



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO

FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

Proyecto de Investigación

Previo a la Obtención del Título de Ingeniero Mecánico

TEMA:

“ESTUDIO DE SISTEMAS DE SUJECIÓN PARA ENSAMBLAJE ESTRUCTURAL DE LAS ALAS DE LA AERONAVE NO TRIPULADA GAVILÁN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA”

AUTOR: Diego Armando Chadán Llumitasig

TUTOR: Ing. MSc. Diego Nuñez

Ambato –Ecuador

2015

APROBACIÓN POR EL TUTOR

CERTIFICACIÓN

En mi calidad de Tutor del Trabajo de Investigación, Previo a la Obtención del Título de Ingeniero Mecánico, con el tema “ESTUDIO DE SISTEMAS DE SUJECCIÓN PARA ENSAMBLAJE ESTRUCTURAL DE LAS ALAS DE LA AERONAVE NO TRIPULADA GAVILÁN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA”, elaborado por el Sr. Diego Armando Chadán Llumitasig, egresado de la Carrera de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato, CERTIFICO que el presente Trabajo de Investigación es original de su autor, la cual ha sido revisada en cada uno de sus capítulos y está concluida en forma total.

.....

Ing. Mg. Diego Núñez

TUTOR DEL TRABAJO DE INVESTIGACIÓN

AUTORÍA DE TESIS

Yo, Diego Armando Chadán Llunitasig, portador de la C.I. 1804781720 tengo a bien indicar que las ideas mostradas en la presente investigación: “ESTUDIO DE SISTEMAS DE SUJECIÓN PARA ENSAMBLAJE ESTRUCTURAL DE LAS ALAS DE LA AERONAVE NO TRIPULADA GAVILÁN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA” así como también los contenidos, ideas, análisis, conclusiones y propuesta son de mi absoluta responsabilidad, como autor de este Trabajo de Graduación.

Ambato, Agosto del 2015

EL AUTOR

.....

Diego Armando Chadán Llunitasig

C.I.: 1804781720

DEDICATORIA

Este trabajo va dedicado de manera especial al Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, que con su apoyo incondicional se ha logrado alcanzar los objetivos planteados, a mi familia que me ha enseñado a no rendir y seguir adelante y para todas las personas que de una u otra manera me apoyaron y confiaron en mí.

AGRADECIMIENTO

Un sincero agradecimiento a quienes me han apoyado a lo largo de mi trayectoria estudiantil, a mis padres, al Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana por la oportunidad de ejecutar la investigación, por las facilidades y colaboración prestada para el desarrollo de este proyecto.

A las personas que con sus conocimientos y experiencias, me han guiado en el transcurso de mi vida estudiantil.

A todas las personas que aportaron de una u otra forma para que esta Investigación culmine con éxito.

ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO

PÁGINAS PRELIMINARES

APROBACIÓN POR EL TUTOR.....	II
AUTORÍA DE TESIS.....	III
DEDICATORIA	IV
AGRADECIMIENTO	V
ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO.....	VI
PÁGINAS PRELIMINARES	VI
CONTENIDO	VI
ÍNDICE DE FIGURAS.....	X
ÍNDICE DE TABLAS	XVIII
ÍNDICE DE ANEXOS.....	XX
GLOSARIO DE TÉRMINOS Y NOMENCLATURA	XXI
RESUMEN EJECUTIVO.....	XXII

CONTENIDO

CAPÍTULO 1	2
1 El Problema.....	2
1.1 Tema	2
1.2 Planteamiento del Problema	2
1.2.1 Contextualización.....	2

1.2.2 Análisis Crítico	2
1.2.3 Prognosis	3
1.2.4 Formulación del Problema	3
1.2.5 Preguntas Directrices	3
1.2.6 Delimitación del Problema.....	4
1.3 Justificación	4
1.4 Objetivos.....	5
1.4.1 General	5
1.4.2 Específicos	5
CAPÍTULO 2	6
2 Marco teórico	6
2.1 Antecedentes investigativos.....	6
2.2 Fundamentación Filosófica.....	8
2.3 Fundamentación Legal.....	8
2.4 Categorías Fundamentales	9
2.5 Fundamentación Teórica	9
2.5.1 Diseño Mecánico.....	9
2.5.2 Análisis por elementos finitos.....	9
2.5.3 Estudio de sistemas de sujecion (Jigs)	13
2.5.4 Procesos de fabricación del UAV	14
2.5.5 Estructura alar del UAV.....	17

2.5.6 Ensamblaje estructural de las alas del UAV	20
2.6 Hipótesis	21
2.7 Señalamiento de Variables	21
2.7.1 Variable Independiente	21
2.7.2 Variable Dependiente.....	21
CAPÍTULO 3	22
3 Metodología	22
3.1 Enfoque Investigativo	22
3.2 Modalidad de la Investigación.....	22
3.3 Tipo de Investigación	22
3.4 Población y muestra.....	23
3.5 Operacionalización de Variables	24
3.5.1 Variable Independiente	24
3.5.2 Variable Dependiente.....	25
3.6 Plan de Recolección de Información.	26
3.7 Plan de Procesamiento de la Información	26
CAPÍTULO 4	28
4 ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS	28
4.1 Análisis de Resultados.....	29
4.1.1 Descripción de datos recolectados	29
4.2 Interpretación de resultados.....	75

4.2.1 Predicción del proceso de ensamblaje de la estructura de las alas del UAV Gavilán implementando un Jig, para determinar el tiempo de ensamblaje...	76
4.2.2 Predicción de Diagramas de proceso, <i>Fuente: Autor</i>	78
4.2.3 Simulación en el software: proceso de ensamblaje de la estructura interna del ala implementando un Jig.....	79
4.3 Verificación de hipótesis	103
CAPÍTULO 5	109
5 Conclusiones y recomendaciones	109
5.1 CONCLUSIONES	109
5.2 RECOMENDACIONES	110
CAPÍTULO 6.....	111
6 Propuesta	111
6.1 Datos Informativos	111
6.1.1 Título:.....	111
6.1.2 Beneficiario:.....	111
6.1.3 Ubicación:	111
6.1.4 Equipo técnico responsable.....	111
6.2 Antecedentes de la propuesta.....	111
6.3 Justificación	112
6.4 Objetivos.....	112
6.4.1 Objetivo General	112

6.4.2 Objetivos Específicos.....	112
6.5 Análisis de factibilidad	113
6.6 Fundamentación.....	113
6.6.1 Factor de seguridad	113
6.6.2 Método de elementos finitos (HUTTON, 2004).....	114
6.6.3 Material a utilizar	116
6.7 Metodología.....	119
6.7.1 Diseño y Construcción del Jig para el ensamblaje estructural de las alas de la Aeronave No Tripulada Gavilán para el CIDFAE.....	119
6.7.2 Proceso a seguir implementando un Jig para el ensamblaje de la estructura interna de las alas del UAV Gavilán.....	129
6.7.3 Diagramas de proceso implementando un Jig.....	130
6.8 Administración	131
6.8.1 Análisis de costos.....	131
6.9 Previsión de la evaluación	133
MATERIALES DE REFERENCIA	134
ANEXOS	138

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1.- Categorías fundamentales	9
Figura 2.2.- Ejemplo de diseño por elementos finitos en el software.....	11

Figura 2.3.- Comportamiento de una viga a flexión	12
Figura 2.4.- Instalación de los Jigs en la mesa de trabajo	14
Figura 2.5.- Costillas del borde de ataque del ala central.	14
Figura 2.6.- Proceso de construcción de las costillas.....	15
Figura 2.7.- Aplicación de las capas de fibra y resina en el laminado.....	15
Figura 2.8.- Montaje para generar vacío en el proceso de curado del laminado .	15
Figura 2.9.- Alargamiento del molde para alargamiento de la viga.....	16
Figura 2.10.- Fibra de carbono para el proceso de construcción de la viga principal	16
Figura 2.11.- Montaje de la viga aplicando vacío.....	16
Figura 2.12.- Viga principal del wing box del ala central terminada.....	17
Figura 2.13.- Elementos básicos de un ala.....	18
Figura 2.14.- Estructuras típicas de alas de aeronaves ligeras	19
Figura 2.15.- Aplicación de pegamento para pegar la viga principal con la piel del	20
Figura 2.16.- Ensamblaje y pegado de la viga secundaria	21
Figura 4.1.- Diagrama de proceso para recolección de datos	28
Figura 4.2.- Alas del UAV Gavilán	30
Figura 4.3.- Parte izquierda de las alas	31
Figura 4.4.- Esquema de un material compuesto unidireccional	42
Figura 4.5.- Esquema de la resistencia mecánica del material compuesto en	44

Figura 4.6.- Diagrama esfuerzo-deformación de una probeta de kevlar.....	48
Figura 4.7.- Panal de abeja Honeycomb	48
Figura 4.8.- Simulación de software para cerrar los 2 mm	57
Figura 4.9.- Costillas de borde de ataque, identificación de nodos en donde se..	58
Figura 4.10.- Costillas de borde de salida, identificación de nodos en donde se.	58
Figura 4.11.- Vista de una costilla con espacio de 2 mm de separación entre el.	58
Figura 4.12.- Modelo dibujado en el software	59
Figura 4.13.- Calidad de mallado para el proceso manual aplicado en el software	59
Figura 4.14.- Características del elemento finito aplicado en el software	60
Figura 4.15.- Geometría fija aplicando en el software.....	60
Figura 4.16.- Aplicación de carga en el software.....	61
Figura 4.17.- Sargentos de sujeción para piezas de gran tamaño	61
Figura 4.18.- Puntos de contacto entre estructura alar y superficies de mesa de.	61
Figura 4.19.- Contacto sin penetración entre componentes, con un coeficiente de	62
Figura 4.20.- Tipo de solver FFEPlus utilizado en el software.....	63
Figura 4.21.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza mínima 1 libra	63
Figura 4.22.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza mínima 2 libras	64
Figura 4.23.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza 5 libras en el	64

Figura 4.24.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza 10 libras en el	64
Figura 4.25.- Costilla 1 del borde de ataque, se muestra	66
Figura 4.26.- Costilla 2 del borde de ataque, se muestra	66
Figura 4.27.- Costilla 3 del borde de ataque, se muestra	66
Figura 4.28.- Costilla 4 del borde de ataque, se muestra	67
Figura 4.29.- Costilla 5 del borde de ataque, se muestra	67
Figura 4.30.- Costilla 6 del borde de ataque, se muestra	67
Figura 4.31.- Costilla 7 del borde de ataque, se muestra	68
Figura 4.32.- Costilla 8 del borde de ataque, se muestra	68
Figura 4.33.- Costilla 9 del borde de ataque, se muestra	68
Figura 4.34.- Costilla 10 del borde de ataque, se muestra	69
Figura 4.35.- Costilla 11 del borde de ataque, se muestra	69
Figura 4.36.- Costilla 12 del borde de ataque, se muestra	69
Figura 4.37.- Costilla 13 del borde de ataque, se muestra	70
Figura 4.38.- Costilla 1 del borde de salida, se muestra	71
Figura 4.39.- Costilla 2 del borde de salida, se muestra	71
Figura 4.40.- Costilla 3 del borde de salida, se muestra	72
Figura 4.41.- Costilla 4 del borde de salida, se muestra	72
Figura 4.42.- Costilla 5 del borde de salida, se muestra	72
Figura 4.43.- Costilla 6 del borde de salida, se muestra	73

Figura 4.44.- Costilla 7 del borde de salida, se muestra	73
Figura 4.45.- Costilla 8 del borde de salida, se muestra	73
Figura 4.46.- Costilla 9 del borde de salida, se muestra	74
Figura 4.47.- Costilla 10 del borde de salida, se muestra	74
Figura 4.48.- Costilla 11 del borde de salida, se muestra	74
Figura 4.49.- Costilla 12 del borde de salida, se muestra	75
Figura 4.50.- Costilla 13 del borde de salida, se muestra	75
Figura 4.51.- Modelo dibujado en el software	79
Figura 4.52.- Calidad de mallado en el software	80
Figura 4.53.- Características del elemento finito aplicado en el software	80
Figura 4.54.- Geometría fija, soporte, viga principal I aplicado en el software ..	81
Figura 4.55.- Aplicación de carga constante en la dirección mostrada la cual se	81
Figura 4.56.- Condición de análisis con fuerza constante, gravedad en el software	82
Figura 4.57.- Puntos de contacto entre estructura alar y superficies.....	82
Figura 4.58.- Puntos de contacto entre estructura alar y topes del Jig.....	82
Figura 4.59.- Contacto sin penetración entre componentes, con un coeficiente de	83
Figura 4.60.- Unión rígida para el Jig aplicado en el software	83
Figura 4.61.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza de 2 lb en.....	84
Figura 4.62.- Costilla 1 del borde de ataque implementando un Jig.....	85

Figura 4.63.- Costilla 2 del borde de ataque implementando un Jig.....	85
Figura 4.64.- Costilla 3 del borde de ataque implementando un Jig.....	86
Figura 4.65.- Costilla 4 del borde de ataque implementando un Jig.....	86
Figura 4.66.- Costilla 5 del borde de ataque implementando un Jig.....	86
Figura 4.67.- Costilla 6 del borde de ataque implementando un Jig.....	87
Figura 4.68.- Costilla 7 del borde de ataque implementando un Jig.....	87
Figura 4.69.- Costilla 8 del borde de ataque implementando un Jig.....	87
Figura 4.70.- Costilla 9 del borde de ataque implementando un Jig.....	88
Figura 4.71.- Costilla 10 del borde de ataque implementando un Jig.....	88
Figura 4.72.- Costilla 11 del borde de ataque implementando un Jig.....	88
Figura 4.73.- Costilla 12 del borde de ataque implementando un Jig.....	89
Figura 4.74.- Costilla 13 del borde de ataque implementando un Jig.....	89
Figura 4.75.- Costilla 1 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	90
Figura 4.76.- Costilla 2 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	91
Figura 4.77.- Costilla 3 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	91
Figura 4.78.- Costilla 4 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	91
Figura 4.79.- Costilla 5 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	92

Figura 4.80.- Costilla 6 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	92
Figura 4.81.- Costilla 7 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	92
Figura 4.82.- Costilla 8 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	93
Figura 4.83.- Costilla 9 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	93
Figura 4.84.- Costilla 10 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	93
Figura 4.85.- Costilla 11 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	94
Figura 4.86.- Costilla 12 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	94
Figura 4.87.- Costilla 13 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la	94
Figura 4.88.- Modelado en el software	95
Figura 4.89.- Elección del tipo de elemento plane 183 de 8 nodos	95
Figura 4.90.- Calidad de mallado del modelo de 1mm.....	96
Figura 4.91.- Refinamiento del modeo de malla a 0.1 mm.....	96
Figura 4.92.- Geometría fija de la sección I, las seccion roja encerrada esta	97
Figura 4.93.- Seccion roja encerrada esta limitada a moverse en.....	97
Figura 4.94.- Contacto entre componentes se variaría el coeficiente	98
Figura 4.95.- Análisis no lineal de como resuelve el software	98

Figura 4.96.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada.....	99
Figura 4.97.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada.....	100
Figura 4.98.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada.....	101
Figura 4.99.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada.....	101
Figura 4.100.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada.....	102
Figura 4.101.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada.....	103
Figura 6.1.- Diagrama de fuerzas constantes y momento flector	119
Figura 6.2.- Modelo del Jig en el software	120
Figura 6.3.- Características del elemento finito aplicado a la mitad del.....	121
Figura 6.4.- Calidad de malla ingresado a la mitad del Jig.....	121
Figura 6.5.- Geometría fija aplicado a las estructura de soporte.....	122
Figura 6.6.- Rodillo deslizante aplicado a las estructura de.....	122
Figura 6.7.- Aplicación de fuerza en la mesa de soporte del	123
Figura 6.8.- Aplicación de fuerza en la mitad del Jig	123
Figura 6.9.- Características del tipo union utilizado para el	124
Figura 6.10.- Características del tipo de solver que utilizó.....	124
Figura 6.11.- Desplazamientos mínimos y máximos del Jig	125
Figura 6.12.- Trazado de factor de seguridad del	126
Figura 6.13.- Construcción del Jig en el taller, <i>Fuente:</i> autor.....	128
Figura 6.14.- Construcción terminada del jig, <i>Fuente:</i> autor	128

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 4.1.- Ficha técnica del UAV Gavilán	29
Tabla 4.2.- Lista de partes del ala	31
Tabla 4.3.- Simbología de figuras	32
Tabla 4.4.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar del UAV.....	35
Tabla 4.5.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar	37
Tabla 4.6.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar	37
Tabla 4.7.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar	38
Tabla 4.8.- Tiempos totales del proceso de ensamblaje manual de.....	38
Tabla 4.9.- Propiedades mecánicas de la fibra de carbono.....	45
Tabla 4.10.- Propiedades mecánicas de la fibra de carbono.....	46
Tabla 4.11.- Propiedades de fibra de carbono	46
Tabla 4.12.- Propiedades mecánicas de la matriz epoxi y fibra de	46
Tabla 4.13.- Propiedades de la fibra de Aramida – kevlar	47
Tabla 4.14.- Propiedades de la fibra de Aramida	47
Tabla 4.15.- Propiedades mecánicas del Honeycomb	49
Tabla 4.16.- Propiedades mecánicas del Honeycomb	49
Tabla 4.17.- Propiedades mecánicas del Honeycomb	49
Tabla 4.18.- Algunas características importantes de las resinas epoxi.....	50
Tabla 4.19.- Determinación de los porcentajes de fracción de la viga I.....	50

Tabla 4.20.- Determinación de los porcentajes de fracción de la viga C	51
Tabla 4.21.- Determinación de los porcentajes de fracción de las	51
Tabla 4.22.- Tabla de propiedades de la viga C para formar viga I	54
Tabla 4.23.- Tabla de propiedades de la viga C secundaria	55
Tabla 4.24.- Tabla de propiedades de las costillas	56
Tabla 4.25.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm] en las costillas	65
Tabla 4.26.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm].....	70
Tabla 4.27.- Mejoramiento del proceso de ensamblaje de la	76
Tabla 4.28.- Mejoramiento del proceso de ensamblaje de la	77
Tabla 4.29.- Mejoramiento de tiempos totales del proceso de	78
Tabla 4.30.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm].....	84
Tabla 4.31.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm].....	89
Tabla 4.32.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el	99
Tabla 4.33.- Variación de la fuerza a medida que se.....	100
Tabla 4.34.- Variación de la fuerza a medida que se cambia	100
Tabla 4.35.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente.....	101
Tabla 4.36.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el	102
Tabla 4.37.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente.....	102
Tabla 4.38.- Tiempo de ensamblaje estructural manual vs ensamblaje estructural	103

Tabla 4.39.- Resumen de tablas.....	104
Tabla 4.40.- Comprobación con la costilla 1, con el método	105
Tabla 4.41.- Frecuencia teórica, para contacto entre componentes.....	106
Tabla 4.42.- Calculo de x^2	106
Tabla 4.43.- Comprobación entre proceso manual, implementando.....	107
Tabla 4.44.- Frecuencia teórica, tiempo de ensamblaje estructural.....	108
Tabla 4.45.- Calculo de x^2	108
Tabla 6.1.- Propiedades del acero ASTM A500 grado B.....	118
Tabla 6.2.- Proceso de construcción de la estructura metálica de soporte	126
Tabla 6.3.- Proceso de construcción del Jig para la estructura	127
Tabla 6.4.- Proceso de ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán	129
Tabla 6.5.- Costos de Materiales,.....	131
Tabla 6.6.- Costos de mano de obra.....	132
Tabla 6.7.- Costos varios.....	132
Tabla 6.8.- Costo Total del proyecto.....	133

ÍNDICE DE ANEXOS

Anexo 1: Propiedades físicas mecánicas de los materiales.....	138
Anexo 2: Características tubo estructural cuadrado.....	140
Anexo 3: Factores atmosféricos ISA (International Standard Atmosphere).....	141
Anexo 4: Tabla de factores de seguridad recomendados	143

Anexo 5: Hoja tecnica de Sikaflex [®] -256	144
Anexo 6: Tabla para observacion.....	146
Anexo 7: Puntos para generación del perfil EPPLER 395, Cuerda 500mm	147
Anexo 8: Tabla de distribucion de Chi Cuadrado X^2	148
PLANOS	150

GLOSARIO DE TÉRMINOS Y NOMENCLATURA

UAV.- Vehículo aéreo no tripulado (Unmanned Aerial Vehicle)

PGA.- Plataforma de Gran Altitud (Dirigibles no tripulados).

PSE.- Plan de Soberanía Energética

FEM.- Método de elementos finitos

FEA.- Análisis por Elementos Finitos (Finite Element Analysis)

FE.- Elementos finitos.

CAD.- Diseño asistido por computadora (Computer Aided Desing)

HYSOL.- Hysol Epoxy Structural Adhesive

CNC.- Control Numérico por Computador

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

TEMA: ESTUDIO DE SISTEMAS DE SUJECCIÓN PARA ENSAMBLAJE ESTRUCTURAL DE LAS ALAS DE LA AERONAVE NO TRIPULADA GAVILÁN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.

AUTOR: Diego Armando Chadán Llumitasig

TUTOR: Ing. MSc. Diego Núñez

RESUMEN EJECUTIVO

El presente trabajo de investigación se cumplió conforme a los requerimientos del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, por medio de su colaboración en la parte de software como en la parte constructiva. Para la elaboración de este proyecto se diseñó el Jig para la estructura alar del Vehículo Aéreo No Tripulado Gavilán y su implementación en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana

El sistema fue diseñado en una estructura de soporte y el Jig mismo que es la parte esencial en donde se ensamblará la estructura interna de las alas de las aeronaves no tripuladas, en este proyecto se empleó el método de elementos finitos, haciendo uso del software de las instalaciones del CID FAE. El factor primordial es determinar el mejor contacto entre componentes y efectuar una premonición del tiempo de ensamblaje estructural interno del ala del UAV Gavilán mejorándolo.

La prueba de carga que se aplicó al Jig en el software, sobrepasa al peso que soportará en el ensamblaje asegurándonos la integridad del Jig, además al tener un factor de seguridad alto resistirá el número de veces que se ensamblará la estructura alar en dicho Jig.

CAPÍTULO 1

1 EL PROBLEMA

1.1 TEMA

ESTUDIO DE SISTEMAS DE SUJECIÓN PARA ENSAMBLAJE ESTRUCTURAL DE LAS ALAS DE LA AERONAVE NO TRIPULADA GAVILÁN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.2.1 Contextualización

Actualmente en el mundo la tecnología avanza en el desarrollo y producción de vehículos aéreos no tripulados (UAVs), la demanda de estos aumenta ya que estos son utilizados en el campo militar para vigilancia del contrabando y control de fronteras y en lo civil, en los diversos campos como agricultura, minería, energía, seguridad, estos evitan pérdida de vidas humanas reduce costos de operación. La industria de UAVs actualmente en el mundo está liderado por los países desarrollados, estos poseen sus propias fábricas de construcción de UAVs, con sus respectivos sistemas de sujeción (Jigs) para cada parte específica de los UAVs, los grandes fabricantes norteamericanos continuarán liderando el mercado aunque cada vez en mayor competencia con otros fabricantes, especialmente en mercados emergentes, que ya se están orientando hacia productos rusos o chinos (GONZÁLEZ, 2014)

El interés en el área latinoamericana por los UAVs está dominado por las necesidades de seguridad así como por la necesidad de control de grandes espacios de soberanía. Algunos países, como Colombia y Brasil han desarrollado estrategias globales para adquirir UAVs de todos los tipos. En ambos casos esta estrategia ha

venido acompañada con actividades específicas para potenciar el tejido industrial y tecnológico y obtener a largo plazo autonomía estratégica (GONZÁLEZ, 2014)

En el Ecuador tomando en cuenta el contrabando de combustible decidió ejecutar el "Plan de Soberanía Energética (PSE)" el cual busca combatir el contrabando que genera pérdidas grandes a Ecuador. Dentro de dicho plan militar se ejecutarán operaciones para identificar y detectar actividades ilegales como el tráfico de droga, la pesca ilícita, piratería naval y el coyotaje de emigrantes (J.V., 2014)

En el Ecuador al no existir mucha investigación acerca de fabricación de UAVs, debido que nuestro país está implementando recientemente estas líneas de investigación, actualmente la entidad que está desarrollando este proyecto es el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CID-FAE) apoyados por el Gobierno terminarán la etapa de fabricación de prototipos de aeronaves no tripuladas y entran a un proceso de Industrialización en producción en serie de los UAVs en la cual requieren sistemas de sujeción (Jigs) para el ensamblaje estructural de las alas del UAV (Sangucho, 2013)

1.2.2 Análisis Crítico

El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana empezará a producir UAVs en serie los mismos que requieren sistemas de sujeción (Jigs) para el ensamblaje tecnificado de la estructura interna de las alas de la aeronave no tripulada, esto sería de gran importancia, ya que el CID-FAE construirá aviones no tripulados en línea estos Jigs serian de esencial importancia para un rápido ensamblaje estructural.

