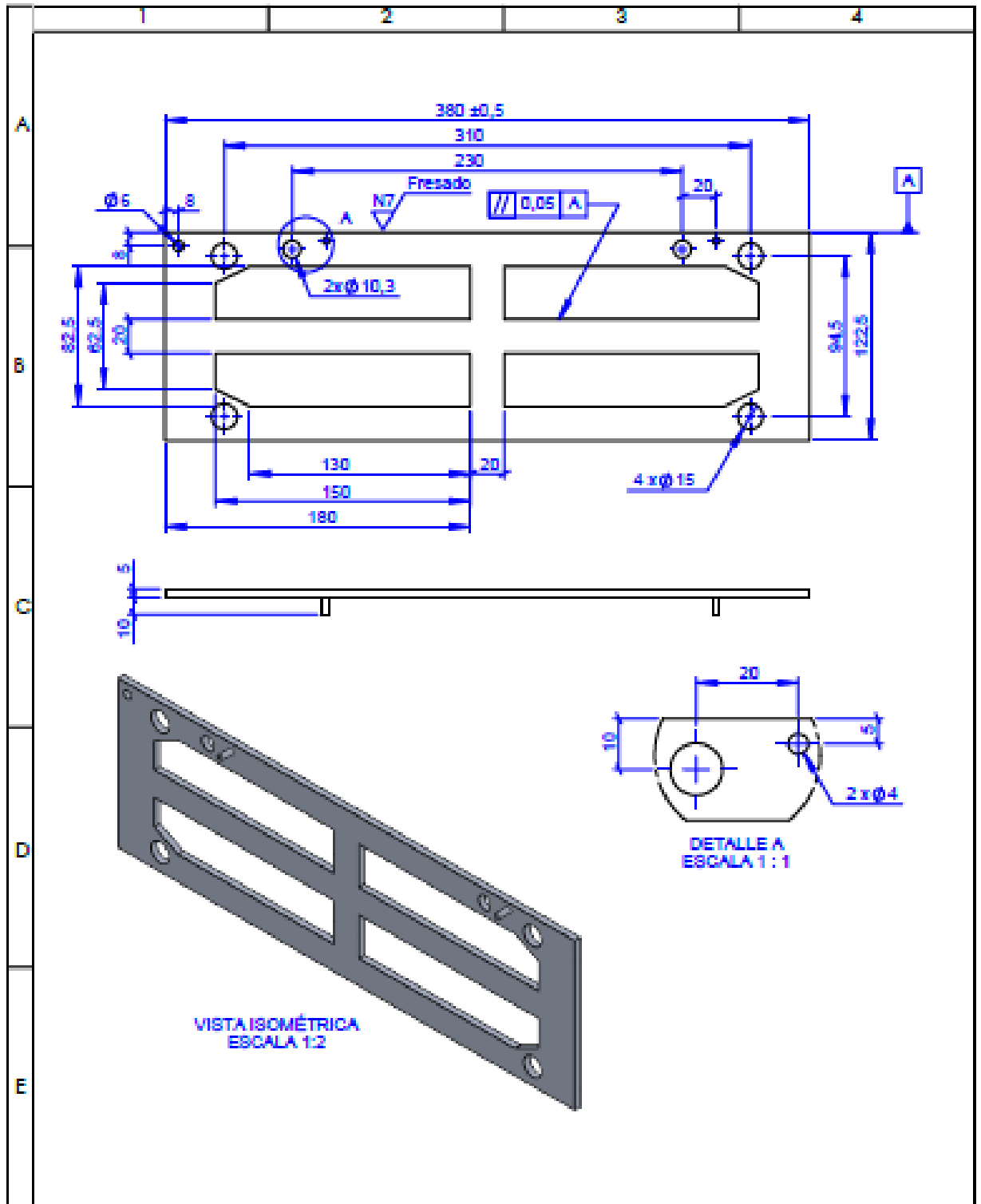
				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:		
				±0.1	0.00961 Kg	Cobre		
					FECHA:	HOMBRE:	TÍTULO:	
					26/04/2018	Viviana Jimenez	Chaveta Primaria	
					26/04/2018	Ing. Mg. Analinda Cacer		ESCALA:
					26/04/2018	Ing. Mg. Analinda Cacer		2:1
				U.T.A.		N.º DE LAMINA:	REGISTRO:	
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 26 DE 34		
EDICION	MODIFICACION	FECHA	HOMBRE	SUSTITUCION:				