En la actualidad la entidad encargada de la fabricación de UAVs en el país necesita sistemas de sujeción (Jigs) para el ensamblaje tecnificado para dichas alas, por otro lado se instaló unos Jigs de la viga I principal de UAV en la mesa de trabajo normal que causa incomodidad de los técnicos que son encargados de ensamblar las alas de la aeronave no tripulada, esto es un factor a considerar al estudiar estos Jigs.

1.2.3 Prognosis

Si el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana no realiza el estudio de sistemas de sujeción para el proceso de ensamblaje estructural de las alas de la aeronave no tripulada, no se estará realizado de la forma técnica posible ocasionado que no tenga un correcto contacto entre componentes, por ende los espacios entre componentes serán ocupados por el Sikaflex[®]-256, esto incrementaría el peso del ala, a la vez causaría un desequilibrio al centro de gravedad, también ocasionará que el rendimiento de los técnicos se vea reducido por incomodidad al no tener las herramientas de ayuda necesaria como el Jig, ocasionando un aumento en el tiempo de ensamblaje, ya que el ambiente en el que trabajan no es el apropiado para ensamblar las alas del UAV Gavilán.

1.2.4 Formulación del Problema

¿Qué sistema de sujeción Jig será el más apropiado para el ensamblaje estructural de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana?

1.2.5 Preguntas Directrices

- ¿Cuáles son los parámetros de ensamblaje estructural de las alas del UAV gavilán?
- ¿Cómo se optimizará el tiempo empleado en ensamblar la estructura interna del ala del UAV Gavilán?
- ¿Cómo se mejorar el contacto entre componentes de la estructura interna del ala del UAV Gavilán?
- ¿Cuáles serán los factores para implementar un Jig para la estructura interna del ala del UAV Gavilán?

1.2.6 Delimitación del Problema

1.2.6.1 De Contenido

- Procesos de fabricación
- Diseño de Elementos Mecánicos
- Ingeniería Mecánica
- Ingeniería Aeronáutica.

1.2.6.2 Delimitación Espacial

La presente investigación se llevará a cabo en el Centro de Investigación y Desarrollo de la fuerza Aérea Ecuatoriana (CID-FAE) en la ciudad de Ambato, provincia de Tungurahua.

1.2.6.3 Delimitación Temporal

Se realizará entre los meses de enero 2014 a enero 2016

1.3 JUSTIFICACIÓN

El estudio del tema propuesto, tiene como finalidad estudiar sistemas de sujeción Jigs para el ensamblaje de las partes estructurales necesarias y de gran importancia del UAV Gavilán como son las alas, ya que son la principal razón de los UAVs para ejercer el vuelo.

Sabemos que tiene gran importancia la estructura de las alas de las aeronaves ya que es la base fundamental para soportar cargas dinámicas al ejercer el vuelo y permanecer en vuelo para las misiones dispuestas por la entidad, por la cual es necesario realizar un ensamble tecnificado y planificado con las herramientas necesarias.

Otro factor importante para realizar este tema es que hay que considerar la ergonomía en los sistemas de sujeción (Jigs) de ensamblaje estructural de las alas,

ya que la comodidad de los técnicos es un factor esencial porque estos realizan un trabajo de precisión al ensamblar las alas del UAV Gavilán.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 General

Estudiar sistemas de sujeción (Jigs) para el ensamblaje de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana CIDFAE.

1.4.2 Específicos

- Estudiar los factores del ensamblaje estructural de las alas del UAV Gavilán.
- Optimizar el tiempo empleado en ensamblar la estructura interna del ala.
- Mejorar el contacto entre componentes de la estructura interna alar del UAV Gavilán.
- Proponer un Jig para la estructura interna del ala.

CAPÍTULO 2

2 MARCO TEÓRICO

2.1 ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS

En Colombia en la Universidad de San Buenaventura Bogotá, Ingeniería Aeronáutica, fue diseñado y construido una aeronave no tripulada a escala para combatir incendios dirigida por un grupo de estudiantes para su graduación, las alas la fabricaron de forma manual (CASTRO, 2014)

Tema: “DISEÑO SIMPLIFICADO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA (UAV) A ESCALA PARACOMBATIR INCENDIOS-FIREHUNTER.”

Objetivo principal: “DISEÑAR Y CONSTRUIR UNA AERONAVE NO TRIPULADA (UAV).”

Conclusiones:

- Se diseñó y construyó una aeronave capaz de cumplir con la misión requerida exitosamente.
- Se diseñó y se construyó una estructura rígida de bajo peso en materiales compuestos avanzados, configuración tipo sándwich donde el conjunto núcleo y fibra de refuerzo soporta los esfuerzos generados debido a la operación dela aeronave inclusive en maniobras críticas (CASTRO, 2014)
- Se logró una adecuación y sincronización correcta de todos los sistemas y componentes a bordo de la aeronave dando como resultado un UAV completamente funcional capaz de cumplir con su misión al 100% y ser controlada adecuadamente desde tierra. Se diseñó una aeronave estable en todos los ejes, una aeronave con un rendimiento eficiente y de alta velocidad para operar de manera ágil y rápida. Se pudo

establecer un diseño para la fabricación en serie pro medio de maquinado industrial y uso de herramientas que permiten la construcción y ensamble en poco tiempo de la aeronave (CASTRO, 2014)

En Colombia en la Universidad de San Buenaventura Bogotá, en la Facultad de Ingeniería Aeronáutica, también se desarrolló el **Tema** “CONSTRUCCIÓN Y ENSAYOS ESTRUCTURALES DEL ALA Y SU UNIÓN AL FUSELAJE DEL UAV NAVIGATOR X-2.1 UTILIZANDO EL BANCO DE PRUEBAS X1 DE LA UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA PARA OBTENCIÓN DE DATOS ESTÁTICOS Y DINÁMICOS.” (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011). Con el **Objetivo principal** Utilizar los datos de telemetría de los vuelos desarrollados por el UAV NAVIGATOR X-02, para así analizar las cargas a las que está sometida la estructura alar de la aeronave. Teniendo el análisis de Cargas, se procede a construir el ala y su unión al fuselaje, utilizando materiales compuestos y las técnicas de fabricación estándares para este tipo de materiales, para analizar el comportamiento estructural sometiéndola a las cargas antes calculadas en un banco de pruebas y comparando los datos obtenidos con un análisis por medio de elementos finitos. Con un completo análisis, se pretende aportar al grupo de diseño del UAV NAVIGATOR X-02 soporte teórico basado en las pruebas realizadas, para optimizar la estructura alar de la aeronave, con la mejor disposición de materiales, disminuyendo el peso, aumentando su rendimiento y manteniendo una integridad estructural (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011). Se llegó a las **Conclusiones** Se siguió todo el proceso de construcción del ala, respetando el diseño y los materiales del Navigator X-02, obteniendo resultados muy satisfactorios, por la homogeneidad del ala construida en esta investigación con el ala del Navigator X-02.

Es importante seguir un proceso y una secuencia lógica cuando se hacen estructuras, esto depende que los resultados obtenidos pertenezcan al diseño y el componente construido sea funcional.

El diseño, configuración, y materiales usados para la construcción del ala del Navigator X-02, garantizan que la estructura alar resistirá cargas críticas en condiciones extremas de vuelo, manteniendo su integridad y dando una confiabilidad a la aeronave.

El diseño que hizo al ala para preparar el transporte de la aeronave, el ala se conserva como una sola pieza y se comporta de la misma forma después de ser ensamblada y estar soportando las cargas de vuelo de la aeronave (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

2.2 FUNDAMENTACIÓN FILOSÓFICA

Este estudio se encuentra ubicada en el paradigma crítico propositivo, crítico porque analiza la necesidad de la entidad al requerir el diseño de Jigs de ensamblaje de las alas del UAV, y propositivo por cuanto busca plantear un método rápido y efectivo para realizar un ensamblaje técnico de las alas de la aeronave no tripula.

2.3 FUNDAMENTACIÓN LEGAL

El desarrollo de la presente investigación estará basado en las normas técnicas siguientes:

FAR 25 Electronic Code for Federal Regulations.

CS-25 Certification Specifications for Large Aeroplanes.

JAR-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes.

INEN – Código de Dibujo Técnico-Mecánico

2.4 CATEGORÍAS FUNDAMENTALES

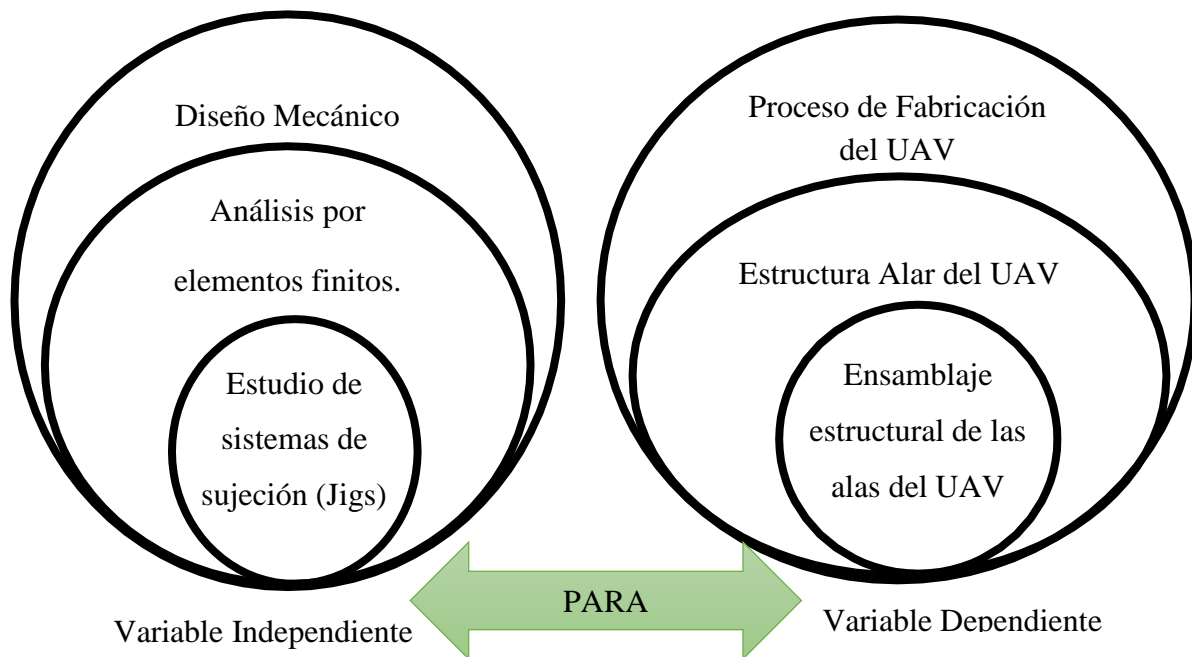


Figura 2.1.- Categorías fundamentales
Fuente: Autor

2.5 FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA

2.5.1 Diseño Mecánico.

El diseñar es explicar un plan para resolver un problema. El plan proporciona la creación de algo que tiene realidad física, entonces el producto debe ser funcional, seguro, confiable, competitivo, útil, que se pueda fabricar y vender. Para recordar que los diseños tienen restricciones y que tienen que presentar, ventajas y cualidades, el imperativo del diseño se expresa como sigue: Diseñar: (Sujeto a ciertas restricciones de la resolución del problema) un componente, sistema, o proceso que realizara una tarea específica (sujeto a ciertas restricciones de solución óptimamente) (SHIGLEY, 2005)

2.5.2 Análisis por elementos finitos

Análisis de elementos Finitos (Siemens Industry Software, 2014)

Es el modelado de productos y sistemas en un entorno virtual, el propósito es encontrar y resolver problemas estructurales o de rendimiento críticos. FEA es la aplicación

práctica del método de elementos finitos, que es utilizado por ingenieros y científicos para matemáticamente modelar y resolver numéricamente problemas de complejas estructuras, fluidos. El software FEA puede ser manejado en una amplia gama de industrias, pero es más comúnmente adquirido en las industrias aeronáutica, biomecánica y de automoción.

Los modelos cuentan con un sistema de puntos, llamados "nodos", que componen la forma del diseño. Conexos a estos nodos están los mismos elementos finitos que forman la malla de elementos finitos y contienen el material y las propiedades estructurales del modelo. El tamaño de la malla de los elementos finitos puede variada, en función del cambio esperado en los niveles de estrés de un área en particular, que experimentan grandes cambios que requieren una densidad de malla superiores a los que la experiencia de variación supone. Los puntos de interés pueden incluir los puntos de fractura del material previamente probado, filetes, esquinas, detalles complejos, y áreas de alto estrés.

Los tipos de elementos finitos pueden ser creados empleando elementos en una dimensión (1D haz), dos dimensiones (2D shell) o tridimensionales (3D sólido), un modelo característico se puede crear con menos nodos sin comprometer la precisión. Cada combinación de modelos requiere una diversa gama de propiedades como:

- Áreas de la sección
- Momentos de inercia
- Torsión constante
- Espesor de la chapa
- Resistencia a la flexión
- Corte transversal

Para simular los efectos de los entornos reales de trabajo en la FEA, los distintos tipos de carga se pueden aplicar a la modelo de elementos finitos.

Beneficios de la FEA (Siemens Industry Software, 2014)

FEA se le utiliza en el diseño de nuevos productos, para refinar un producto, para afirmar que el diseño será capaz de realizar las especificaciones antes de la fabricación.

Con FEA según (Siemens Industry Software, 2014) puede:

- Predecir y mejorar el rendimiento y fiabilidad del producto
- Reducir la creación de prototipos físicos y pruebas
- Evaluar los diferentes diseños y materiales
- Optimizar el diseño y reducir el uso de materiales

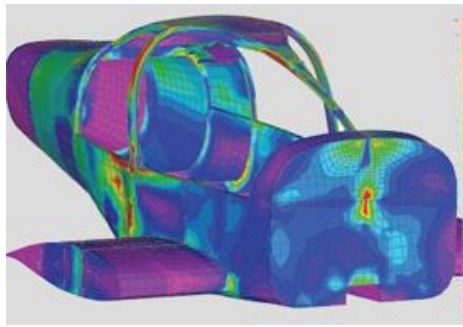


Figura 2.2.- Ejemplo de diseño por elementos finitos en el software (Siemens Industry Software, 2014)

2.5.2.1 Esfuerzos uniformemente distribuidos

Generalmente en diseño se plantea la hipótesis que hay una distribución uniforme de esfuerzo, al resultado conseguido con esta suposición se le llama tensión pura, compresión pura. Entonces se dice que el esfuerzo σ está uniformemente distribuido y se calcula con la ecuación 2.1 (SHIGLEY, 2005)

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

Ec. (2.1) (SHIGLEY, 2005)

Dónde:

σ : Esfuerzo normal [MPa]

F: Fuerza [N]

A: Área [m²]

La ecuación se verifica para una compresión simple. Sin embargo, una barra delgada en compresión puede fallar por pandeo, y esta posibilidad debe eliminarse de la consideración antes de que se use la ecuación 2.2 (SHIGLEY, 2005)

$$\tau = \frac{F}{A} \quad \text{Ec. (2.2) (SHIGLEY, 2005)}$$

Dónde:

τ : Esfuerzo cortante [MPa]

F: Fuerza [N]

A: Área [m²]

2.5.2.2 Esfuerzos normales por flexión en vigas

La ecuación 2.3 establece que el esfuerzo por flexión es directamente proporcional a la distancia y desde el eje neutro y al momento flexionante M. (SHIGLEY, 2005)

$$\sigma = \frac{M}{S} \quad \text{Ec. (2.3) (SHIGLEY, 2005)}$$

Donde:

σ : Esfuerzo por Flexión Máximo [MPa]

M: Momento flexionante Máximo [N.m]

S: Módulo de sección [m³]

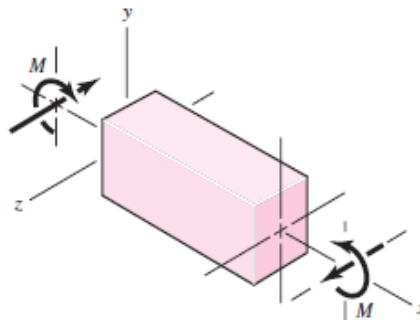


Figura 2.3.- Comportamiento de una viga a flexión (Shigley, 2008)

2.5.2.3 Cargas estáticas y factor de seguridad

El factor de seguridad se define por la ecuación 2.4

$$n = \frac{S_y}{\sigma} \quad \text{Ec. (2.4) (SHIGLEY, 2005)}$$

Donde:

S_y : Resistencia del material [MPa]

σ : Esfuerzo Máximo por Flexión [MPa]

2.5.3 Estudio de sistemas de sujecion (Jigs)

2.5.3.1 Proceso de fabricación de Jigs.

Es primordial tener herramientas adicionales que ayuden en el proceso de ensamblaje. Estas herramientas son unos Jigs, sobre los cuales se ensamblara el ala, ayudando a alinear, cada parte para pegarla y aprisionándola y manteniéndola en su posición cuando se coloque el pegante. Estos Jigs son fabricados en madera triplex, con la forma de las costillas del ala, para garantizar una compatibilidad geométrica y que estos actúen de la mejor forma sobre el ala.

Al cortar los Jigs, estos deben ser acomodados y fijados a la mesa de trabajo, para trabajar de la mejor manera en el ensamblaje del ala, estos no se moverán y el ala quedará totalmente derecha y con los buenos terminados. Para la instalación, estos deben tener un soporte lateral, para garantiza que siempre estén perpendiculares a la superficie de trabajo. (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Los Jigs deben estar debidamente alineados para que el ala quede de forma alineada.



Figura 2.4.- Instalación de los Jigs en la mesa de trabajo (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011).

2.5.4 Procesos de fabricación del UAV

2.5.4.1 Borde de ataque

El primer paso imprimir los perfiles respectivos y se pegan sobre láminas de balsa de 2 mm de espesor, teniendo en cuenta que es un material ligero; las orientaciones del eje longitudinal de la balsa se hace coincidir con el eje longitudinal del perfil de borde de ataque a cortar, se procede a cortar, luego lijar los bordes de los perfiles hasta llegar a la silueta de la plantillas (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011).



Figura 2.5.- Costillas del borde de ataque del ala central. (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

2.5.4.2 Costillas. (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Primer paso realizar un laminado de material compuesto. Tomando en cuenta las medidas del laminado, se procede a preparar la superficie de trabajo, se prepara el material (corte de las capas de fibra y cálculo y preparación de la resina), se procede a la preparación del laminado, hacer una adecuada distribución de fibra y resina. Por último se da el tiempo de curado de 24 horas.



Figura 2.6.- Proceso de construcción de las costillas
(GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)



Figura 2.7.- Aplicación de las capas de fibra y resina en el laminado
(GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)



Figura 2.8.- Montaje para generar vacío en el proceso de curado del laminado
(GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Para cortar las costillas, se utiliza una maquina CNC para mayor precisión.

2.5.4.3 Viga principal (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Es el elemento primordial de la estructura alar, esta soportará las mayores cargas.



Figura 2.9.- Alargamiento del molde para alargamiento de la viga
(GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Teniendo disponible un molde, hacer una limpieza del molde para asegurar la pureza del laminado, es importante aplicar adhesivo vinílico que ayuda a desmoldar el laminado al terminar, dar un tiempo para que el agente desmoldante seque y permita trabajar sobre el molde. Tener los materiales disponibles.



Figura 2.10.- Fibra de carbono para el proceso de construcción de la viga principal del ala, (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Orientar las capas de fibra con su perteneciente capa de resina, se da el tiempo de curado, a continuación se preparara el método con el que se va a generar vacío, preparar el sistema, es cortar adecuadamente el plástico de recubrimiento, la guata y el brioni que es una tela absorbente que ayudará a quitar los excesos de resina. (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)



Figura 2.11.- Montaje de la viga aplicando vacío
(GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Al concluir el proceso de construcción y curado de la viga, se desmolda y se corta con las dimensiones exactas y dando el mejor acabado.



Figura 2.12.- Viga principal del wing box del ala central terminada (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

2.5.5 Estructura alar del UAV.

Es el elemento estructural del avión más crítico, que se diseña para soportar las cargas en todas las fases de vuelo del avión.

La carga principal que resistirá la estructura alar, serán debidas a la fuerza de sustentación que genera el ala para que el avión vuele, el peso de la estructura de la aeronave, combustible, en general el peso del avión.

La unión del ala al fuselaje, es parte de la estructura alar, garantiza que las fuerzas que absorba el ala, sean comunicadas de cierta forma al fuselaje, garantizando una integridad de toda la estructura de la aeronave. (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

2.5.5.1 Wing Box (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Es la estructura alar, la cual contiene las dos vigas principales, estas a la vez contienen dos láminas delgadas una en la parte del extradós y otra en la parte del intradós del perfil. Estas cumplen la función de tener una estructura cerrada entre las dos vigas, logrando una mejor absorción de las cargas de la piel y la misma estructura alar.

2.5.5.2 Estructura del ala (M., 2010)

Las alas de un avión son diseñadas para suministrar las fuerzas de sustentación cuando se mueve rápidamente a través del aire. Algunas alas están diseñadas para girar u oscilar hacia adelante para la maniobrabilidad a baja velocidad. Con frecuencia los compartimientos más grandes de las alas se utiliza como tanques de combustible (M., 2010)

Las diferenciaciones en el diseño y la construcción dependerán de los fabricantes y los requisitos de misión de rendimiento.

En el vuelo, las cargas de aire que se asignen directamente sobre la piel. Las cargas se transfieren de la piel a las costillas y de las costillas a los largueros. Los mástiles deben resistir toda la carga aplicada, el peso del fuselaje y equipo propulsor.

La estructura de un ala consta generalmente de:

- a) Larguero
- b) Costillas
- c) Revestimiento
- d) Larguerillos

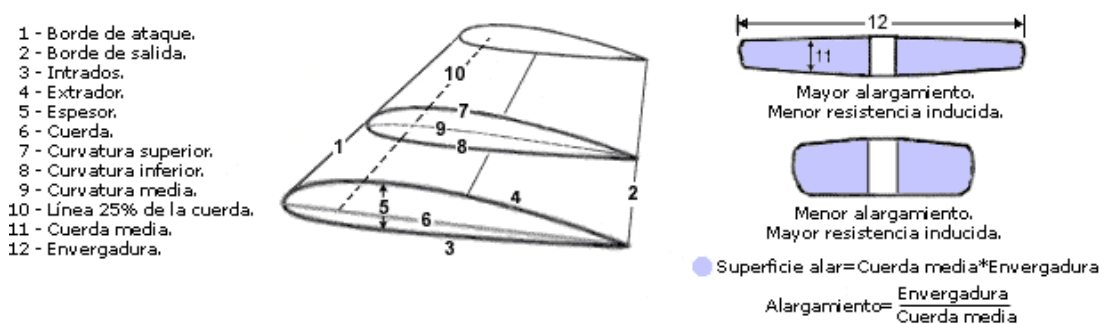


Figura 2.13.- Elementos básicos de un ala (MUÑUZ, 2012)

2.5.5.3 Larguero (MUNDO AERONÁUTICO EWM, 2013)

Es el componente estructural principal que recorre el ala longitudinalmente desde el encastre (el ala se une al fuselaje) hasta la punta del ala. Resiste las cargas del ala en vuelo y tierra. La carga principal que sujetan dichos largueros es la flexión (viga en voladizo). Ubicada entre el 25 al 30% de la cuerda del ala.