				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:			
				±0.1	0.00245 Kg	Cobre			
					FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:	
					05/04/2018	Vicente Jordán	Chaveta Secundaria	5:1	
					REVISO:	05/04/2018			Ing. Mg. José Luis Oca
					APROBO:	05/04/2018			Ing. Mg. José Luis Oca
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	HOJA 27 DE 34	REGISTRO:	
				INGENIERIA MECANICA		SUSTITUCION:			



1	Lateral Derecho del Carro	Dibujo 35	Aluminio	9		0.32	Construido
8	Rodamiento D=35 mm, d=15 mm B=11 mm		VARIOS	8			Adquirido
8	Bocin Eje del Carro	Dibujo 34	ASTM A36	7		0.005	Construido
2	Eje de Ajuste 1	Dibujo 33	ASTM A36	5		0.05	Construido
4	Pernos M5 x 0.8 con Arandela			5			Adquirido
1	Pasador Principal	Dibujo 32	ASTM A36	4		0.016	Construido
1	Gancho		VARIOS	3			Adquirido
4	Eje Frontal	Dibujo 31	ASTM A36	2		0.055	Construido
1	Lateral izquierdo del Carro	Dibujo 30	Aluminio	1		0.32	Construido
N° de pieza	Denominación	N° de Normal Dibujo	Material	N° de orden	No. del Modelo/semiproducto	Peso Kg/pz	Observaciones
					VARIOS		
		TOLERANCIA: ±0.1	PESO: 1.12 Kg				
		FECHA	NOMBRE	TÍTULO:			ESCALA:
		DIBUJO: 30/04/2018	Alfonso Jimenez		Carro Transportador		1:10
		REVISO: 30/04/2018	Ing. Mij. Arellano Cruz				
		APROBO: 30/04/2018	Ing. Mij. Arellano Cruz				
				N° DE LAMINA			REGISTRO:
				U.T.A.	HOJA 28 DE 34		
				INGENIERIA MECANICA			