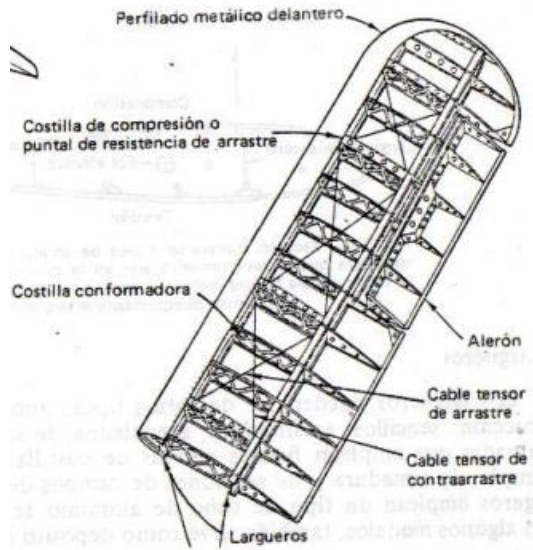


Figura 2.14.- Estructuras típicas de alas de aeronaves ligeras (MUNDO AERONÁUTICO EWM, 2013)

Las vigas del ala están ensambladas en aleaciones de aluminio de alta resistencia y se componen por sólo dos o tres por ala. El área de estas vigas suelen ser perfil I.

2.5.5.4 Costillas (MUNDO AERONÁUTICO EWM, 2013)

Según (MUNDO AERONÁUTICO EWM, 2013) las costillas son elementos transversales del ala y también transversales a los largueros.

Cumplen funciones: dar forma, curvatura al contorno del ala, añadir rigidez y resistencia al conjunto. Hay formas de construir las costillas: de chapa o mecanizadas.

Las costillas de chapa, son fabricadas con un fino espesor, y se usan en aviación ligera. Las mecanizadas se fabrican en máquinas a partir de grandes planchas de material y su uso está enfocado hacia la aviación comercial.

En las costillas mecanizadas, por ser planchas muy gruesas, no se le hacen agujeros sino que se rebaja el material en algunas partes.

2.5.6 Ensamblaje estructural de las alas del UAV

2.5.6.1 Ensamble de las costillas con las vigas (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Este proceso empieza con la sujeción de la viga principal I, para esta sujeción y las demás sujeciones de piezas fabricadas en material compuesto se requiere de pegamento epóxico, este pegamento consta de una mezcla de dos compuestos que deben ser medidos y mezclados (según las instrucciones de uso del producto 3 partes del elemento A y 2 partes del elemento B) para obtener un buen beneficio del pegamento, el cual es recomendable para dar elasticidad y resistencia al impacto, así como resistencia a los esfuerzos cortantes y de tensión (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011).



Figura 2.15.- Aplicación de pegamento para pegar la viga principal con la piel del intradós del ala central (GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011).

Para el ensamblaje, se deben montar unos Jigs de sujeción, que garantizaran que el conjunto se mantenga en la posición adecuada mientras el pegante hace efecto.

Para este proceso es importante tener recursos necesarios para asegurar que el ala se encuentra en la posición adecuada cuando está siendo pegada. Una vez esta fija la viga principal, a las costillas, se pega la viga secundaria a las mismas costillas, utilizando las herramientas necesarias para mantener la posición del ala, dando un tiempo para que el pegante actúe de la mejor manera.



Figura 2.16.- Ensamblaje y pegado de la viga secundaria
(GUTIERREZ, GARCIA, RODRIGUEZ, & AYALA, 2011)

Dejar transcurridas 24 horas, es el tiempo mínimo para que el pegamento cumpla su función, se procede a colocar pegante en cada una de las costillas en su posición adecuadamente.

2.6 HIPÓTESIS

Estudiar los sistemas de sujeción (Jigs) mejorará el contacto entre componentes de la estructura alar y optimizará el tiempo de ensamblaje estructural de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán.

2.7 SEÑALAMIENTO DE VARIABLES

2.7.1 Variable Independiente

Estudio de sistemas de sujeción (Jigs)

2.7.2 Variable Dependiente

Ensamblaje estructural de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán en el centro de investigación y desarrollo de la fuerza aérea ecuatoriana.

CAPÍTULO 3

3 METODOLOGÍA

3.1 ENFOQUE INVESTIGATIVO

La investigación presentará un enfoque cualitativo debido a que se enfocará resolver una problemática real del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana CIDFAE y cuantitativo debido a que se estudiará los sistemas de sujeción (Jigs) en base a técnicas y normas, como también para el ensamblaje mismo de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán.

3.2 MODALIDAD DE LA INVESTIGACIÓN

En este tema se utilizará la investigación bibliográfica, tiene como propósito detectar, ampliar y profundizar diferentes enfoques basándose en libros, revistas, periódicos, páginas WEB, la cual requiere el estudio de sistemas de sujeción (Jigs) las cuales brindarán apoyo para resolver la problemática desde un punto de vista teórico.

Se utilizará la investigación de campo porque se estudiará el problema que presenta al ensamblar las alas del UAV Gavilán esto será en el lugar donde se producen los acontecimientos, este caso en especial se realizará dentro de las instalaciones del CID-FAE, de esta manera se obtendrá la mayor cantidad de información para solucionar el problema de una manera efectiva, ya que se estará en contacto directo con el problema real que afronta la institución, para desarrollar nuestros objetivos planteados.

3.3 TIPO DE INVESTIGACIÓN

Se utilizará la investigación descriptiva que tiene como propósito comparar los datos obtenidos y seleccionar la mejor solución a la problemática según ciertos criterios técnicos y normas para el estudio de sistemas de sujeción (Jigs) que se

requieren para el ensamblaje de la estructura misma de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán. De esta manera se realizará el proceso de ensamblaje de las alas del UAV Gavilán de una manera más técnica.

Se utilizará el nivel correlacional porque tiene como finalidad determinar el grado de relación o asociación no causal existente entre dos o más variables. Aunque esta no establece de forma directa relaciones causales, puede aportar indicios sobre las posibles causas de la problemática a resolver.

3.4 POBLACIÓN Y MUESTRA

3.4.1.1 Población

La investigación fue técnica por la cual la población total es de un modelo de avión no tripulado UAV-1 Gavilán, la aeronave de pruebas y demostración del CID FAE, este es un número pequeño en su totalidad.

3.4.1.2 Muestra

Se redujo al número actual de aviones no tripulados 1 UAV Gavilán.

3.5 OPERACIONALIZACIÓN DE VARIABLES

3.5.1 Variable Independiente

Estudio de sistemas de sujeción (Jigs).

Conceptualización	Categoría	Indicadores	Ítems	Herramientas
Los sistemas de sujeción (Jigs) son herramientas adicionales que ayudan a ensamblar la estructura interna del ala en las cuales se alinean, fijan aprisionan y pegan las principales partes estructurales de las alas manteniéndolas en su correcta posición.	Ensamblaje de la estructura interna del ala	Contactos entre componentes de ensamblaje Manual	Espacio entre componentes de la estructura alar.	Investigación bibliográfica (Código de dibujo técnico mecánico INEN) Simulación en Software
		Contactos entre componentes de ensamblaje Con Jig	0.1-0.9mm 1-2 mm	

3.5.2 Variable Dependiente

Ensamblaje estructural de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán.

Conceptualización	Categoría	Indicadores	Ítems	Técnicas e Instrumentos
El proceso de ensamblaje estructural de las alas son un conjunto de sub procesos cada uno tiene su método y tiempo de ensamblaje, ayudando así al proceso final de ensamblaje de las ala del UAV	Tiempo de ensamblaje estructural del ala.	Cuánto tiempo se demora en ensamblar costillas, viga I (Paso 1).	Días: 2-5	Investigación de campo Fichas técnicas (Tablas)
		Cuánto tiempo se demora en ensamblar la viga C a las costillas (Paso 2)	Días: 2-5	Investigación de campo Fichas técnicas (Tablas)
		Cuánto tiempo se demora en ensamblar el borde de ataque a las costillas (Paso 3)	Día: 3-6	Investigación de campo Fichas técnicas (Tablas)
		Cuánto tiempo se demora en el curado total de la estructura alar. (Paso 4)	Día: 2-3	Investigación de campo Fichas técnicas (Tablas)

3.6 PLAN DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN.

Para este proyecto de investigación, se realizó investigación bibliografía referente al tema. Además se usó fundamentalmente información tomada del internet para obtener datos técnicos, documentales, revistas, documentos técnicos, catálogos, así como la investigación de campo ya que se observó de forma directa a los técnicos aeronáuticos de como realizan el proceso de ensamblado de la estructura misma del ala.

Proceso de recolección de la información:

a. Mediante la observación directa se tomó los tiempos para el proceso de ensamblaje estructural del ala del UAV Gavilán, en donde se recolecto y se tabuló en tablas como se muestra en el anexo 6:

➤ Se tabuló el proceso, tiempo de ensamblaje para el proceso utilizado en la viga I, costillas, perfil c y borde de ataque.

b. Mediante la investigación bibliográfica:

➤ Se investigó los factores de seguridad recomendados, la distancia mínima y máxima entre contactos para un análisis de elementos finitos en el software.

c. Mediante la simulación de elementos finitos

➤ Se determinó la fuerza requerida para aprisionar la estructura alar, para disminuir el espacio entre componentes, dando así un espacio mínimo ente contactos.

➤ Se determinó el factor de seguridad recomendado para el Jig.

3.7 PLAN DE PROCESAMIENTO DE LA INFORMACIÓN

Al terminar de recolectar los datos se organizó, resumiendo de manera que se entienda el análisis, asi se tabularon los datos en tablas, figuras.

Se resume:

- ✓ Tabulación en tablas proceso y tiempo de ensamblaje de la estructura interna del ala del UAV Gavilán, se representó en organigramas de proceso.

- ✓ Se representó en tablas los elementos que intervinieron en el ensamblaje de la estructura interna.

- ✓ Se representó en tablas la fuerza y las deformaciones obtenidos en el software mediante elementos finitos.

CAPÍTULO 4

4 ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS

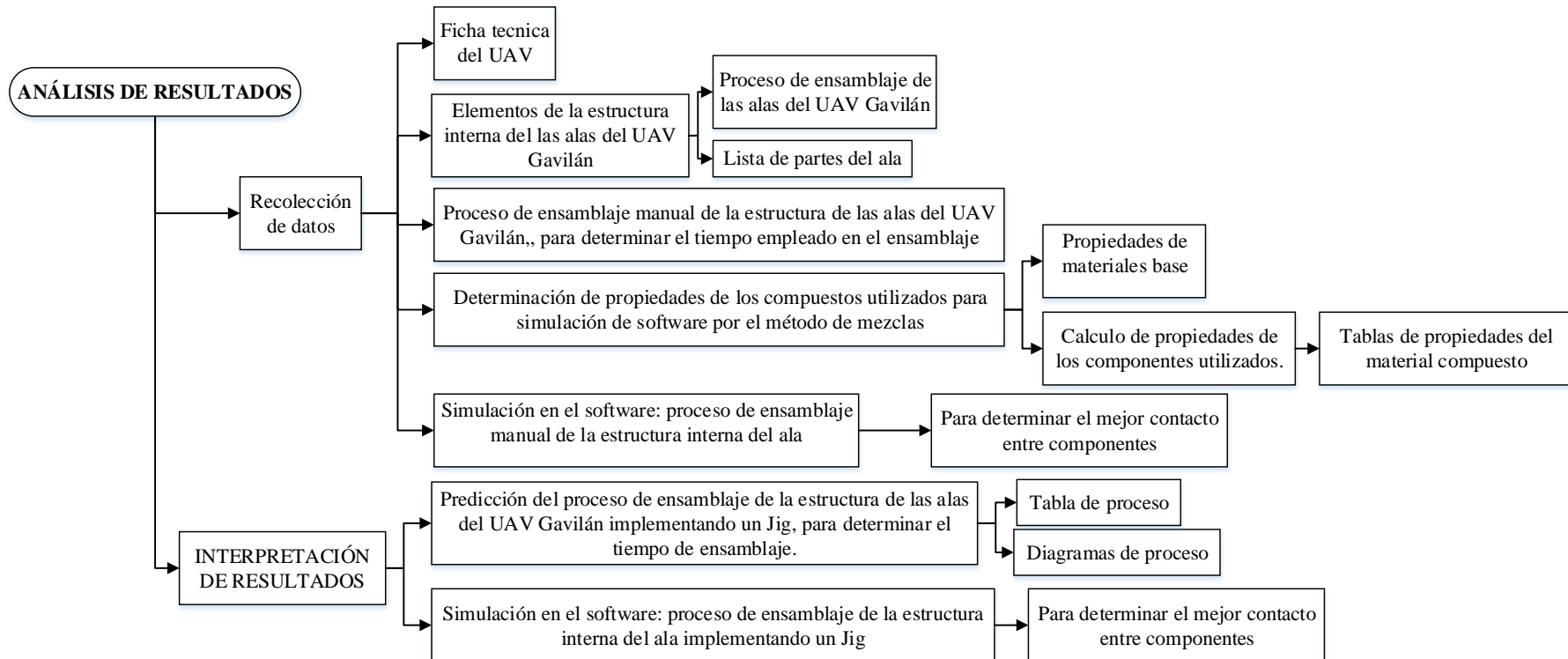


Figura 4.1.- Diagrama de proceso para recolección de datos

Fuente: Autor

4.1 ANÁLISIS DE RESULTADOS

4.1.1 Descripción de datos recolectados

Tabla 4.1.- Ficha técnica del UAV Gavilán
Fuente: CIDFAE

UAV GAVILÁN	
FICHA TÉCNICA	
Envergadura	6.5 m
Autonomía	6 horas
Techo de Operación	5000 m
Velocidad de Stall	90 km/h (25m/s)
Velocidad Crucero	115 km/h (32m/s)
Puesta en operación	0,5 horas
	

4.1.1.1 Elementos de la estructura interna de las alas del UAV Gavilán. (LASCANO, 2015)

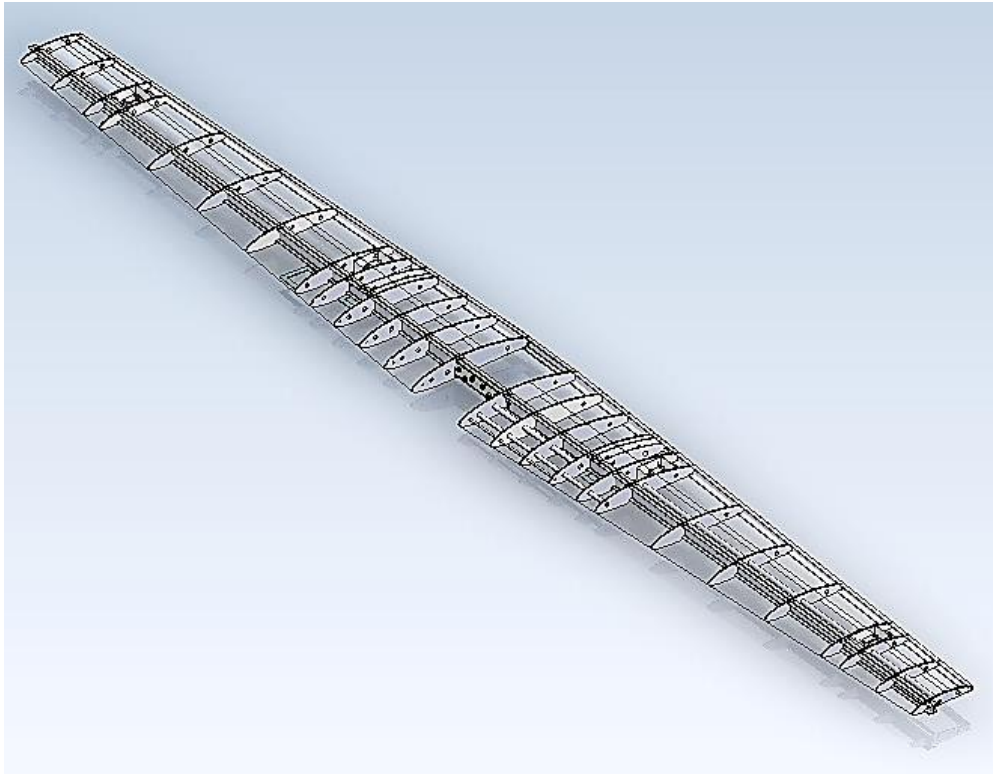


Figura 4.2.- Alas del UAV Gavilán
(LASCANO, 2015)

Él es un componente primordial del avión, su función es brindar la sustentación necesaria, esto hace que el avión ejerza el vuelo estable. El ala es diseñada con criterios de actuaciones de vuelo, el coeficiente de planeo, la carga útil, la maniobrabilidad del avión, esto implica que el diseño estructural impliquen factores de diseño según normas por ejemplo CS-25 (Certification Specifications for Large Aeroplanes).

La estructura alar principal de un UAV está formado por una estructura muy resistente, compuesta por un perfil aerodinámico, combinada con varios largueros, esta es capaz de generar una diferencial de presiones entre extradós y su cara intradós al moverse por un fluido como es el aire lo que produce la fuerza ascendente que mantiene al UAV en vuelo constante. También se debe tomar en cuenta que los componentes que se involucran en el proceso de fabricación de las alas deben ser de bajo peso, por ende se utiliza materiales combinados como la

fibra de carbono, vidrio, kevlar, honeycomb y resina epoxica ya que cumplen con las características necesarias, como se muestra en la Fig. 4.1.

Las alas constan de 64 partes, 32 por lado, 5 que sirven para el proceso de ensamblaje las cuales se detallan en la Tabla 4.2.

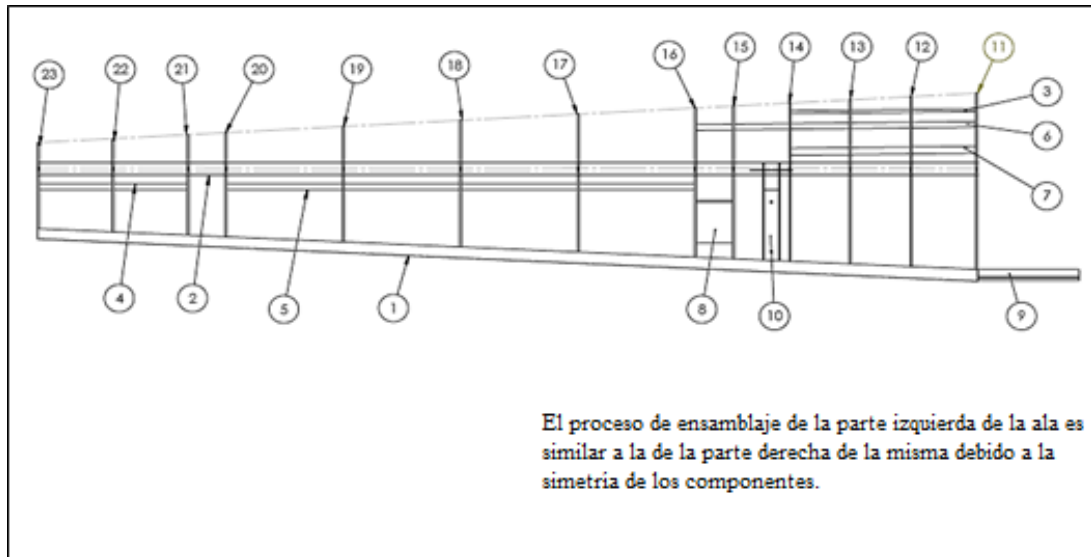


Figura 4.3.- Parte izquierda de las alas
(LASCANO, 2015)

Debido a su simetría se considera un lado del ala como se muestra en la figura 4.1

Tabla 4.2.- Lista de partes del ala
(LASCANO, 2015)





N.	DESCRIPCIÓN	CANTID	MATERIAL
1	Viga secundaria	1	Fibra de carbono
2	Viga principal	2	Fibra de carbono
3	Tubo de Ø10 ;	2	Aluminio
4	Tubo de Ø19 ;	2	Aluminio
5	Tubo de Ø19 ;	2	Aluminio
6	Tubo de Ø20 ;	2	Aluminio
7	Tubo de Ø25,4 ;	2	Aluminio
8	Caja de servos	2	Varios
9	Nylon de sujeción de	2	Nylon
10	Soporte del boom (JIG)	2	Aluminio
11	Costilla 1	2	Honeycomb

12	Costilla 2	2	Honeycomb
13	Costilla 3	2	Honeycomb
14	Costilla 4	2	Honeycomb
15	Costilla 5	2	Honeycomb
16	Costilla 6	2	Honeycomb
17	Costilla 7	2	Honeycomb
18	Costilla 8	2	Honeycomb
19	Costilla 9	2	Honeycomb
20	Costilla 10	2	Honeycomb
21	Costilla 11	2	Honeycomb
22	Costilla 12	2	Honeycomb
23	Costilla 13	2	Honeycomb
24	Piel	2	Fibra de carbono
25	Alza posterior	1	Materiales compuestos
26	Refuerzo 1	1	Materiales compuestos
27	Refuerzo 2	1	Materiales compuestos

**4.1.1.2 Diagramas de Proceso de ensamblaje de las alas del UAV Gavilán.,
Fuente: CIDFAE**

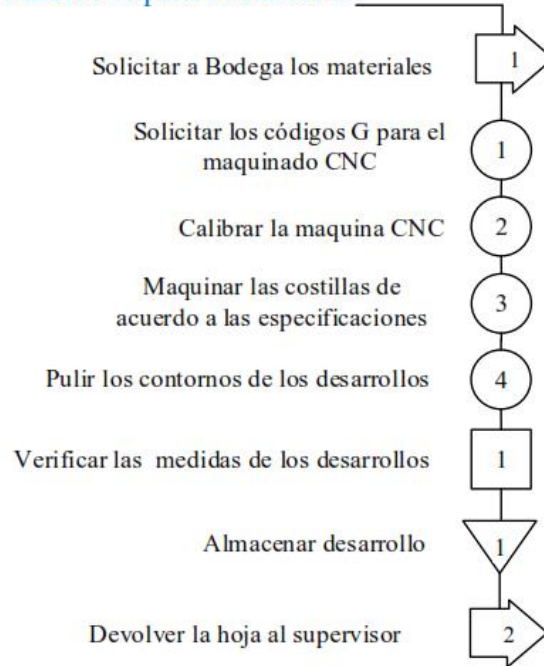
Tabla 4.3.- Simbología de figuras
(SEQUEIRA GUTIÉRREZ, 2009)

SÍMBOLO	DENOMINACIÓN	SIGNIFICADO
	Transporte	Indica cada vez que un documento se mueve o traslada a otra oficina y/o funcionario.
	Operación	Indica las principales fases del proceso, método o procedimiento.

	Inspección	Indica cada vez que un documento o paso del proceso se verifica, en términos de: la calidad, cantidad o características.
	Demora	Indica cuando un documento o el proceso se encuentra detenido
	Almacenamiento	Indica el depósito permanente de un documento o información dentro de un archivo.
	Conector de página	Representa una conexión o enlace con otra hoja diferente en la que continua el diagrama de flujo

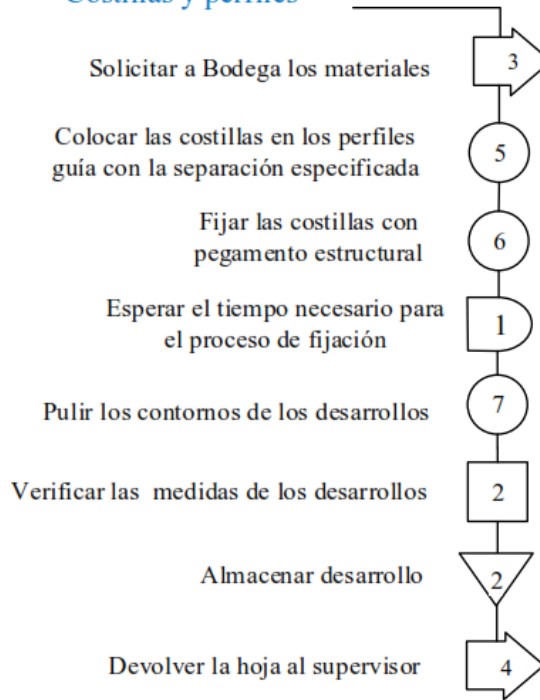
MAQUINADO CNC DE COSTILLAS

Madera Triplex 500x300mm



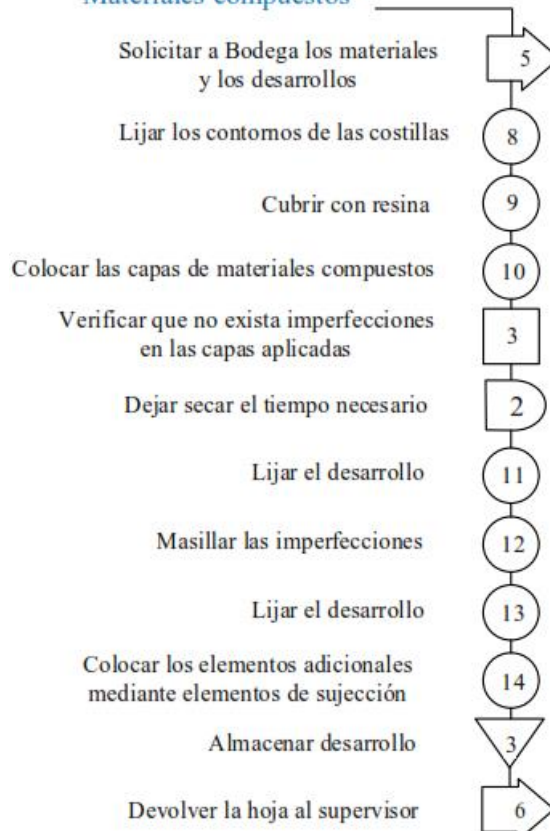
ENSAMBLADO DE LA ESTRUCTURA

Costillas y perfiles



COLOCADO DE LA PIEL Y ELEMENTOS ADICIONALES

Materiales compuestos



4.1.1.3 Proceso de ensamblaje manual de la estructura de las alas del UAV Gavilán, para determinar el tiempo empleado en el ensamblaje.

Tabla 4.4.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar del UAV del UAV Gavilán pasó 1, *Fuente:* CIDFAE

ÍTEM	ACTIVIDAD	TIEMPO		ELEMENTO	OBSERVACIÓN
		Minutos	Horas		
1	Inspección	5	0.08	orden de trabajo	Detalles de la orden de trabajo
2	Operación	10	0.17	viga I	Colocación
3	Operación	10	0.17	costilla 1	Colocación
4	Operación	10	0.17	costilla 2	Colocación
5	Operación	10	0.17	costilla 3	Colocación
6	Operación	10	0.17	costilla 4	Colocación
7	Operación	10	0.17	costilla 5	Colocación
8	Operación	10	0.17	costilla 6	Colocación
9	Operación	10	0.17	costilla 7	Colocación
10	Operación	10	0.17	costilla 8	Colocación
11	Operación	10	0.17	costilla 9	Colocación
12	Operación	10	0.17	costilla 10	Colocación
13	Operación	10	0.17	costilla 11	Colocación
14	Operación	10	0.17	costilla 12	Colocación
15	Operación	10	0.17	costilla 13	Colocación
16	Inspección	20	0.33	viga I	Verificación de posición y punteado

17	Inspección	25	0.42	costilla 1	Verificación de posición y punteado
18	Inspección	25	0.42	costilla 2	Verificación de posición y punteado
19	Inspección	25	0.42	costilla 3	Verificación de posición y punteado
20	Inspección	25	0.42	costilla 4	Verificación de posición y punteado
21	Inspección	25	0.42	costilla 5	Verificación de posición y punteado
22	Inspección	25	0.42	costilla 6	Verificación de posición y punteado
23	Inspección	25	0.42	costilla 7	Verificación de posición y punteado
24	Inspección	25	0.42	costilla 8	Verificación de posición y punteado
25	Inspección	25	0.42	costilla 9	Verificación de posición y punteado
26	Inspección	25	0.42	costilla 10	Verificación de posición y punteado
27	Inspección	25	0.42	costilla 11	Verificación de posición y punteado
28	Inspección	25	0.42	costilla 12	Verificación de posición y punteado
29	Inspección	25	0.42	costilla 13	Verificación de posición y punteado
30	Espera		12	viga I y costillas de 1 -13	Curado
Tiempo total en días			3		

Tabla 4.5.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar del UAV Gavilán pasó 2, **Fuente:** CIDFAE

ÍTEM	ACTIVIDAD	TIEMPO [Horas]	ELEMENTO	OBSERVACIÓN
31	Operación	1	viga C	Colocación
32	Inspección	5	viga C y costillas de 1 -13	Verificación de posición y punteado
33	Espera	12	viga C y costillas de 1 -13	Curado
Tiempo total en días		3		

Tabla 4.6.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar del UAV Gavilán pasó 3, **Fuente:** CIDFAE

ÍTEM	ACTIVIDAD	TIEMPO [Horas]	ELEMENTO	OBSERVACIÓN
34	Operación	1	borde de ataque	Colocación
35	Inspección	8	borde de ataque y costillas 1- 13	Verificación de posición y punteado
36	Espera	12	borde de ataque y costillas 1- 13	Curado
Tiempo total en días		3		

Tabla 4.7.- Proceso de ensamblaje manual de la estructura alar
Del UAV Gavilán pasó 4, *Fuente:* CIDFAE

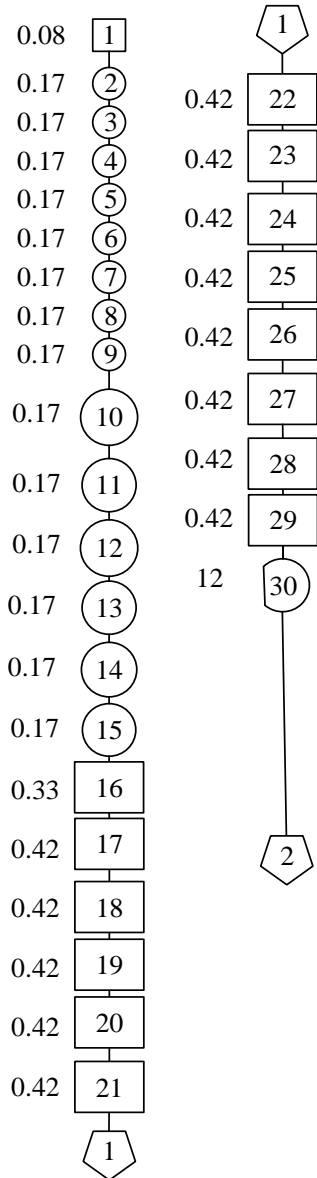
ÍTEM	ACTIVIDAD	TIEMPO [horas]	ELEMENTO	OBSERVACIÓN
37	Operación	8	viga I, C, Costillas, borde de ataque	Colocación de pegamento Sikaflex®-256
38	Inspección	1	viga I, C, Costillas, borde de ataque	Verificación visual
39	Espera	24	viga I, C, Costillas, borde de ataque	Curado final
40	Almacenamiento		Estructura del ala	Almacenar
Tiempo total en días		5		

Tabla 4.8.- Tiempos totales del proceso de ensamblaje manual de la estructura alar del UAV Gavilán, *Fuente:* CIDFAE

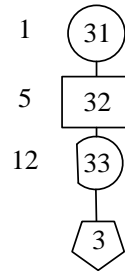
TIEMPO TOTAL DE CADA PROCESO	TIEMPO [Días]
Paso 1	3
Paso2	3
Paso 3	3
Paso 4	5
Total para un lado del ala	14
Tiempo para los dos lados	28

4.1.1.4 Diagramas de proceso manual para determinar el tiempo empleado en el ensamblaje, Fuente: CIDFAE

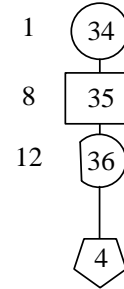
Ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán paso 1



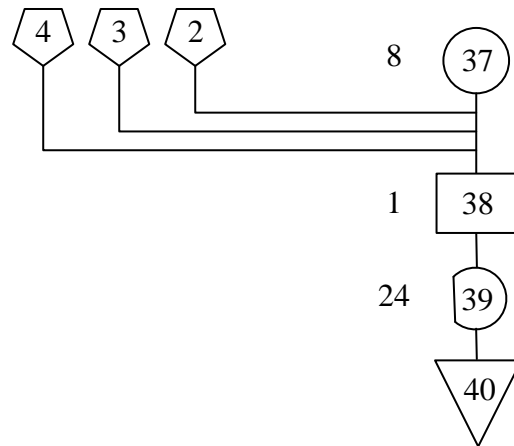
Ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán paso 2



Ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán paso 3



Ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán paso 4



Según los datos recolectados del ensamble el tiempo de curado del pegamento Sikaflex®-256 es de dos días que se considera demasiado tiempo por ende necesitan armar el lado derecho e izquierdo al mismo tiempo, se adjunta en el anexo 5, la hoja técnica del Sikaflex® -256 recomendada por el fabricante.

De la tabla 4.7 se puede notar un tiempo de 28 días para el ensamble de la estructura alar que se considera demasiado, considerando que se están implementando procesos de fabricación en línea de UAVs.

4.1.1.5 Determinación de propiedades de los compuestos utilizados para simulación de software por el método de mezclas.

Propiedades de los plásticos reforzados con fibras, (Mangonon, 2001).

Las propiedades de los materiales compuestos se pueden estimar mediante la regla de las mezclas, matemáticamente, la regla establece que

$$P_c = \sum_{i=1}^n V_i P_i \quad \text{Ec. (4.1), (Mangonon, 2001)}$$

y

$$\sum_{i=1}^n V_i = 1 \quad \text{Ec. (4.2), (Mangonon, 2001)}$$

P_c es la propiedad del material compuesto i subíndice se refiere al componente i ésimo V es su fracción volumétrica (no fracción en masa o en peso) P es su propiedad, para un sistema de dos componentes, la regla de mezcla es

$$P_c = V_1 P_1 + V_2 P_2 \quad \text{Ec. (4.3), (Mangonon, 2001)}$$

$$V_1 + V_2 = 1 \quad \text{Ec. (4.4), (Mangonon, 2001)}$$

Las propiedades del material compuesto pueden ser isotrópica o anisotrópica. Un ejemplo de propiedad isotrópica es la densidad la cual no depende de la dirección y, por tanto la ecuación anterior se aplica a todo tipo de materiales compuestos.

Otras propiedades pueden ser isotrópicas o anisotrópicas, según el tipo de material compuesto. Las propiedades son isotrópicas en los materiales compuestos particulares y de fibras y de fibras cortas orientadas al azar, pero son anisotrópicas en los materiales compuestos de fibra continua, así como en los de fibra corta orientada o alineada (Mangonon, 2001).

Aplicación de esfuerzos en dirección longitudinal a un material compuesto con fibra unidireccional, (Mangonon, 2001)

La deducción de las propiedades mecánicas de los materiales compuestos, con base en la regla de las mezclas, depende de los compuestos siguientes:

- 1) Tanto la fibra como la matriz se comportan como materiales elásticos lineales, es decir, ambos presentan una curva esfuerzo-deformación elástica lineal
- 2) Sus razones de Poisson son aproximadamente iguales
- 3) La adhesión entre la fibra y la matriz se considera perfecta, por ende es un material homogéneo.

Si el material compuesto de fibra unidireccional se somete a esfuerzo a lo largo de la dirección longitudinal de la fibra, las deformaciones del material compuesto, la matriz y la fibra son todas iguales.

$$\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m \quad Ec. (4.5), (Mangonon, 2001)$$

Donde los subíndices c, m y f se refieren al material compuesto, la matriz y la fibra. Para este caso, la regla de las mezclas para el módulo del material compuesto es

$$E_c = V_m E_m + V_f E_f = (1 - V_f) E_m + V_f E_f \quad Ec. (4.6), (Mangonon, 2001)$$

Puesto que V_f es mucho mayor que E_m , vemos que el módulo del material compuesto en la dirección longitudinal depende del módulo de la fibra. Multiplicando ambos lados de la ecuación 4.6 por las deformaciones iguales de la ecuación 4.5 obtenemos lo siguiente:

$$E_c \varepsilon_c = (1 - V_f) E_m \varepsilon_m + V_f E_f \varepsilon_f \quad Ec. (4.7), (Mangonon, 2001)$$

De donde se obtiene la resistencia mecánica del material compuesto, que es

$$\sigma_c = (1 - V_f) \sigma_m + V_f \sigma_f \quad Ec. (4.8), (Mangonon, 2001)$$

Vemos que el esfuerzo aplicado sobre el material compuesto, o la deformación de él, también siguen la regla de las mezclas

Aplicación de esfuerzos al material compuesto en dirección transversal a la fibra, (Mangonon, 2001)

Cuando un material compuesto unidireccional se somete a esfuerzo en la dirección transversal, el esfuerzo sobre el material compuesto es el mismo que actúa sobre la matriz, lo mismo que sobre la fibra:

$$\sigma_c = \sigma_m = \sigma_f \quad Ec. (4.9), (Mangonon, 2001)$$

En este caso, la deformación del material compuesto sigue la regla de las mezclas; por tanto:

$$\varepsilon_c = (1 - V_f)\varepsilon_m + V_f\varepsilon_f \quad Ec. (4.10), (Mangonon, 2001)$$

Combinando las ecuaciones 4.9 y 4.10, obtenemos la relación siguiente, que describe el módulo del compuesto en la dirección transversal.

$$\frac{1}{E_c} = \frac{(1-V_f)}{E_m} + \frac{V_f}{E_f} \quad Ec. (4.11), (Mangonon, 2001)$$

Puesto que V_f es mucho mayor que E_m , $V_f/E_f < (1 - V_f)/E_m$, y vemos que en la dirección transversal, el módulo de elasticidad de un material compuesto unidireccional de matriz polimérica está gobernado por el módulo de la matriz.

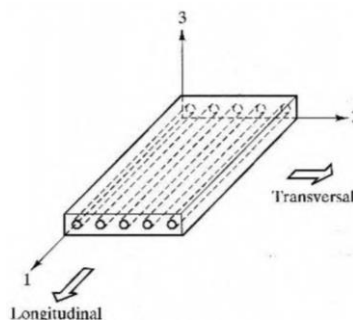


Figura 4.4.- Esquema de un material compuesto unidireccional en el cual se muestran las direcciones longitudinales, (Mangonon, 2001)

Fracción volumétrica crítica de la fibra, (Mangonon, 2001)

En los materiales compuestos unidireccionales coexiste una fracción volumétrica crítica de fibras para elaborar un material efectivamente compuesto. Esto se muestra en la figura 4.3, suponiendo que las fibras tienen deformaciones a la falla menores que a la matriz, y que todas las fibras fallan al mismo tiempo. Las curvas de esfuerzo – deformación de la fibra y de la matriz también se muestran en la gráfica pequeña de la figura 4.4. La resistencia a la tensión de la fibra es σ_{fu} , y su resistencia a la fractura es ϵ_f^* . La curva de esfuerzo – deformación de la matriz sugiere que esta se endurece por trabajo, y tiene una elongación mayor que la fibra, y que la matriz será capaz de soportar cierta carga. En ϵ_f^* , el esfuerzo en la matriz es (σ_m) y la resistencia a la tensión del material compuesto es, aplicando la ecuación 4.12 (Mangonon, 2001).

$$\sigma_{cu} = \sigma_{fu}V_f + (\sigma_m)_{\epsilon_f^*}(1 - V_f) \quad \text{Ec. (4.12), (Mangonon, 2001)}$$

La ecuación 4.12 indica la resistencia mecánica del material compuesto cuando hay suficiente fibra para controlar la resistencia. Si se lleva hasta los valores extremos de fracciones volumétricas de fibra esta ecuación dice que, cuando

$V_f = 0$, $\sigma_{cu} = (\sigma_c)_{\epsilon_f^*}$, y cuando $V_f = 1$, $\sigma_{cu} = \sigma_{fu}$. Esto se indica en la figura 4.4

En cambio, cuando la fracción volumétrica de fibra es pequeña, es decir, menor que V_{min} de la figura 4.4, la matriz soporta casi todo el esfuerzo que se impone al material compuesto. Partiendo de $V_f = 0$ (es decir, en $\sigma_{cu} = \sigma_{mu}$), y sin tomar en cuenta la contribución de la fibra, la ecuación 4.12 se convierte en (Mangonon, 2001):

$$\sigma_{cu} = \sigma_{mu}(1 - V_f) \quad \text{Ec. (4.13), (Mangonon, 2001)}$$

Como se indica en la figura 4.4. Vemos en la figura 4.4 que las líneas rectas representadas por las ecuaciones 4.12 y 4.13 se intersecan en $(V_f)_{min}$, que se define como la fracción volumétrica mínima de fibra que asegura que la falla del

material compuesto está controlada por la fibra. Obtenemos $(V_f)_{min}$ igualando las ecuaciones 4.12 y 4.13 (Mangonon, 2001).

$$(V_f)_{min} = \frac{\sigma_{mu} - (\sigma_m)\epsilon_f^*}{\sigma_{fu} + \sigma_{mu} - (\sigma_m)\epsilon_f^*} \quad Ec. (4.14), (Mangonon, 2001)$$

La fracción volumétrica crítica de fibra para ser en efecto un material compuesto está dada por la condición:

$\sigma_{cu} \geq \sigma_{mu}$, y, si se sustituye $\sigma_{cu} = \sigma_{mu}$ en la ecuación 4.12, se obtiene lo siguiente:

$$(V_f)_{crit} = \frac{\sigma_{mu} - (\sigma_m)\epsilon_f^*}{\sigma_{fu} - (\sigma_m)\epsilon_f^*} \quad Ec. (4.15), (Mangonon, 2001)$$

$(V_f)_{crit}$ es una propiedad más importante que $(V_f)_{min}$

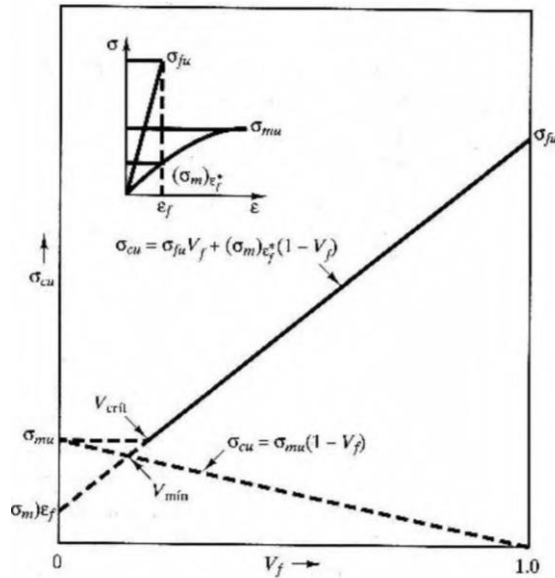


Figura 4.5.- Esquema de la resistencia mecánica del material compuesto en función de la fracción volumétrica de fibra. Se necesita una fracción volumétrica crítica de fibra para elaborar un material efectivamente compuesto (Mangonon, 2001).

La fracción volumétrica efectiva máxima de fibra. Si se apila las fibras en contacto unas con otras, la máxima fracción es de 0.907 como ya se explicó, sin embargo,

la matriz no puede encerrar todas las superficies longitudinales de las fibras. Puesto que es necesario que la matriz encierre las superficies de las fibras y se adhieran a ellas, la mayor fracción volumétrica de fibra que se utiliza es mucho menor que 0.9, ya la fracción volumétrica efectiva de fibra que se emplea más comúnmente es de alrededor de 0.6 a 0.7. (Mangonon, 2001).

Lo anterior se refiere a solo una fibra en un material compuesto unidireccional. No hay razones por las que no se puede utilizar más de una fibra en un material compuesto. Cuando se utilizan dos o más fibras con una sola matriz, se produce un material compuesto híbrido (Mangonon, 2001).

4.1.1.6 Propiedades de materiales base

I. Fibra de carbono

Tabla 4.9.- Propiedades mecánicas de la fibra de carbono
(Ramos, 2015)

MATERIAL	ρ (kg/m ³)	E (GPa)	σ_R^t (GPa)	ϵ_R	α (°C ⁻¹) ₀	K (W/m°C)	Precio (pts/kg)
METALES							
Acero	7800	205	0.4 + 1.6	1.8	1.3·10 ⁻⁵	20 + 100	100
Aleación lig. Al	2800	75	0.45	-	2.2·10 ⁻⁵	80 + 150	500
Cobre	8600	125	0.2 + 0.5	-	1.7·10 ⁻⁵	380	-
Vidrio R	2500	86	3.2	5.0	0.3·10 ⁻⁵	1	2500
Vidrio E	2600	74	2.5	4.5	0.5·10 ⁻⁵	1	1000
Carbono HR	1750	230	3.2	1.3	0.02·10 ⁻⁵	100+200	30000
Carbono HM	1800	390	2.5	0.6	0.08·10 ⁻⁵	100+200	35000
Boro	2600	400	3.4	0.8	0.04·10 ⁻⁵	-	70000
Cerámica	3900	380	1.4	0.4	-	-	-
Aramida	1450	130	2.9	2.6	0.2·10 ⁻⁵	0.03	10000
Polipropileno	900	1.1 + 1.4	0.025	-	-	-	-
Poliamida	1200	2.7	0.075	17	8.5·10 ⁻⁵	0.06	-
Policarbonato	1200	2.4	0.06	-	-	-	-
Fenólicas	1300	3.0	0.04	-	-	-	-
Epoxi	1200	4 - 5	0.13	3 + 6	9 + 13·10 ⁻⁵	-	800
Poliéster	1200	4	0.06 + 0.1	2.5	2·10 ⁵	0.021	800

Tabla 4.10.- Propiedades mecánicas de la fibra de carbono
(Ramos, 2015)

Material	E_x (MPa)	E_y (MPa)	E_z (MPa)	ν_{xy}	ν_{yz}	ν_{xz}	S_y (MPa)
Hueso cortical ²⁸	25 500	14 450	10 200	0,15	0,315	0,215	N.A
Hueso esponjoso ²⁷	904	156	696	0,3	0,3	0,3	N.A
LPD ²⁹	0,68	0,68	0,68	0,49	0,49	0,49	N.A
Dentina ²⁴	16 300	16 300	16 300	0,25	0,25	0,25	N.A
Cemento ¹⁹	2 600	2 600	2 600	0,33	0,33	0,33	N.A
Ti-6Al-4V ^{22,26}	109 000	109 000	109 000	0,31	0,31	0,31	1 477
Fibra vidrio ²²	48 000	48 000	48 000	0,26	0,26	0,26	1 215
Fibra carbono ²²	141 000	141 000	141 000	0,25	0,25	0,25	1 394
Resina ²⁵	12 400	12 400	12 400	0,3	0,3	0,3	N.A
Spartan Plus ²³	141 000	141 000	141 000	0,3	0,3	0,3	N.A
Porcelana ²⁵	69 000	69 000	69 000	0,2	0,2	0,2	N.A

Ex: Módulo de elasticidad en dirección mesio-distal.

Ey: Módulo de elasticidad en dirección vertical.

Ez: Módulo de elasticidad en dirección antero-posterior.

ν_{xy} : Relación de Poisson en el plano coronal.

ν_{xz} : Relación de Poisson en el plano transversal.

N.A: No aplica debido a que no se predice falla de estas estructuras.