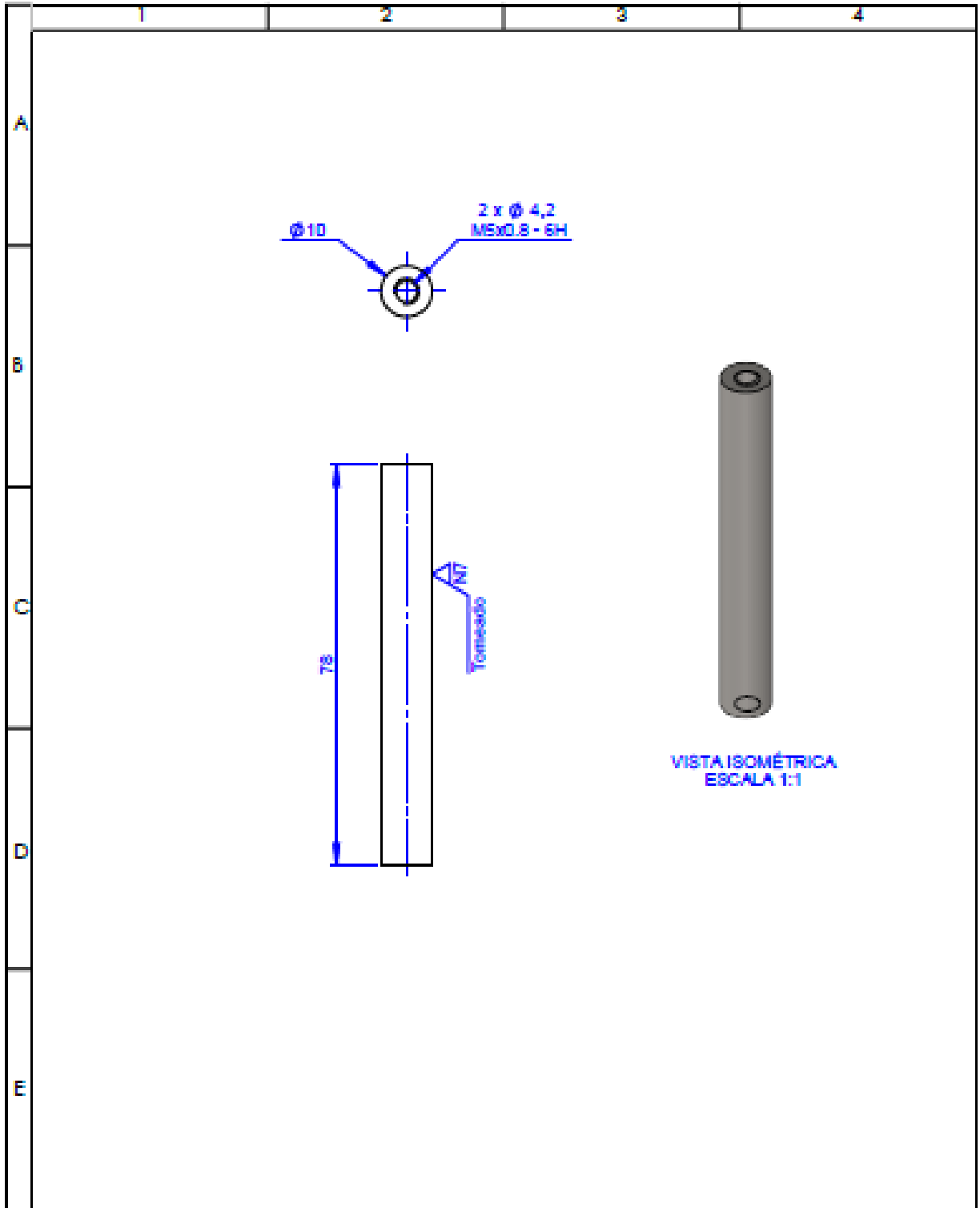


				TOLERANCIA:	PSO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.32 Kg	Aluminio 1060	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	ESCALA:
				02/04/2011	Wendee Jonathan	Lateral Izquierdo del Carro	1:2
				REVISO:	Ing. Mg. Anabelo Otero		
				APROBO:	Ing. Mg. Anabelo Otero		
				U.T.A. INGENIERIA MECANICA		N.º DE LAMINA:	REGISTRO:
						HOJA 29 DE 34	
ESCH:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCION:			

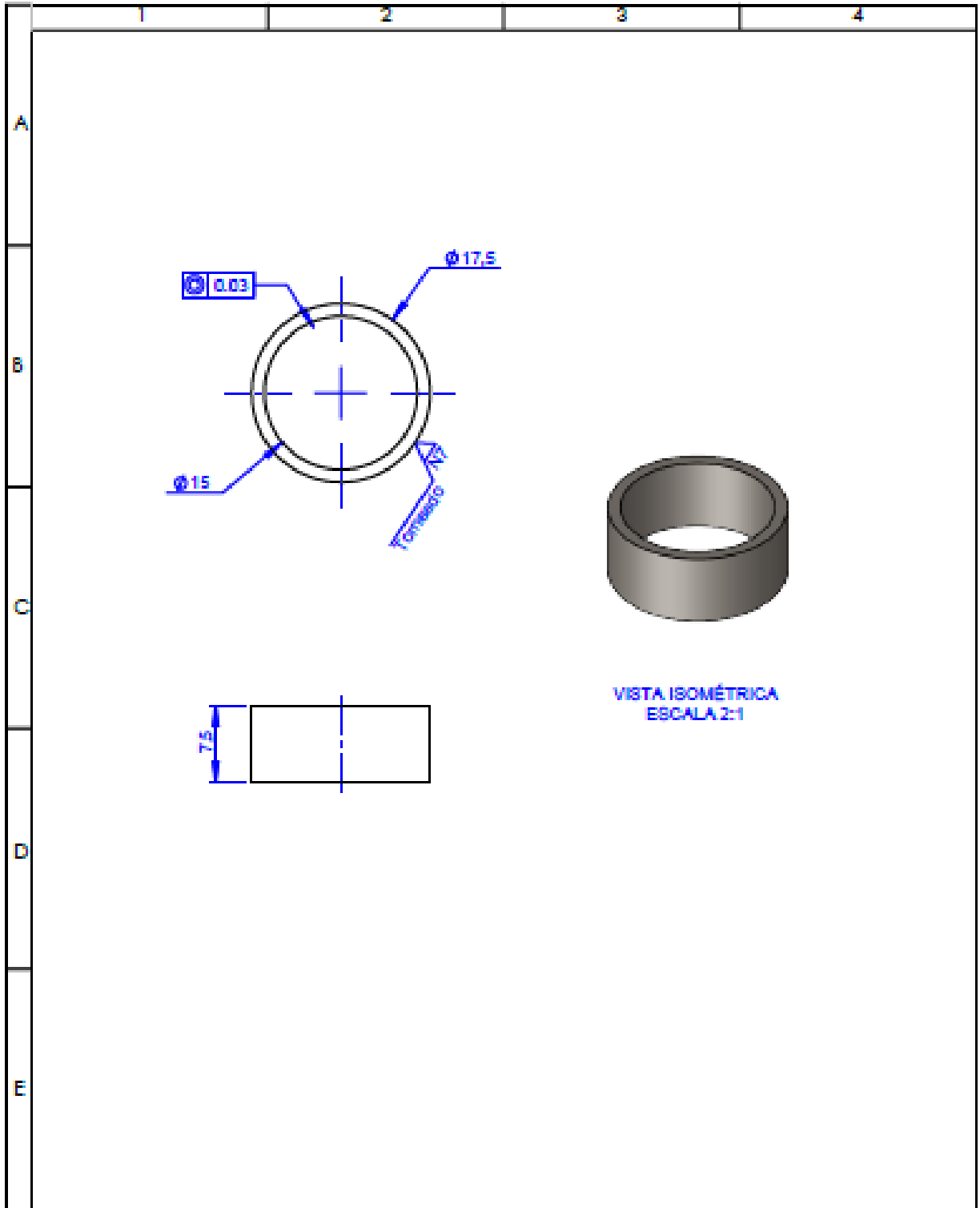




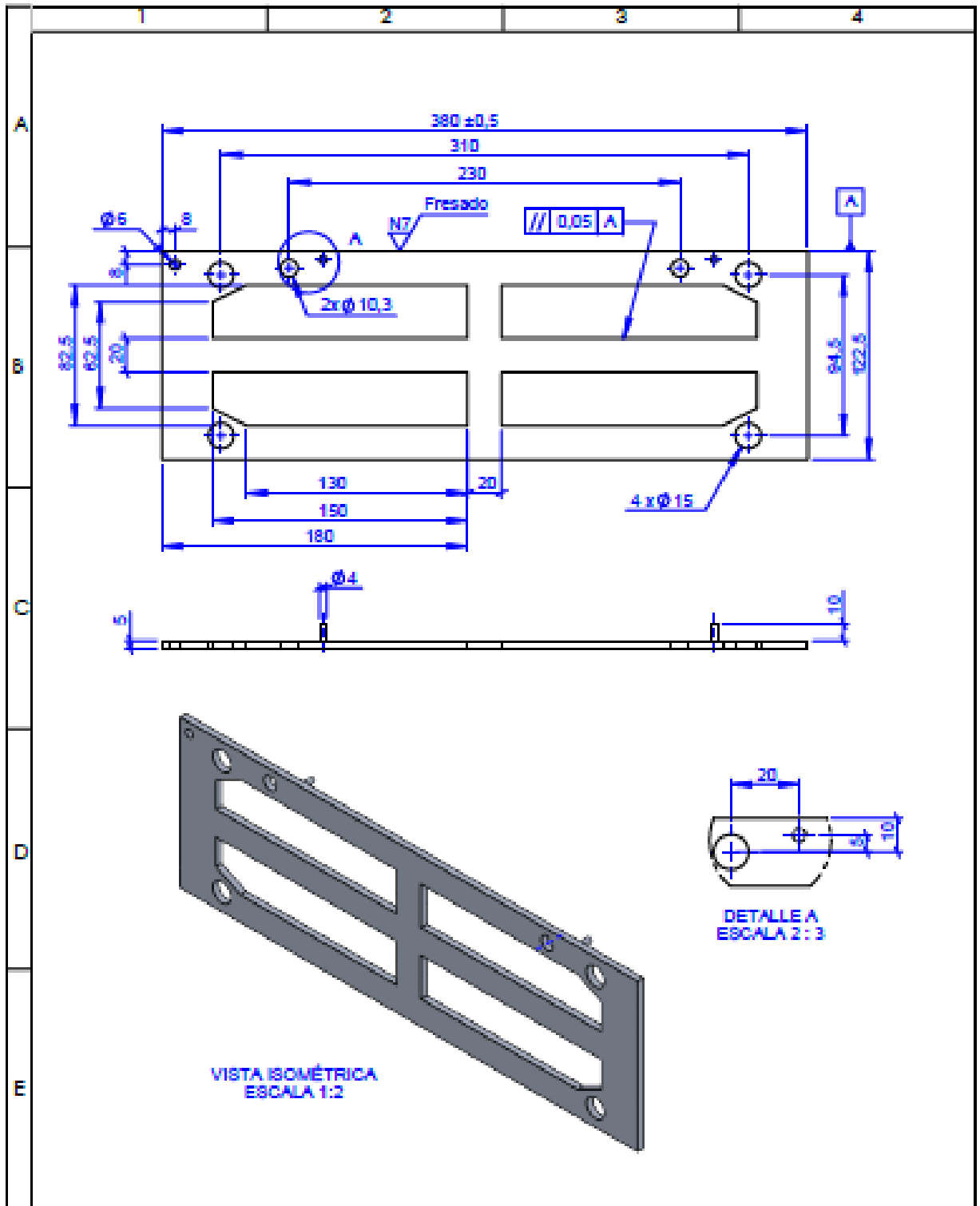




				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				$\pm 0.1$	0.05 kg	AISI 1020	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	
				23/04/2018	Wagner Jonathan	Eje de Ajuste 1	
				SEVE O:	Eng. Mg. Analides Otero	ESCALA:	
				23/04/2018	Eng. Mg. Analides Otero	1:1	
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 32 DE 34	
EDICIÓN:	MODIFICACION:	FECHA:	NOMBRE:	SUSTITUCIÓN:		REGISTRO:	



				TOLERANCIA:	PESO:	MATERIAL:	
				$\pm 0.1$	0.005 Kg	ASTM A36	
					FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:
					DISEÑO: 20/04/2018	Walter Jordán	Bocín Eje del Carro
					REVISÓ: 20/04/2018	Ing. Mg. Anelisa Cruz	
					APROBÓ: 20/04/2018	Ing. Mg. Anelisa Cruz	
				U.T.A.		N.º DE LÁMINA:	ESCALA:
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 33 DE 34	2:1
EDICIÓN	MODIFICACION	FECHA	NOMBRE	SUSTITUCIÓN:		REGISTRO:	



				TOLERANCIA:	PSO:	MATERIAL:	
				±0.1	0.32 kg	Aluminio 1080	
				FECHA:	NOMBRE:	TÍTULO:	
				02/04/2018	Wagner Jonathan	Lateral Derecho del Carro	
				REVISOR:	Ing. Wlg. José Luis Ochoa	ESCALA:	
				02/04/2018	Ing. Wlg. José Luis Ochoa	1:2	
				U.T.A.		N.º DE LAMINA:	
				INGENIERIA MECANICA		HOJA 34 DE 34	
				SUSTITUCION:		REGISTRO:	
						