Tabla 4.11.- Propiedades de fibra de carbono
(Ramos, 2015)

	Resina Epóxica (Mpa)	Resina Poliéster (Mpa)	Fibra de Carbono (Mpa)
Modulo de Elasticidad (E)	974.1	1171.2	25785
Esfuerzo de Fluencia	31	44.7	360
Limite Elástico	12.2	29.62	360
% de Elongación	4.7	5.8	1.7

II. Fibra de vidrio

Tabla 4.12.- Propiedades mecánicas de la matriz epoxi y fibra de
vidrio (Miravete & J.Cuartero, 2003)

Propiedades	Dimensiones
Módulo elástico	72.8 [GPa]
Coefficiente de Poisson	0.22

Densidad de masa	2.58 [gr/cm ³]
Módulo de elasticidad E_{xx}	17.9 [GPa]
Módulo de elasticidad E_{yy}	18.4 [GPa]
Módulo de elasticidad E_{zz}	6.8 [GPa]
Coefficiente de Poisson ν_{xy}	0.12
Coefficiente de Poisson ν_{xz}	0.37
Coefficiente de Poisson ν_{yz}	0.39

III. Fibra de Aramida o Kevlar

Tabla 4.13.- Propiedades de la fibra de Aramida – kevlar
(Juárez, 2013)

Designación	Kevlar 29	Kevlar 49
Diámetro de hilo (um)	12	12
Densidad (kg/m ³)	1440	1450
Módulo de elasticidad (GPa)	60	128
Resistencia a la Tracción (GPa)	1.92	2.92-3.6
Módulo específico	41	88

Tabla 4.14.- Propiedades de la fibra de Aramida
(Francisco, 2011)

Material	Longitudinal GPa	Transversal GPa	Cortante GPa	Coefficiente de Poisson
Carbono/Epoxi	181	10.3	7,17	0.3
Vidrio/ poliéster	54.10	14.05	5.44	0.25
Aramida/Epoxi	75.86	5.45	2.28	0.34

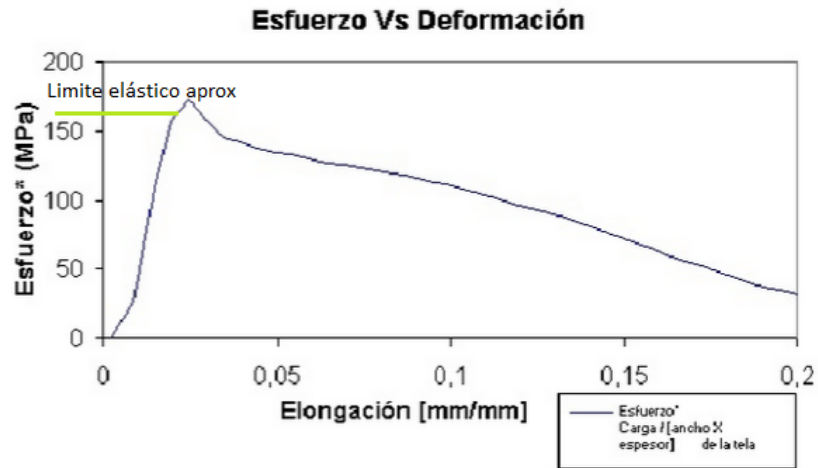


Figura 4.6.- Diagrama esfuerzo-deformación de una probeta de kevlar según la norma ASTM4632, (JOVEN, 2008)

IV. Honeycomb, (Hexcel, 1999)

HRH -49 está hecha de Kevlar 49 tejido impregnado con una resina epoxi. Ventajas significativas de SAR-49 de panel de abeja son su excelente estabilidad térmica y relativamente bajo coeficiente de expansión térmica.

HRH-10 – 3/16 – 3.0

Dónde:

HRH-10 - se refiere al tipo de material

3/16 - es el tamaño de la celda en fracciones de una pulgada

3.0 - es la densidad nominal en libras por pie cúbico

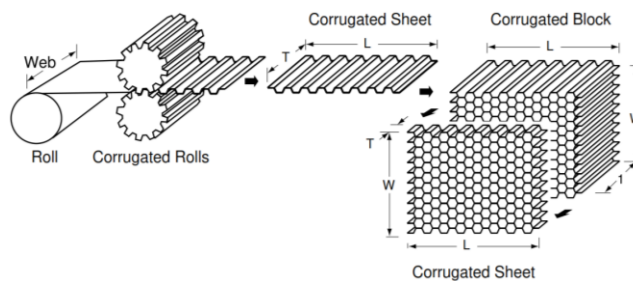


Figura 4.7.- Panel de abeja Honeycomb (Hexcel, 1999)

Tabla 4.15.- Propiedades mecánicas del Honeycomb
(Hexcel, 1999)

HRH-49 Kevlar 49 Honeycomb

Hexcel Honeycomb Designation Material – Cell Size – Density	Compressive			Plate Shear					
	Stabilized			L Direction			W Direction		
	Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi
HRH-49 – 1/4 – 2.1	typ	min	typ	typ	min	typ	typ	min	typ
	130	100	25	85	50	2.7	40	30	1.3

Tabla 4.16.- Propiedades mecánicas del Honeycomb
(MARQUES, 2010)

Propiedad elástica	Dirección	Valor MPa
Módulo de elasticidad	x	4000
Módulo de elasticidad	y	4000
Coefficiente de Poisson	xy	0.31
Módulo de Cortadura	xy	160
Módulo de Cortadura	xz	160
Módulo de Cortadura	yz	160

Tabla 4.17.- Propiedades mecánicas del Honeycomb
(MARQUES, 2010)

Nomex	
Propiedad	Valores
Densidad aparente	46.3 kg/m ³
Tamaño de celda	3.175 mm
Espesor de pared (h)	0.05 mm
Ancho	22.924 mm
Largo	23.236 mm
Espesor de núcleo (H)	10 mm
Número de celdas	45
Rigidez del material (E)	4 GPa
Límite de fluencia	28 MPa

V. Resina epóxica o matriz

Tabla 4.18.- Algunas características importantes de las resinas epoxi
(Francisco, 2011)

Density, ρ (g cm^{-3})	Strength, σ (MPa)	Modulus, E (GPa)	Poisson's ratio, ν	CTE α (10^{-6} K^{-1})	Cure Shrinkage (%)	Use Temp. ($^{\circ}\text{C}$)
1.2–1.3	50–125	2.5–4	0.2–0.33	50–100	1–5	150

4.1.1.7 Calculo de propiedades de los componentes utilizados.

De la sección 4.1.1.5 se puede tomar las ecuaciones y se puede determinar las propiedades aproximadas de los materiales compuestos utilizados.

Tabla 4.19.- Determinación de los porcentajes de fracción de la viga I *Fuente:* CID FAE

VIGA I					
FORMADA POR DOS C					
Capa	Fibra	Espesor en mm	# de subcapas	Total en mm	% de fracción
1	CARBONO	0,167	3	0,501	20,040
2	KEVLAR	0,190	2	0,380	15,200
3	CARBONO	0,167	3	0,501	20,040
4	KEVLAR	0,190	3	0,570	22,800
5	CARBONO	0,167	3	0,501	20,040
	MATRIZ EPÓXICA			0,05	1,880
	Espesor total			2,50	100,00

Tabla 4.20.- Determinación de los porcentajes de fracción de la viga C
Fuente: CID FAE

VIGA C					
Capa	Fibra	Espesor en mm	# de subcapas	Total en mm	% de fracción
1	CARBONO	0,167	3	0,501	20,040
2	KEVLAR	0,190	3	0,570	22,800
3	CARBONO	0,167	3	0,501	20,040
	MATRIZ EPÓXICA			0,93	37,120
	Espesor total			2,50	100,000

Tabla 4.21.- Determinación de los porcentajes de fracción de las costillas, **Fuente:** CID FAE

COSTILLAS					
Capa	FIBRA	Espesor en mm	# de subcapas	Total en mm	% de fracción
1	VIDRIO	0,6	1	0,600	9,449
2	HONEYCOMB	5,0	1	5,000	78,740
3	VIDRIO	0,6	1	0,600	9,449
	MATRIZ EPÓXICA			0,15	2,362
	Espesor total			6,35	100,000

De la sección 4.1.1.4, con las ecuaciones 4.6 y 4.8 se puede aproximar a las propiedades del material, como son el módulo de elasticidad, coeficiente de Poisson, densidad de masa, límite elástico, que son las necesarias para el análisis.

Entonces se determinó de la ecuación 4.6:

Módulo de elasticidad del material compuesto total E_T

$$E_T = V_m E_m + 2V_c E_c + V_k E_k$$

$$1 = V_m + 2V_c + V_k \rightarrow \text{Volumen total del 100\%}$$

$$V_m = 1 - 2V_c - V_k \rightarrow \text{Volumen de la matriz}$$

Donde:

Módulo de elasticidad de la matriz E_m

Módulo de elasticidad de la fibra de carbono E_c

Módulo de elasticidad de la fibra de kevlar E_k

Fracción de matriz V_m

Fracción de carbono V_c

Fracción de kevlar V_k

De la misma forma se asume en cada dirección y se determina en base a la ecuación 4.6

$$E_{T_x} = V_m E_{m_x} + 2V_c E_{c_x} + V_k E_{k_x}$$

$$E_{T_x} = (1 - 2V_c - V_k) E_{m_x} + 2V_c E_{c_x} + V_k E_{k_x}$$

$$E_{T_x} = E_{m_x} - 2V_c E_{m_x} - V_k E_{m_x} + 2V_c E_{c_x} + V_k E_{k_x}$$

$$E_{T_x} = E_{m_x} + 2V_c (E_{c_x} - E_{m_x}) + V_k (E_{k_x} - E_{m_x}) \quad Ec. (4.16),$$

$$E_{T_y} = E_{m_y} + 2V_c (E_{c_y} - E_{m_y}) + V_k (E_{k_y} - E_{m_y}) \quad Ec. (4.17),$$

$$E_{T_z} = E_{m_z} + 2V_c (E_{c_z} - E_{m_z}) + V_k (E_{k_z} - E_{m_z}) \quad Ec. (4.18)$$

Del mismo modo se encuentra las ecuaciones para determinar el coeficiente de Poisson como se muestra:

Coeficiente de Poisson del material compuesto total ν_T

$$\nu_T = V_m \nu_m + 2V_c \nu_c + V_k \nu_k$$

De la misma forma se asume en cada dirección y se determina en base a la ecuación 4.6.

$$\nu_{T_x} = \nu_{m_x} + 2V_c(\nu_{c_x} - \nu_{m_x}) + V_k(\nu_{k_x} - \nu_{m_x}) \quad Ec. (4.19),$$

$$\nu_{T_y} = \nu_{m_y} + 2V_c(\nu_{c_y} - \nu_{m_y}) + V_k(\nu_{k_y} - \nu_{m_y}) \quad Ec. (4.20),$$

$$\nu_{T_z} = \nu_{m_z} + 2V_c(\nu_{c_z} - \nu_{m_z}) + V_k(\nu_{k_z} - \nu_{m_z}) \quad Ec. (4.21)$$

Donde:

Coeficiente de Poisson de la matriz ν_m

Coeficiente de Poisson de la fibra de carbono ν_c

Coeficiente de Poisson de la fibra de kevlar ν_k

Del mismo modo se encuentra las ecuaciones para determinar la densidad de masa del material compuesto como se muestra:

Densidad de masa del material compuesto total ρ_T

$$\rho_T = V_m \rho_m + 2V_c \rho_c + V_k \rho_k$$

De la misma forma se asume en cada dirección y se determina en base a la ecuación 4.6.

$$\rho_{T_x} = \rho_{m_x} + 2V_c(\rho_{c_x} - \rho_{m_x}) + V_k(\rho_{k_x} - \rho_{m_x}) \quad Ec. (4.22),$$

$$\rho_{T_y} = \rho_{m_y} + 2V_c(\rho_{c_y} - \rho_{m_y}) + V_k(\rho_{k_y} - \rho_{m_y}) \quad Ec. (4.23),$$

$$\rho_{T_z} = \rho_{m_z} + 2V_c(\rho_{c_z} - \rho_{m_z}) + V_k(\rho_{k_z} - \rho_{m_z}) \quad Ec. (4.24)$$

Donde:

Densidad de masa de la matriz ρ_m

Densidad de masa de la fibra de carbono ρ_c

Densidad de masa de la fibra de kevlar ρ_k

Del mismo modo se encuentra las ecuaciones para determinar la Límite elástico material compuesto como se muestra:

Límite elástico del material compuesto total ρ_T

$$\sigma_T = V_m \sigma_m + 2V_c \sigma_c + V_k \sigma_k \quad \text{Ec. (4.24)}$$

Donde:

Límite elástico de la matriz σ_m

Límite elástico de la fibra de carbono σ_c

Límite elástico de la fibra de kevlar σ_k

4.1.1.8 Tablas de propiedades del material compuesto en base a las ecuaciones 4.16 a la 4.24

Tabla 4.22.- Tabla de propiedades de la viga C para formar viga I

Fuente: Autor

Material compuesto de la viga C para formar viga I				
	Fibra de carbono	Fibra de Aramida o kevlar	Resina epóxica	Material Compuesto
Propiedades	MPa	MPa	MPa	MPa
Módulo elástico en x	141000	128000	3250	206804,6
Módulo de elasticidad en y	141000	128000	3250	206804,6
Módulo de elasticidad en z	141000	128000	3250	206804,6
Coficiente de Poisson xy	0,25	0,34	0,265	0,270
Coficiente de Poisson yz	0,25	0,34	0,265	0,270

Coefficiente de Poisson xz	0,25	0,34	0,265	0,270
Módulo cortante xy	56400	47761.19	1284.58	81684.24
Módulo cortante yz	56400	47761.19	1284.58	81684.24
Módulo cortante xz	56400	47761.19	1284.58	81684.24
Densidad de masa [kg/m ³]	1800	1450	1250	1972,120
Límite elástico en MPa	360	160	12,2	475,326
Porcentaje de fracción en %	0,601	0,304	0,09	1

Tabla 4.23.- Tabla de propiedades de la viga C secundaria
Fuente: Autor

Material compuesto de la viga C secundaria				
	Fibra de carbono	Fibra de Aramida o kevlar	Resina epóxica	Material Compuesto
Propiedades	MPa	MPa	MPa	MPa
Módulo elástico en x	141000	128000	3250	142113,4
Módulo de elasticidad en y	141000	128000	3250	142113,4
Módulo de elasticidad en z	141000	128000	3250	142113,4
Coefficiente de Poisson xy	0,25	0,34	0,265	0,270
Coefficiente de Poisson yz	0,25	0,34	0,265	0,270
Coefficiente de Poisson xz	0,25	0,34	0,265	0,270
Densidad de masa [kg/m ³]	1800	1450	1250	1736,48
Límite elástico en MPa	360	160	12,2	324,69
Porcentaje de fracción en %	0,401	0,228	0,37	1

Tabla 4.24.- Tabla de propiedades de las costillas
Fuente: Autor

Material compuesto de las costillas				
	Fibra de vidrio	Honeycomb	Resina epóxica	Material Compuesto
Propiedades	MPa	MPa	MPa	MPa
Módulo elástico en x	72800	18,66	3250	26992,253
Módulo de elasticidad en y	18400	8,985	3250	6424,004
Módulo de elasticidad en z	6800	172,79	3250	2168,732
Coefficiente de Poisson xy	0,22	0,31	0,265	0,283
Coefficiente de Poisson yz	0,99	0,31	0,265	0,574
Coefficiente de Poisson xz	0,77	0,31	0,265	0,491
Módulo cortante xy	29836.06	7.12	1284.58	11069.82
Módulo cortante yz	4623.11	3.42	1284.58	1537.6
Módulo cortante xz	1920.9	65.95	1284.58	565.52
Densidad de masa [kg/m ³]	2850	33,7	1250	897,01
Límite elástico en MPa	1215	28	12,2	479,24
Espesor en [mm]	0,6	5,0		
Porcentaje de fracción en %	0,401	0,228	0,37	1

4.1.1.9 Simulación en el software: proceso de ensamblaje manual de la estructura interna del ala

1) Variables a medir

Para ensamblar los componentes de la estructura interna del ala que se mencionó en la tabla 4.2, se tiene en cuenta el acabado de los componentes, ya que este

acabado es sumamente fino por la resina epóxica, para ensamble se procede a limpiar las principales partes en contacto recomendada por el fabricante de Sikaflex[®]-256, para posteriormente colocar el pegamento estructural Sikaflex[®]-256, para eso se debe tener en cuenta el contacto entre componentes debe ser lo más cercano posible, si hay demasiado espacio entre componentes ingresaría demasiado Sikaflex[®]-256 en dichos espacios, por ende se necesita un contacto cara/cara.

Para garantizar un contacto mínimo entre componentes, según la norma de código de dibujo técnico mecánico INEN de debe utilizar el acabado de los componentes, por lo tanto se tiene que para un grado de rugosidad de fresado va desde N4 a N9 incluso mayor llegando a superar un N12, por lo tanto se dice que los contactos entre Viga I, costillas y viga C tiene un acabo rugoso para tener mayor agarre al momento de colocar el Sikaflex[®]-256.

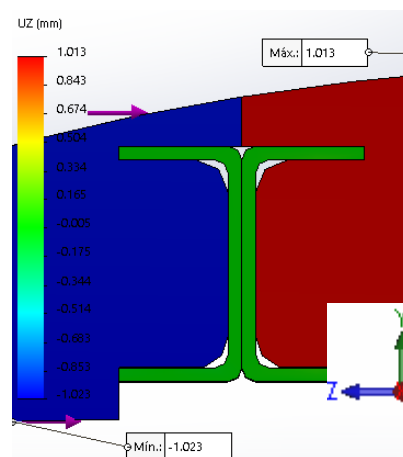


Figura 4.8.- Simulación de software para cerrar los 2 mm

Fuente: Autor

En la figura 4.8 se muestra el principio que se utilizó, que al aplicar una carga se logra cerrar los 1 milímetros de abertura, que se requiere para tener un buen contacto entre componentes.

Los desplazamientos entre la viga I y las costillas se medira en las costillas de borde de ataque como se muestra en la figura 4.9, y costillas de borde de salida figura 4.10, para identificar los deplazamientos obtenidos mediante el software.

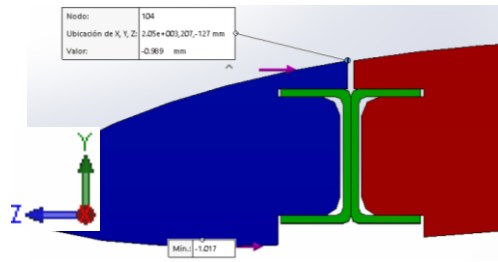


Figura 4.9.- Costillas de borde de ataque, identificación de nodos en donde se midió los desplazamientos obtenidos del software, **Fuente:** Autor

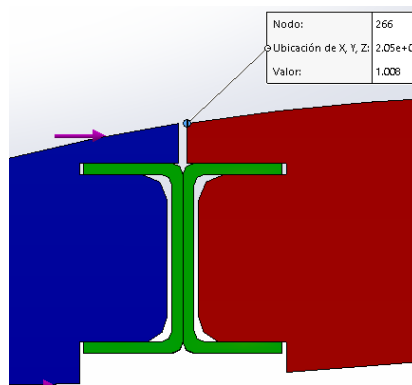


Figura 4.10.- Costillas de borde de salida, identificación de nodos en donde se midió los desplazamientos obtenidos del software, **Fuente:** Autor.

2) Análisis realizados

El número de análisis que se realizaron estará en base al desplazamiento de 1 mm máximo 2 sumando del borde de ataque y borde de salida, se comenzó aplicando una carga mínima, hasta llegar a cerrar el 1 mm con una carga máxima.

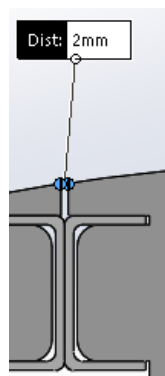


Figura 4.11.- Vista de una costilla con espacio de 2 mm de separación entre el borde de ataque y salida realizado en el software, **Fuente:** Autor

PREPROCESADO

1) Generación de modelo CAD

El perfil aerodinámico es EPPLER 395 (ver Anexo 7)

Dimensiones en los planos para la generación del modelo (ver Anexo 8)

Cabe recalcar que los sólidos de las costillas, viga I, viga C, me facilitaron los ingenieros del CIDFAE, para que coincidan las medidas del UAV Gavilán.

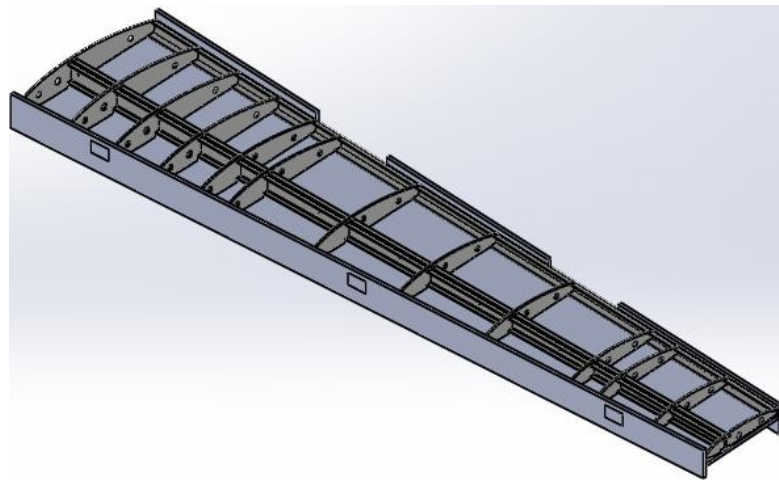


Figura 4.12.- Modelo dibujado en el software
Fuente: Autor

2) Elección del tipo de elemento para el Mallado.

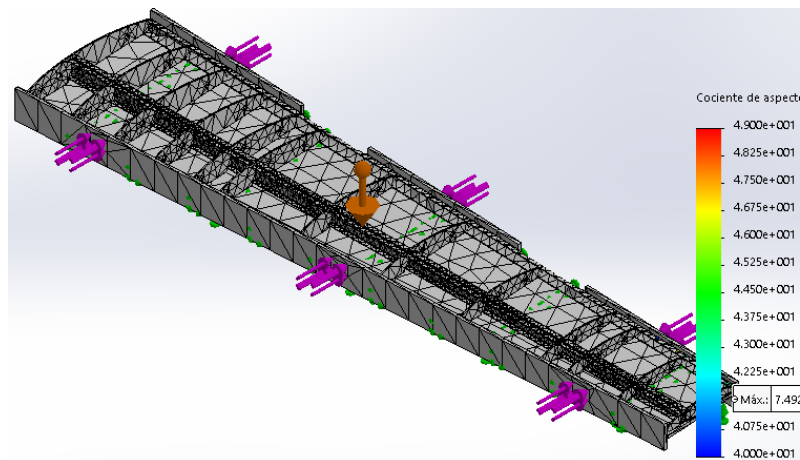


Figura 4.13.- Calidad de mallado para el proceso manual aplicado en el software
Fuente: Autor

El tipo de elemento lo define el software por defecto ver en la figura 4.14,

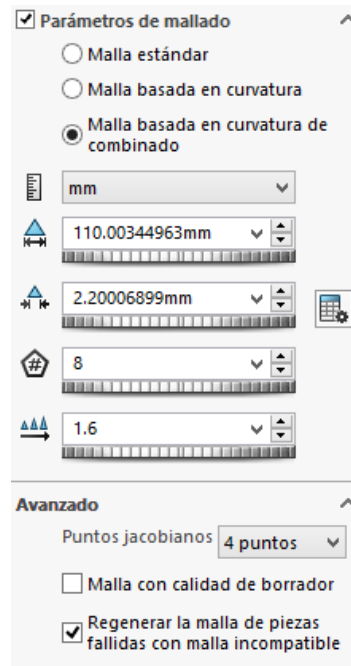


Figura 4.14.- Características del elemento finito aplicado en el software

Fuente: Autor

3) Condiciones de frontera para simulación en el software.

Restricciones

Geometría fija

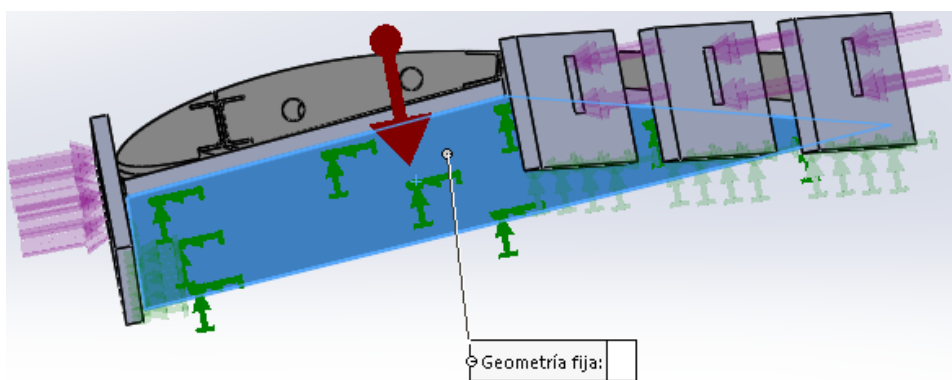


Figura 4.15.- Geometría fija aplicando en el software

Fuente: Autor

Aplicación de carga

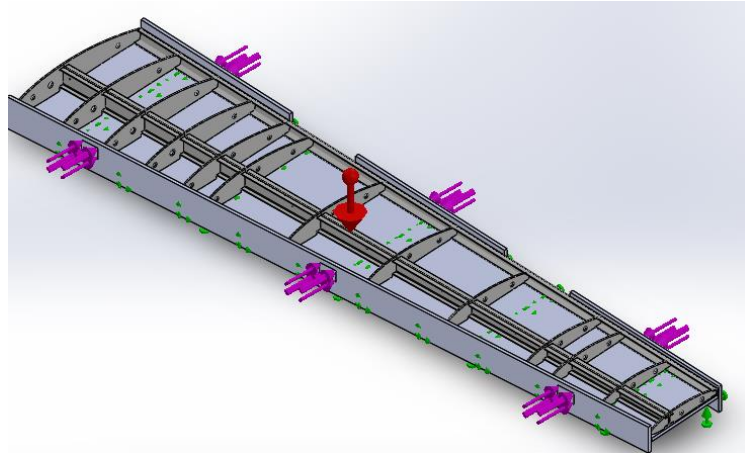


Figura 4.16.- Aplicación de carga en el software

Fuente: Autor

La figura 4.16 se muestra la aplicación de carga, en los lugares de agarre de los sargentos de sujeción.

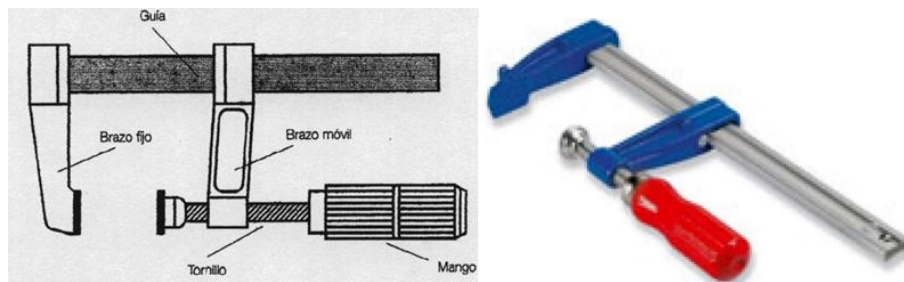


Figura 4.17.- Sargentos de sujeción para piezas de gran tamaño

Fuente: CIDFAE

4) Contacto entre componentes flexible, sin penetración.

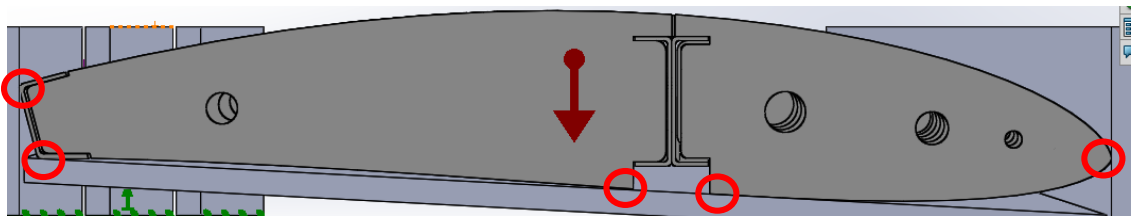


Figura 4.18.- Puntos de contacto entre estructura alar y superficies de mesa de trabajo aplicado el software, *Fuente:* Autor

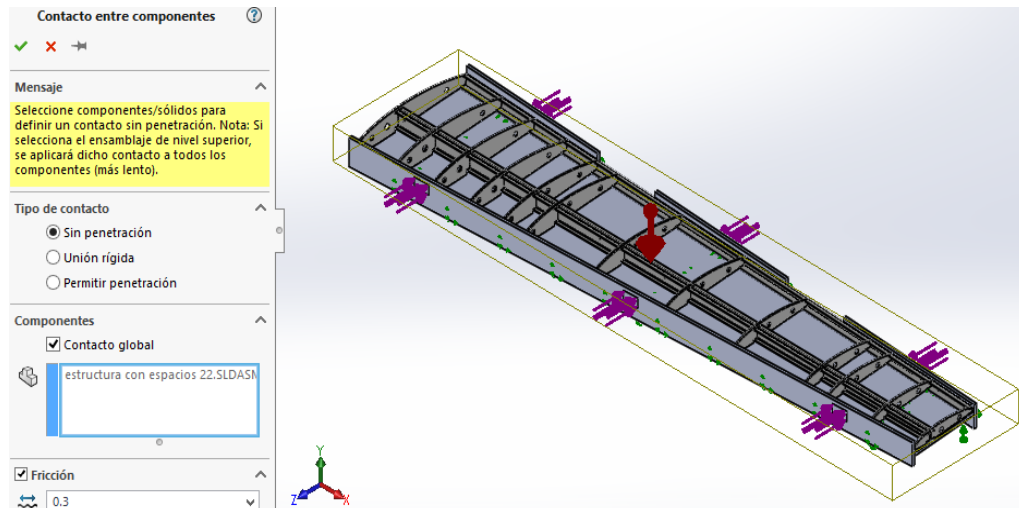


Figura 4.19.- Contacto sin penetración entre componentes, con un coeficiente de fricción de 0.3 entre las costillas y la viga I aplicado en el software
Fuente: Autor

PROCESADO

1) Tipo de Solver

FFEPlus: Iterative method provided, (Martínez, 2013)

La forma típica de estos sistemas de ecuaciones que se resuelven en un FEA es:

Un ejemplo es el ensayo de caída:

$$\vec{F}(t) = M\ddot{u}(t) + C\dot{u}(t) + K\bar{u}(t)$$

, donde M es la matriz de masas, C es la matriz de amortiguación, K es la matriz de rigidez, en términos de los desplazamientos $\bar{u}(t)$ y fuerzas $\vec{F}(t)$.

El FFEPlus es un “solver” iterativo que utiliza técnicas de aproximación para obtener una solución. Primero se supone una solución (es decir, se aproximan ciertos parámetros con la intención de resolver las ecuaciones) y posteriormente se calculan los errores asociados, entonces ajusta el siguiente paso dependiendo del error de cálculo. Las iteraciones continúan hasta que el error se vuelve insignificante (a medida que va convergiendo el resultado se acerca a la solución correcta), (Martínez, 2013)

2) Tipo de análisis

El FFEPlus es un solver iterativo para ofrecer una solución en un corto período de tiempo para un ESTUDIO NO LINEAL.

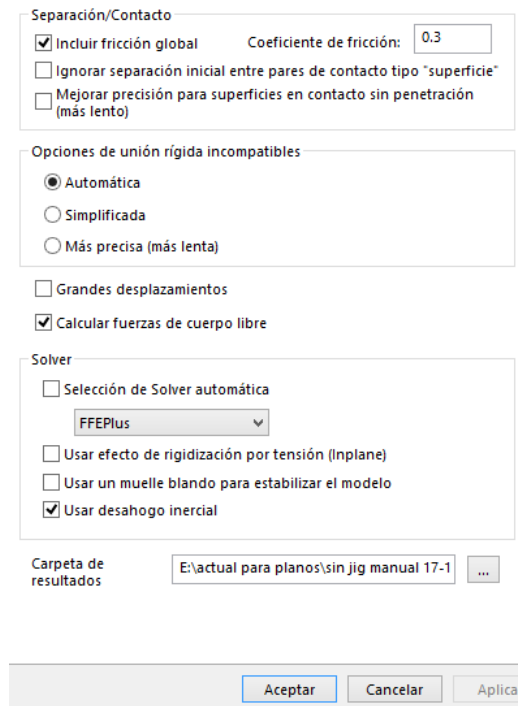


Figura 4.20.- Tipo de solver FFEPlus utilizado en el software
Fuente: Autor

POST PROCESADO

1) Determinación de desplazamientos variando la fuerza.

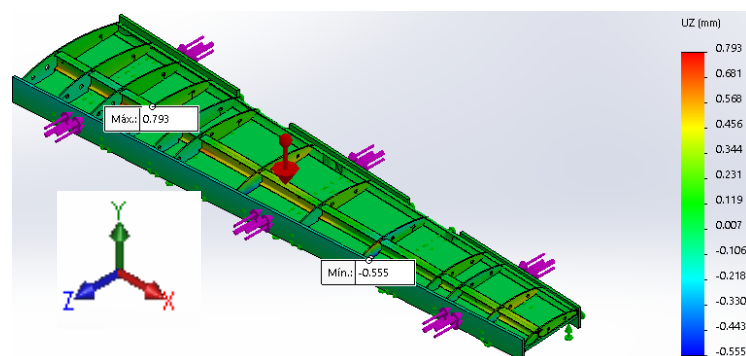


Figura 4.21.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza mínima 1 libra en el software, *Fuente:* Autor

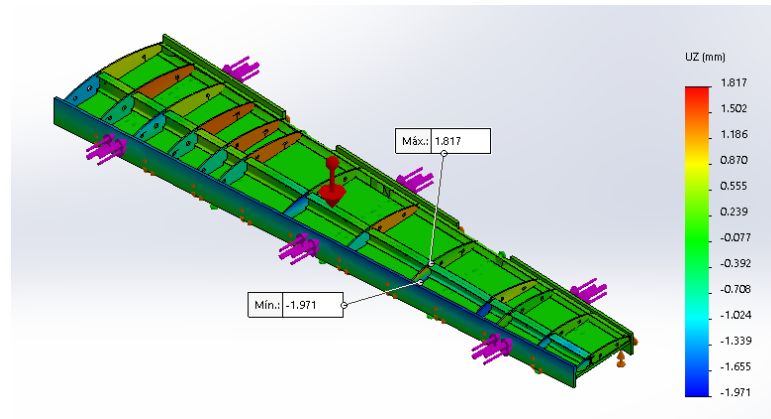


Figura 4.22.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza mínima 2 libras en el software, *Fuente:* Autor

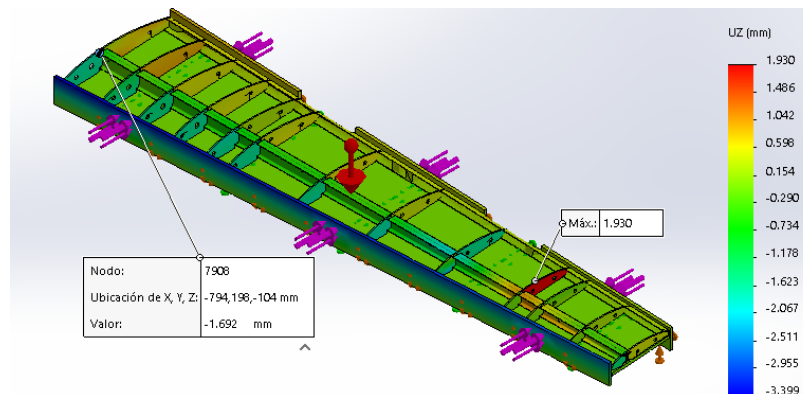


Figura 4.23.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza 5 libras en el software, *Fuente:* Autor

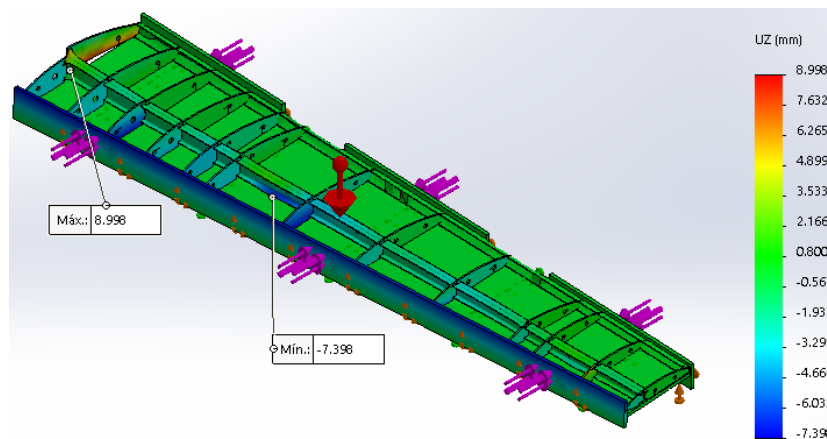


Figura 4.24.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza 10 libras en el software, *Fuente:* Autor

Tabla 4.25.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm] en las costillas del borde de ataque en el proceso manual, *Fuente:* Autor

# de Costilla	# de Nodo	Fuerza en cada sargento de sujeción			
		1	2	5	10
1	12339	0,061	0,771	0,219	-1,979
2	11935	0,090	1,399	0,842	-1,125
3	11543	0,121	0,634	0,537	-0,210
4	11164	0,107	1,378	0,413	0,015
5	10660	-0,046	1,314	0,238	-1,675
6	10156	0,182	1,295	0,407	-0,942
7	9710	0,200	0,227	0,574	-2,040
8	9277	0,230	1,175	0,400	-0,330
9	14028	-0,182	0,038	-1,567	-1,870
10	13602	0,182	0,339	1,926	0,287
11	13192	-0,033	-0,041	-0,152	0,715
12	12769	0,289	0,229	0,251	0,170
13	8847	0,164	0,189	0,515	0,210

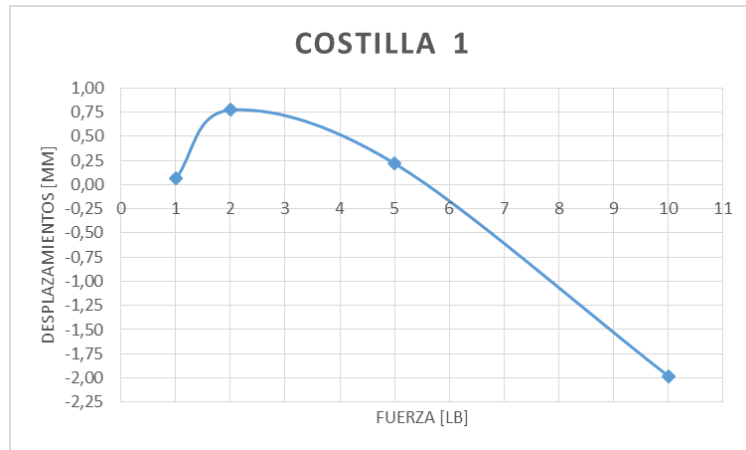


Figura 4.25.- Costilla 1 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

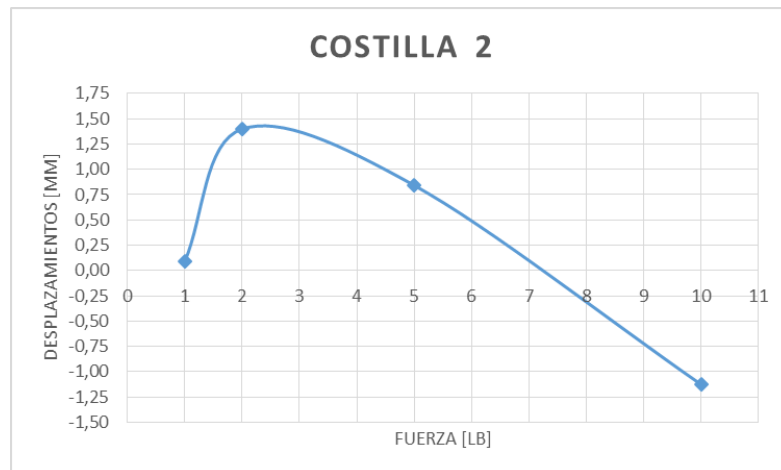


Figura 4.26.- Costilla 2 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

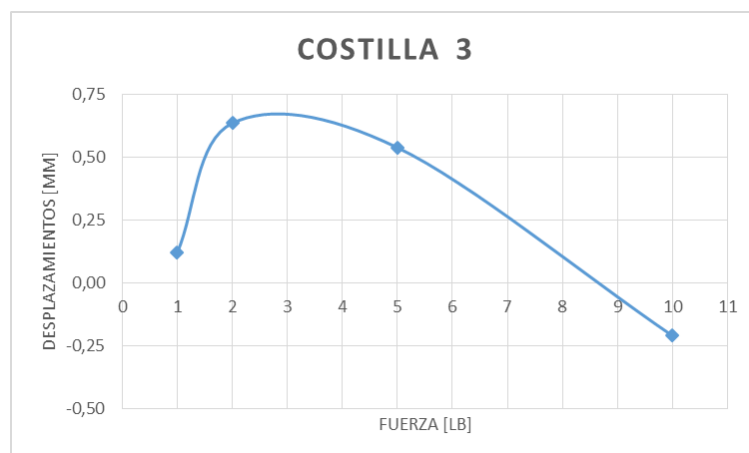


Figura 4.27.- Costilla 3 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

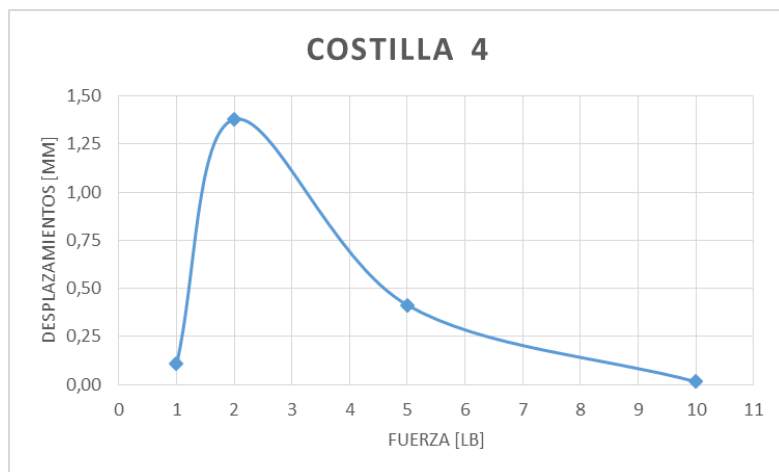


Figura 4.28.- Costilla 4 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

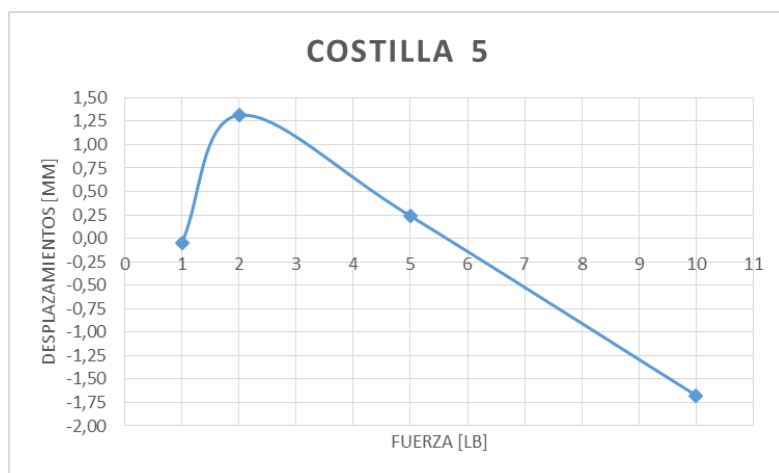


Figura 4.29.- Costilla 5 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

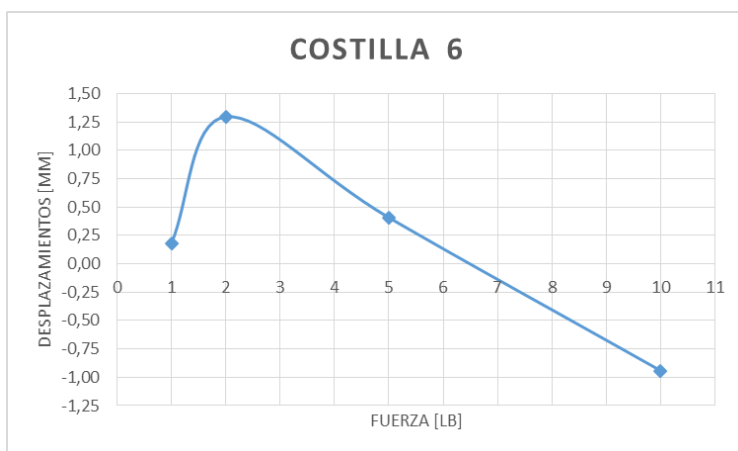


Figura 4.30.- Costilla 6 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

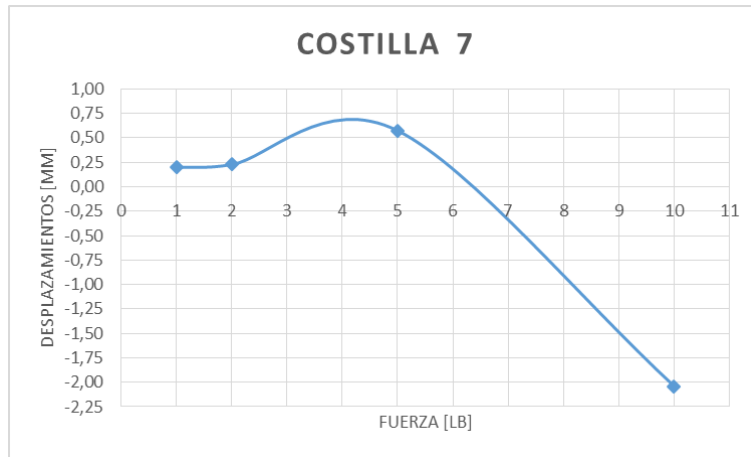


Figura 4.31.- Costilla 7 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

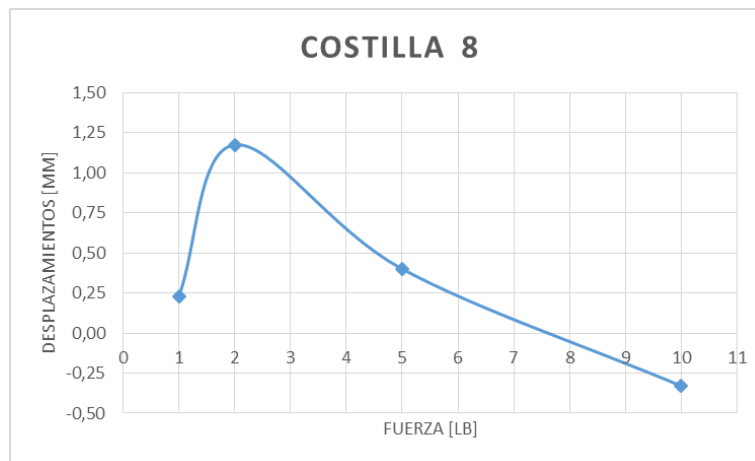


Figura 4.32.- Costilla 8 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor



Figura 4.33.- Costilla 9 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

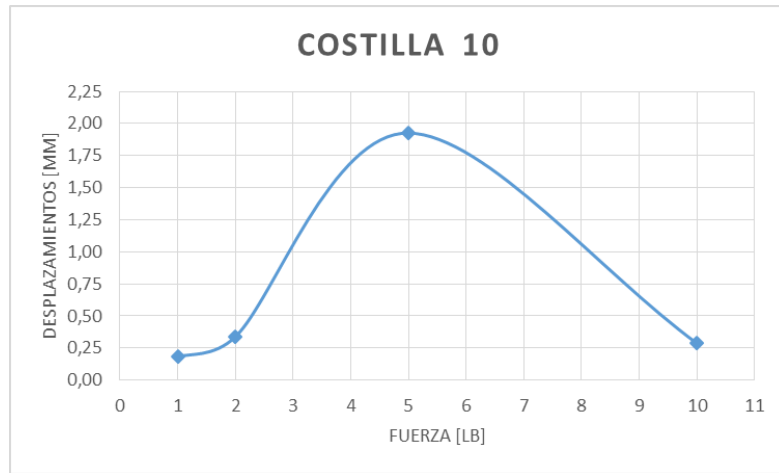


Figura 4.34.- Costilla 10 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

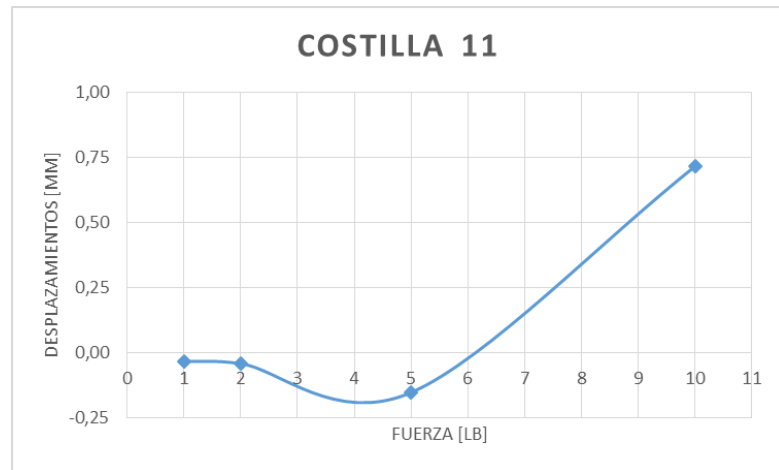


Figura 4.35.- Costilla 11 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

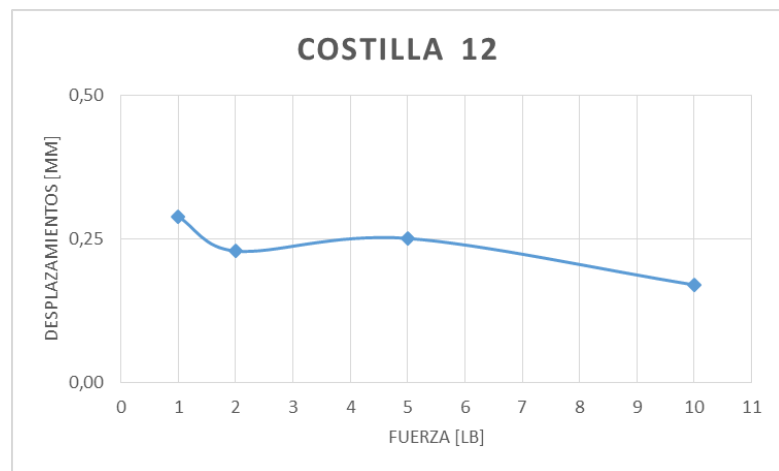


Figura 4.36.- Costilla 12 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

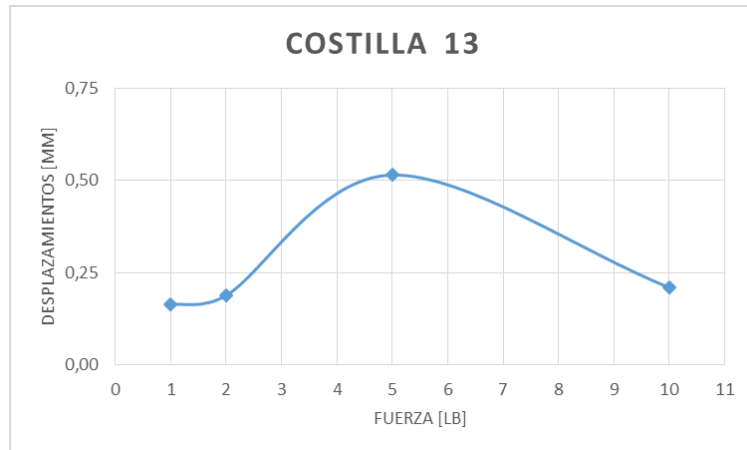


Figura 4.37.- Costilla 13 del borde de ataque, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

Tabla 4.26.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm] en las costillas del borde de salida en el proceso manual, *Fuente:* Autor

# de Costilla	# de Nodo	Fuerza en cada sargento de sujeción			
		1	2	5	10
1	12339	0,077	-1,231	-1,708	-3,250
2	11935	-0,087	-0,602	-1,079	-2,847
3	11543	-0,003	-1,385	-1,463	-1,466
4	11164	0,179	-0,622	-1,594	-1,746
5	10660	0,116	-0,686	-1,802	-3,675
6	10156	0,039	-0,706	-1,578	-2,707
7	9710	0,501	-1,837	-1,382	-3,556
8	9277	-0,021	-0,823	-1,575	-2,281
9	14028	0,676	1,817	0,330	-0,395
10	13602	0,082	-1,750	-0,074	-1,674

11	13192	0,19	0,323	0,132	-1,223
12	12769	0,389	-1,821	0,180	4,731
13	8847	0,301	-1,824	-1,487	-1,790

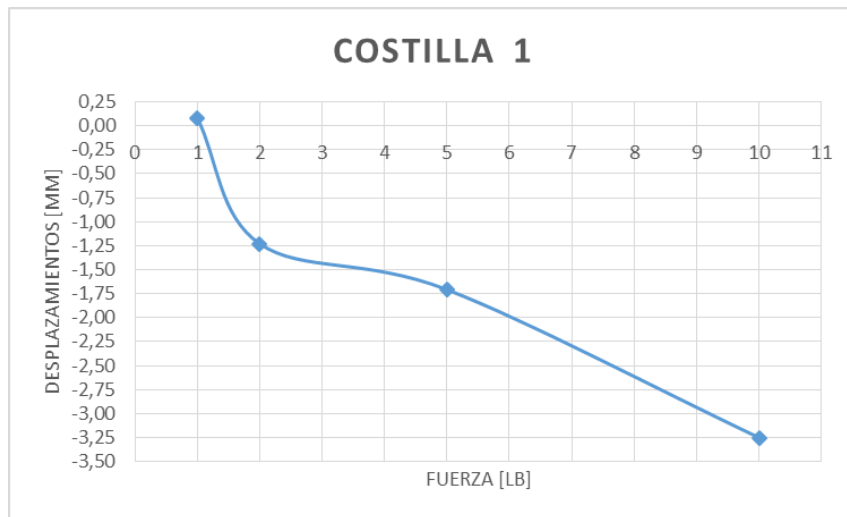


Figura 4.38.- Costilla 1 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

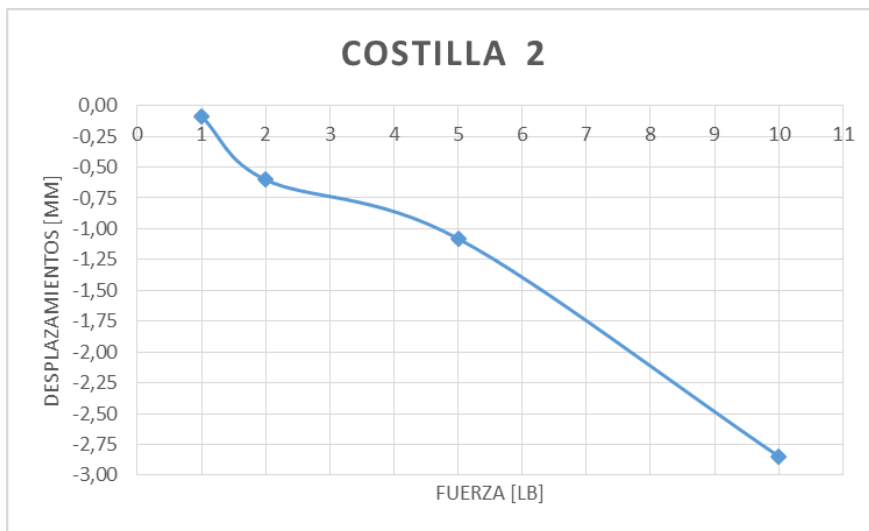


Figura 4.39.- Costilla 2 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor



Figura 4.40.- Costilla 3 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

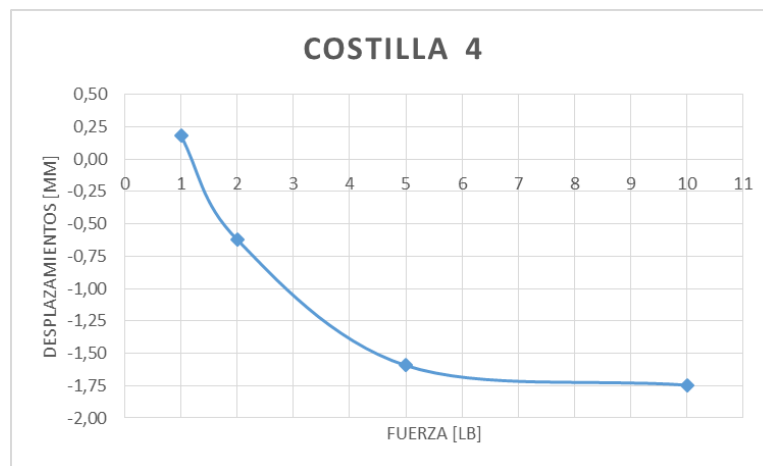


Figura 4.41.- Costilla 4 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

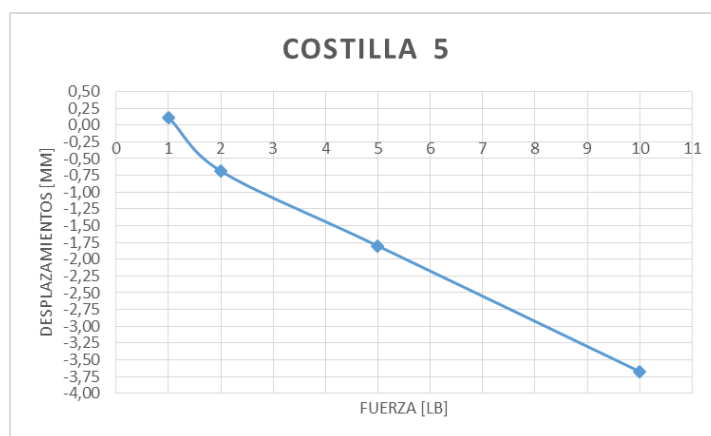


Figura 4.42.- Costilla 5 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

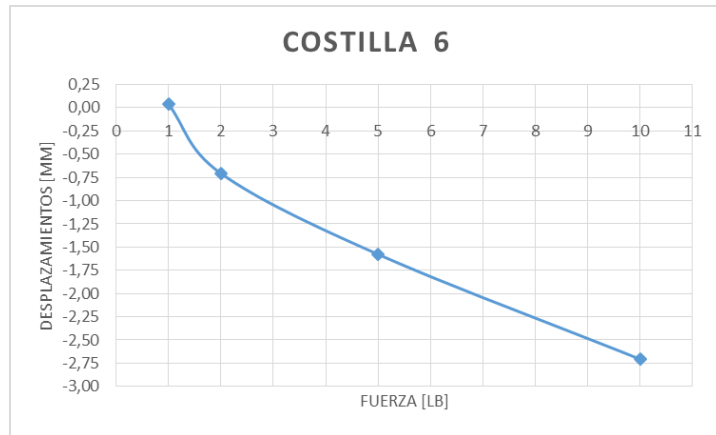


Figura 4.43.- Costilla 6 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

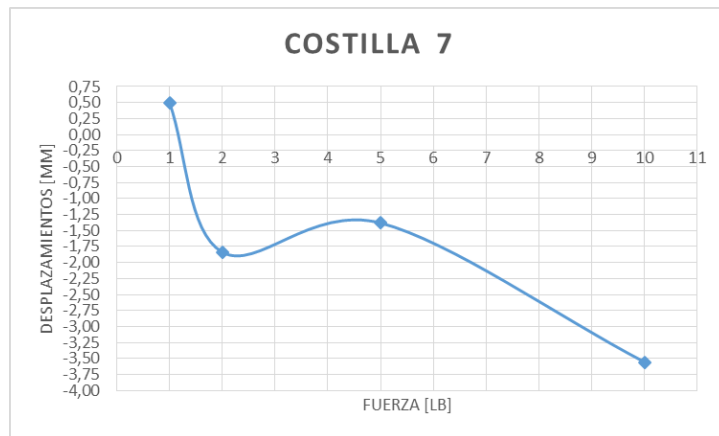


Figura 4.44.- Costilla 7 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

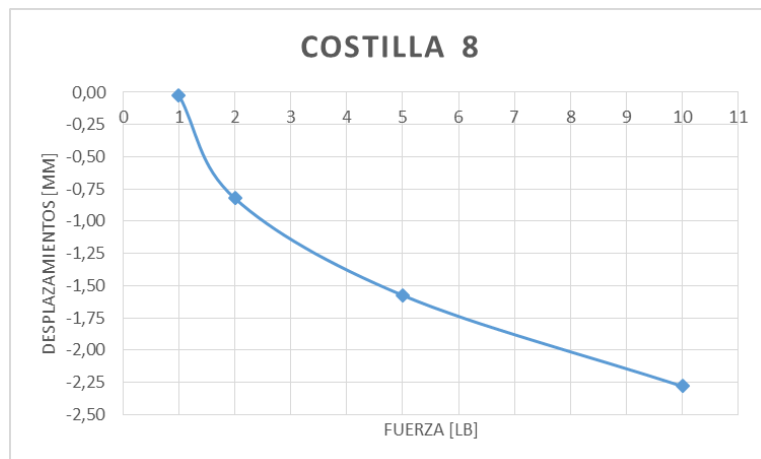


Figura 4.45.- Costilla 8 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

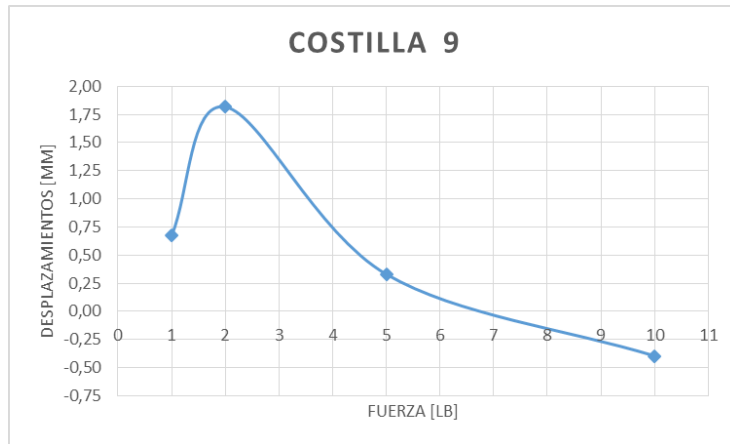


Figura 4.46.- Costilla 9 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

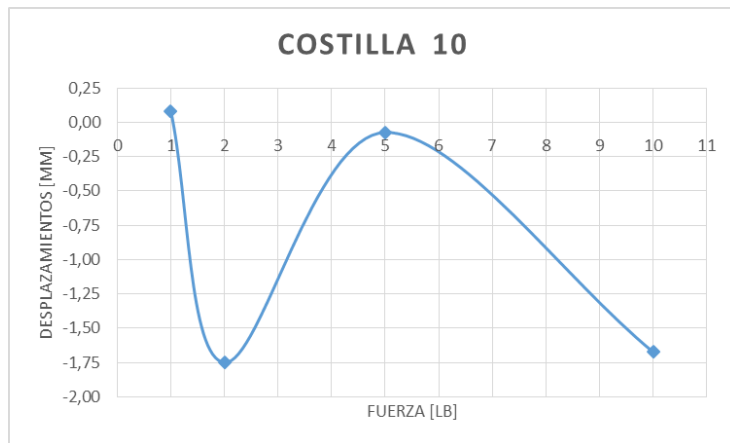


Figura 4.47.- Costilla 10 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

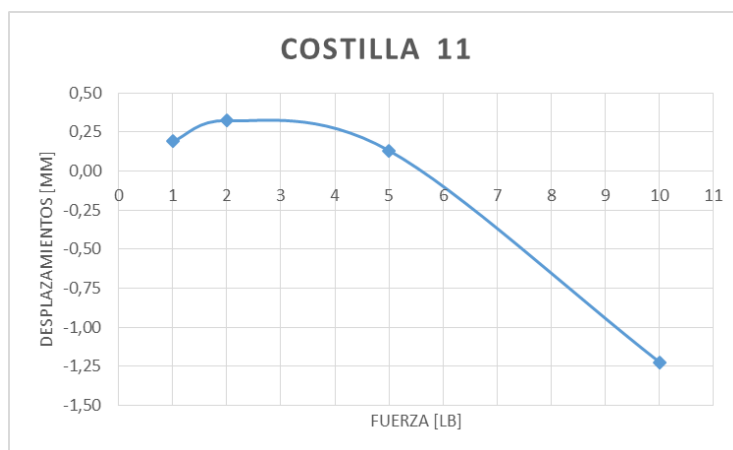


Figura 4.48.- Costilla 11 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

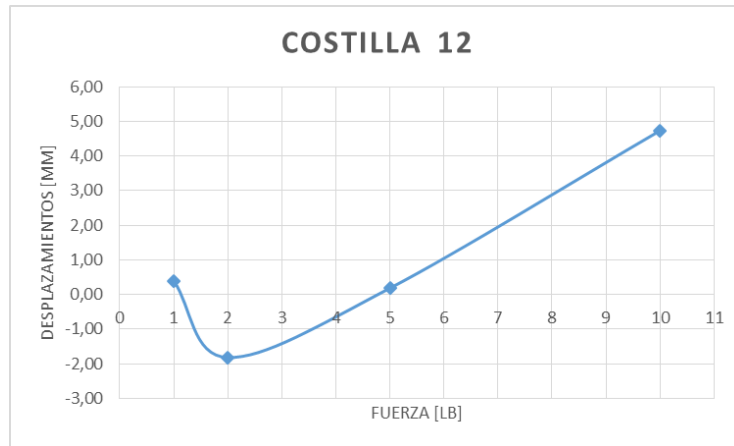


Figura 4.49.- Costilla 12 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

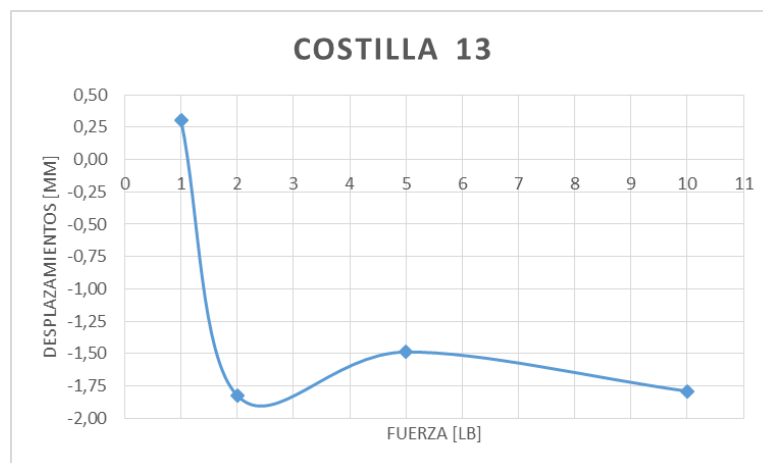


Figura 4.50.- Costilla 13 del borde de salida, se muestra Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor

De la tabla 4.25 y 4.26 se puede determinar mediante el software que la carga no debe ser mayor a 5 libras por sargento de sujeción para no causar deformaciones innecesarias a la estructura interna del ala, al contrario si no se aplica mucha fuerza, no se tendría un buen contacto entre componentes.

4.2 INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS

De los liberales 4.1.1.2, 4.1.1.3, 4.1.1.4, se determina que el proceso de ensamblaje de la estructura del UAV Gavilán es muy tedioso, por ende toma mucho tiempo el proceso de ensamblaje estructural de las alas del UAV Gavilán,

el mencionado proceso puede ser mejorado, por lo tanto se hizo una predicción del proceso implementando un Jig, como se muestra en el literal 4.2.1

Del literal 4.1.1.9 se determina que la fuerza que se aplica a cada sargento de sujeción no aprisiona uniformemente a la estructura alar dando como resultado un mal contacto entre componentes en las diferentes costillas, también se determinó fuerza necesaria en cada sargento de sujeción para cerrar 1 mm, esto se mejoraría implementando un Jig para aprisionar uniformemente a la estructura alar del UAV Gavilán, como se muestra en el literal 4.2.3

4.2.1 Predicción del proceso de ensamblaje de la estructura de las alas del UAV Gavilán implementando un Jig, para determinar el tiempo de ensamblaje.

Se analizó el proceso de ensamblaje manual utilizado actualmente, del cual se puede mejorar implementando el Jig, se mejorara el proceso como se muestra en las tablas 4.27, 4.28, 4.29.

Tabla 4.27.- Mejoramiento del proceso de ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán pasó 1, Fuente: Autor

PROCESO DE ENSAMBLAJE DEL ALA					
ÍTEM	ACTIVIDAD	TIEMPO		ELEMENTO	OBSERVACIÓN
		Minutos	Horas		
1	Inspección	5	0.08	Orden de trabajo	Detalles de la orden de trabajo
2	Operación	10	0.17	Viga I	Colocación
3	Operación	10	0.17	Costilla 1	Colocación
4	Operación	10	0.17	Costilla 2	Colocación
5	Operación	10	0.17	Costilla 3	Colocación
6	Operación	10	0.17	Costilla 4	Colocación
7	Operación	10	0.17	Costilla 5	Colocación
8	Operación	10	0.17	Costilla 6	Colocación

9	Operación	10	0.17	Costilla 7	Colocación
10	Operación	10	0.17	Costilla 8	Colocación
11	Operación	10	0.17	Costilla 9	Colocación
12	Operación	10	0.17	Costilla 10	Colocación
13	Operación	10	0.17	Costilla 11	Colocación
14	Operación	10	0.17	Costilla 12	Colocación
15	Operación	10	0.17	Costilla 13	Colocación
16	Operación	10	0.17	Viga C	Colocación
17	Operación	180	3	Costillas y viga I	Punteado
18	Operación	15	0.25	Borde de ataque	Colocación
19	Inspección	120	2	Viga C, borde de ataque	Verificación de posición y punteado
20	Espera	720	12		Curado
Tiempo total en días			3		

Tabla 4.28.- Mejoramiento del proceso de ensamblaje de la estructura alar del UAV gavilán pasó 2, *Fuente:* Autor

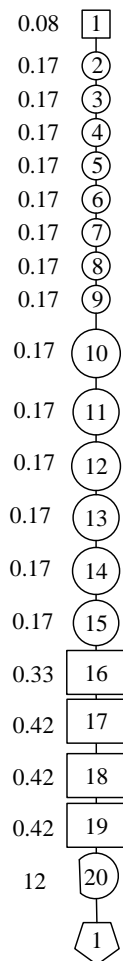
ÍTEM	ACTIVIDAD	TIEMPO [Horas]	ELEMENTO	OBSERVACIÓN
21	Operación	8	Viga I, C, Costillas, borde de ataque	Colocación de pegamento Sikaflex®-256
22	Inspección	1	Viga I, C, Costillas, borde de ataque	Verificación visual
23	Espera	24	Viga I, C, Costillas, borde de ataque	Curado final
24	Almacenamiento		Estructura alar	
Tiempo total en días		5		

Tabla 4.29.- Mejoramiento de tiempos totales del proceso de ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán, **Fuente:** Autor

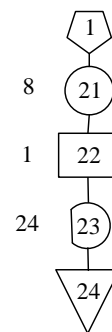
TIEMPO TOTAL DE CADA PROCESO	TIEMPO [Días]
Paso 1	3
Paso2	5
Total para un lado del ala	8
Tiempo para los dos lados	16

4.2.2 Predicción de Diagramas de proceso, Fuente: Autor

Ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán paso 1



Ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán paso 4



4.2.3 Simulación en el software: proceso de ensamblaje de la estructura interna del ala implementando un Jig

1) Variables a medir

Garantizar un contacto mínimo entre componentes.

En la figura 4.7 se muestra el principio que se utilizó, que al aplicar una carga se logra cerrar los 1 milímetros de abertura, que se requiere para tener un buen contacto entre componentes.

Los desplazamientos entre la viga I y las costillas se medirá en las costillas de borde de ataque como se muestra en la figura 4.8, y costillas de borde de salida figura 4.9, para identificar los desplazamientos obtenidos mediante el software.

2) Análisis realizados

Se realizó un análisis en el literal 4.1.1.9, tomando como base el análisis del proceso manual se implementa un Jig, y se analizó.

4.2.3.1 Preprocesado

1) Generación de modelo CAD

El perfil aerodinámico es EPPLER 395 (ver Anexo 7)

Dimensiones en los planos para la generación del modelo (ver Anexo 8)

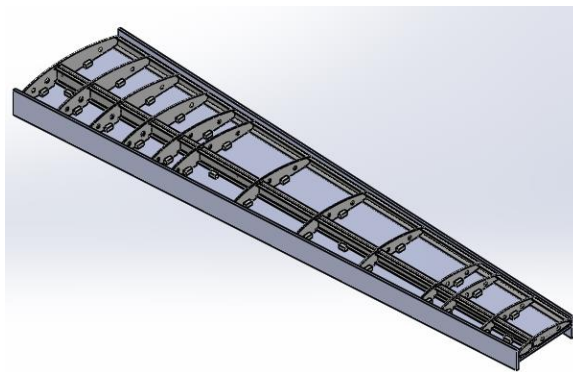


Figura 4.51.- Modelo dibujado en el software
Fuente: Autor

2) Elección del tipo de elemento para el Mallado.

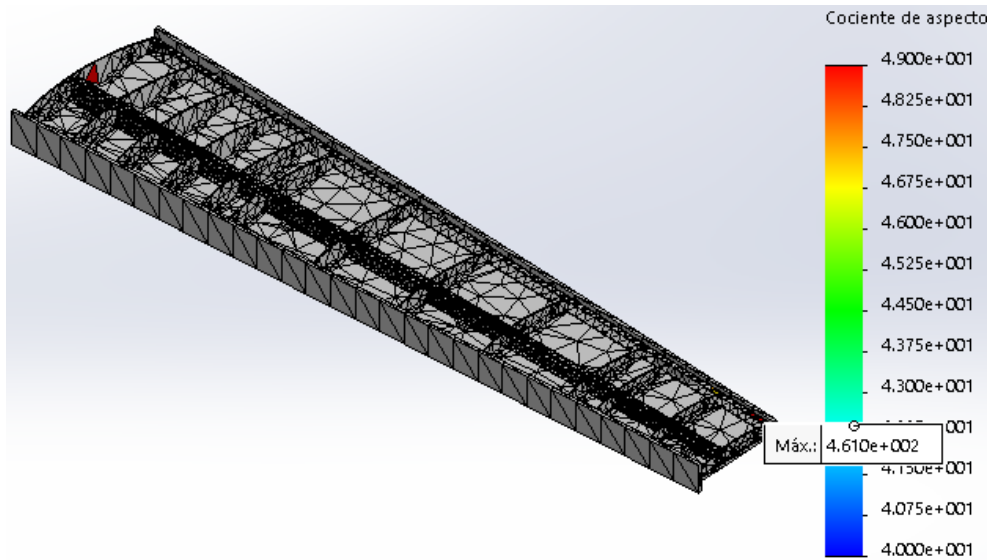


Figura 4.52.- Calidad de mallado en el software
Fuente: Autor

El tipo de elemento lo define el software por defecto como ver la figura 4.30

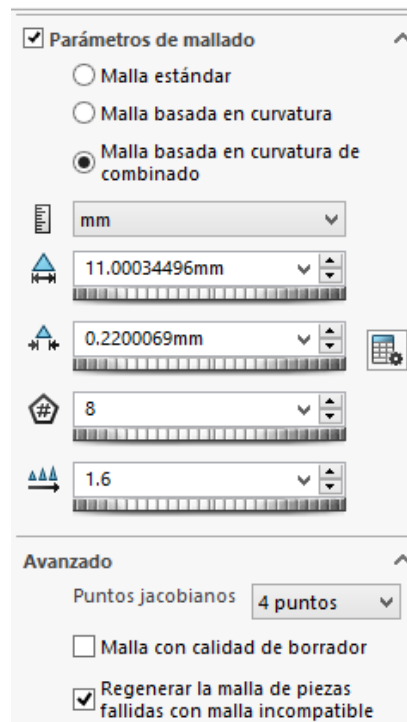


Figura 4.53.- Características del elemento finito aplicado en el software
Fuente: Autor

3) Condiciones de frontera para simulación en el software.

Restricciones

Geometría fija

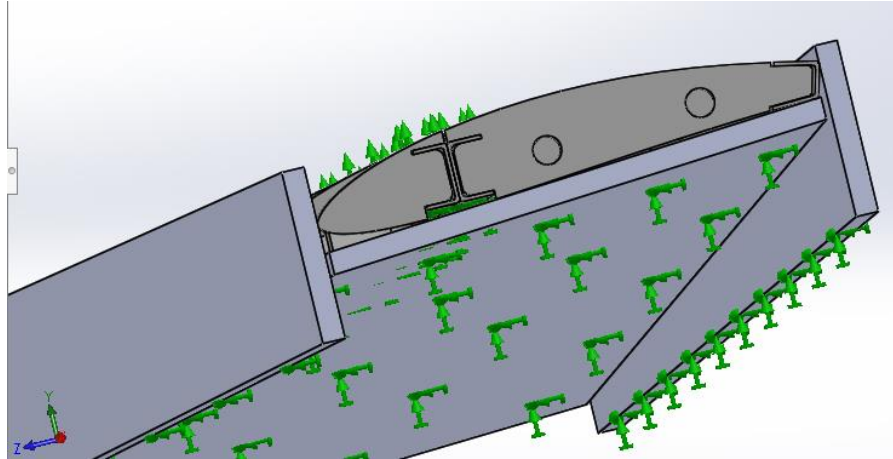


Figura 4.54.- Geometría fija, soporte, viga principal I aplicado en el software
Fuente: Autor.

Aplicación de carga

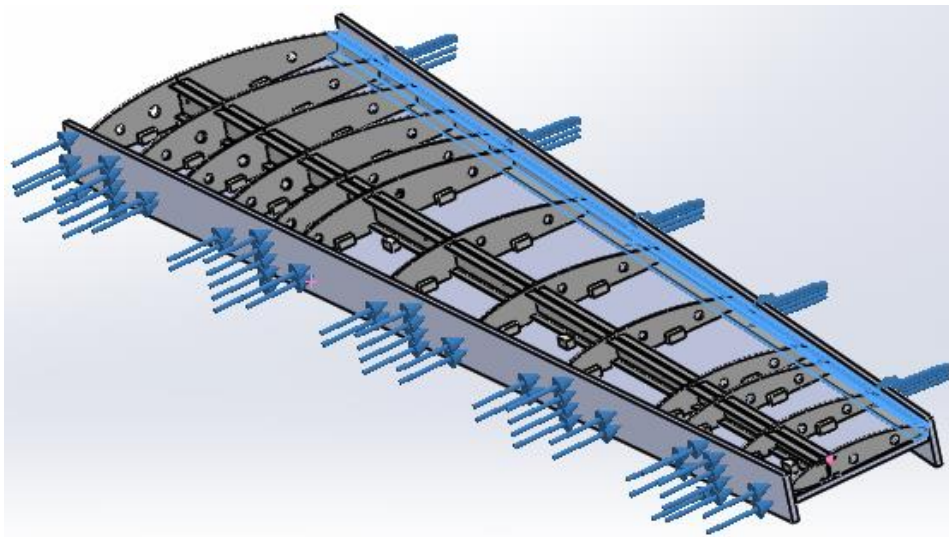


Figura 4.55.- Aplicación de carga constante en la dirección mostrada la cual se fue variando la carga en el software, *Fuente:* Autor.

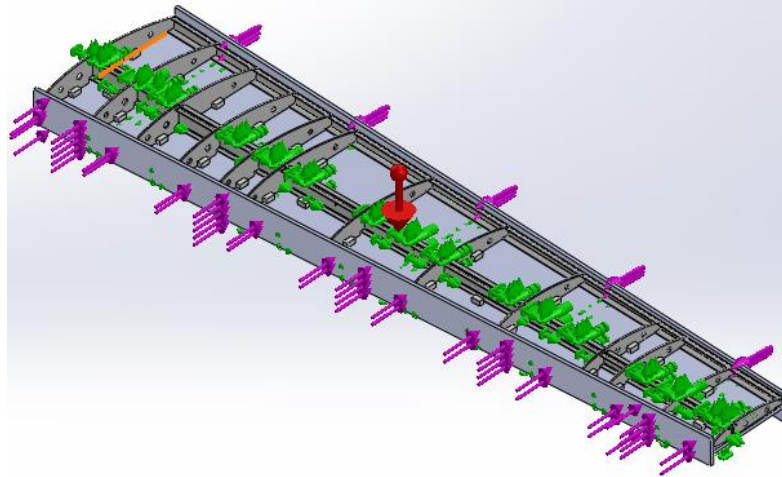


Figura 4.56.- Condicion de análisis con fuerza constante, gravedad en el software
Fuente: Autor.

4) Contacto entre componentes flexible, sin penetración.

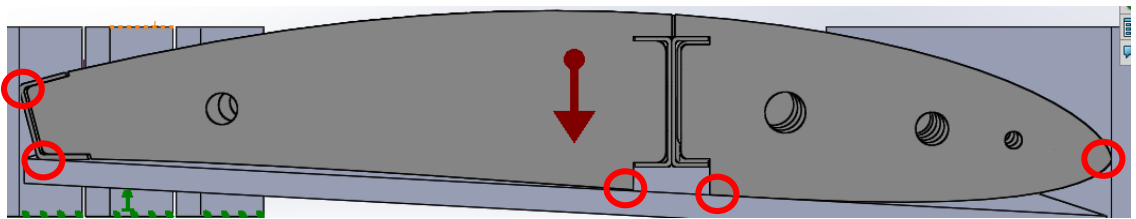


Figura 4.57.- Puntos de contacto entre estructura alar y superficies del Jig aplicado el software, *Fuente:* Autor

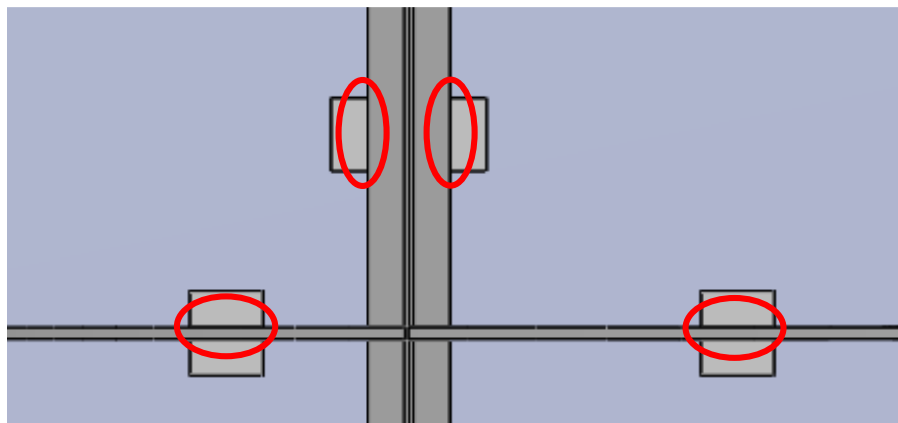


Figura 4.58.- Puntos de contacto entre estructura alar y topes del Jig aplicado el software, *Fuente:* Autor

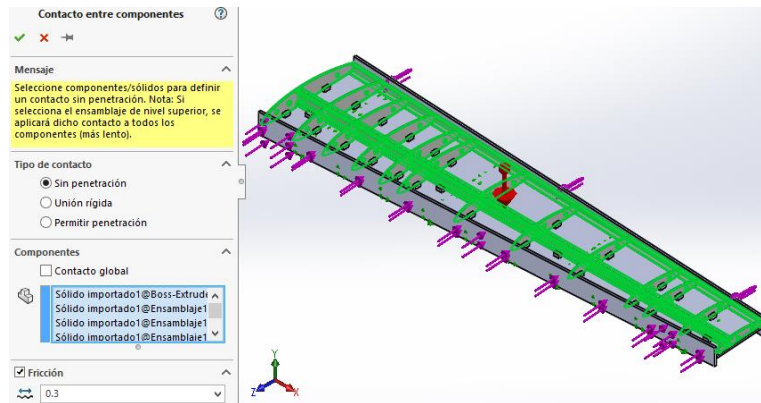


Figura 4.59.- Contacto sin penetración entre componentes, con un coeficiente de fricción de 0.3 entre las costillas y la viga I del UAV en el software

Fuente: Autor

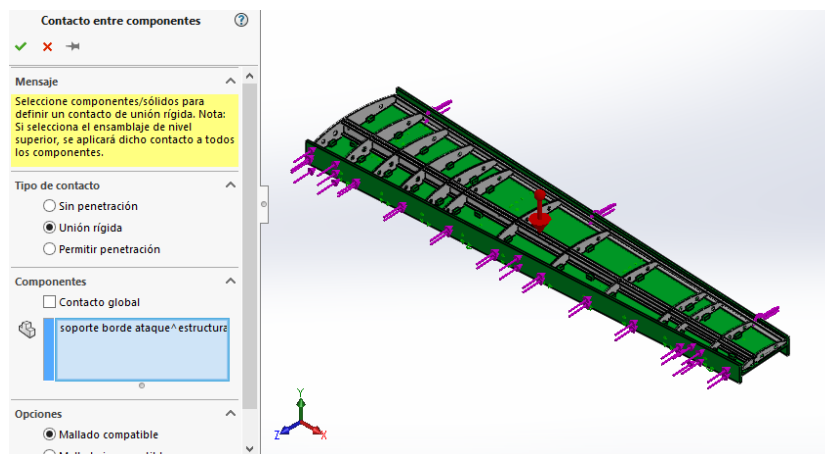


Figura 4.60.- Unión rígida para el Jig aplicado en el software

Fuente: Autor

4.2.3.2 Procesado

1) Tipo de Solver

FFEPlus: Iterative method provided, (Martínez, 2013)

2) Tipo de análisis

El FFEPlus es un solver iterativo para ofrecer una solución en un corto período de tiempo para un ESTUDIO NO LINEAL.

4.2.3.3 Post Procesado

1) Determinación de desplazamientos variando la fuerza.

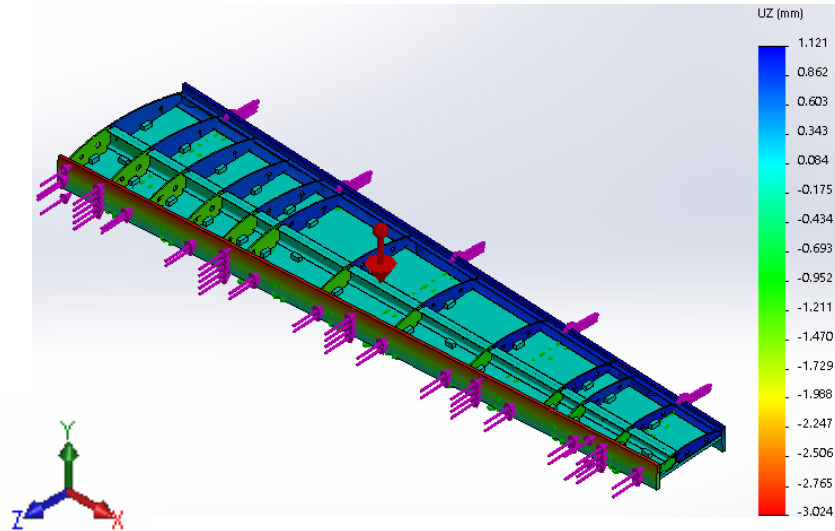


Figura 4.61.- Desplazamientos de contactos aplicando una fuerza de 2 lb en borde de ataque y 40 lb en borde de salida en el software, **Fuente:** Autor

Tabla 4.30.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm] en las costillas del borde de ataque implementando un Jig, **Fuente:** Autor

# de Costilla	# de Nodo	APLICACIÓN DE FUERZA TOTAL				
		20	10	5	2	1
1	8232	-1,444	-1,661	-1,427	-1,181	-0,977
2	7790	-1,525	-1,604	-1,575	-1,209	-1,027
3	7341	-1,525	-1,608	-1,562	-1,221	-1,020
4	6770	-1,195	-1,564	-1,407	-1,231	-0,889
5	6464	-1,562	-1,597	-1,634	-1,216	-1,059
6	6170	-1,512	-1,508	-1,488	-1,123	-1,071
7	5969	-1,559	-1,613	-1,580	-1,145	-1,095

8	5773	-1,480	-1,623	-1,575	-1,110	-1,065
9	5601	-1,004	-1,010	-1,016	-1,011	-0,823
10	9010	-0,562	-0,625	-0,764	-1,009	-0,542
11	8850	-0,435	-0,489	-0,596	-1,011	-0,424
12	8683	-0,436	-0,490	-0,591	-1,015	-0,428
13	7199	-0,399	-0,566	-0,692	-0,855	-0,389

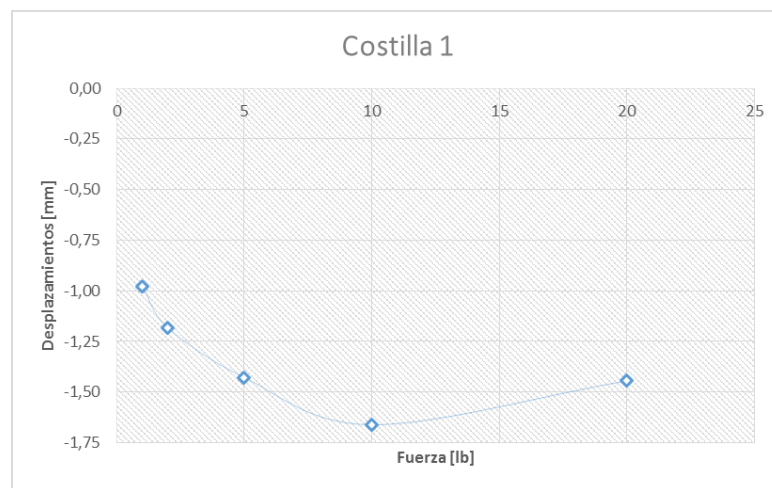


Figura 4.62.- Costilla 1 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

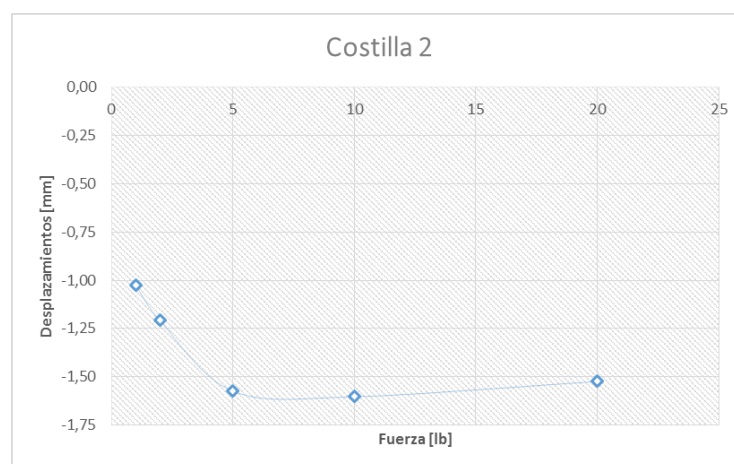


Figura 4.63.- Costilla 2 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

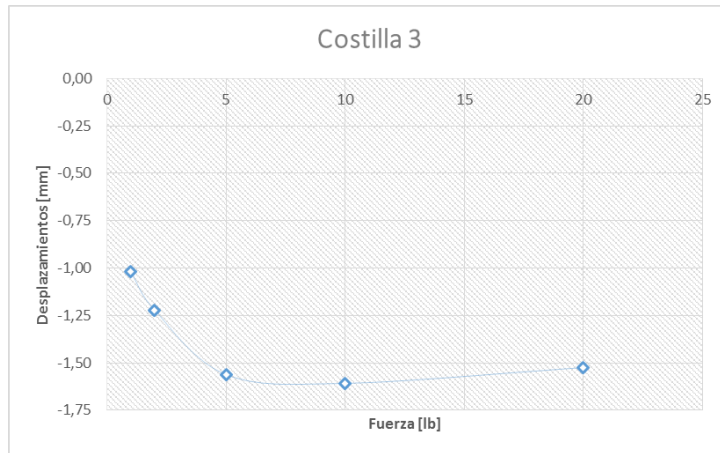


Figura 4.64.- Costilla 3 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

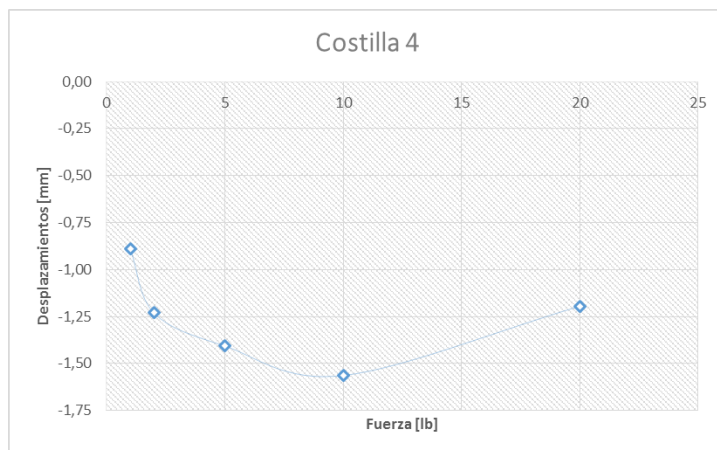


Figura 4.65.- Costilla 4 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

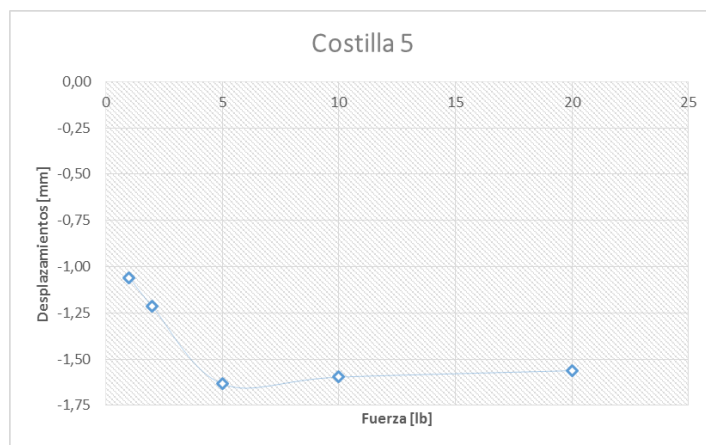


Figura 4.66.- Costilla 5 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

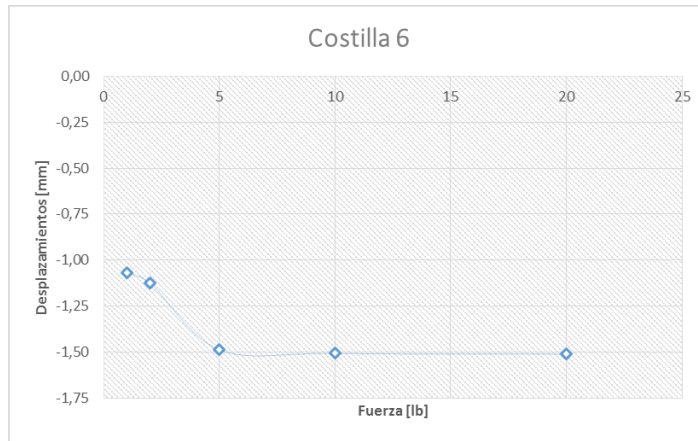


Figura 4.67.- Costilla 6 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

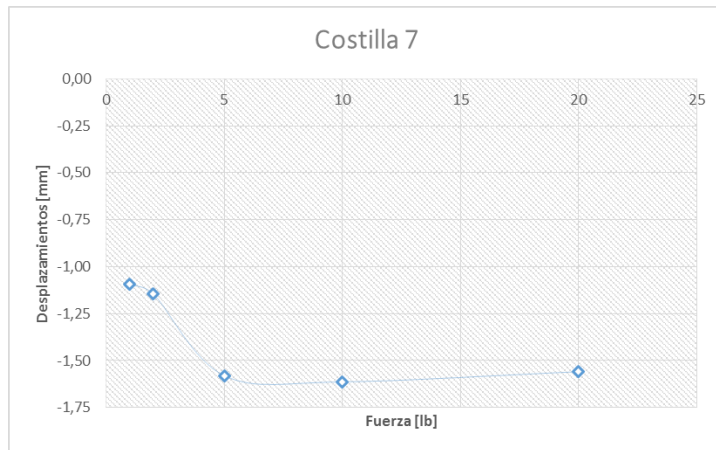


Figura 4.68.- Costilla 7 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

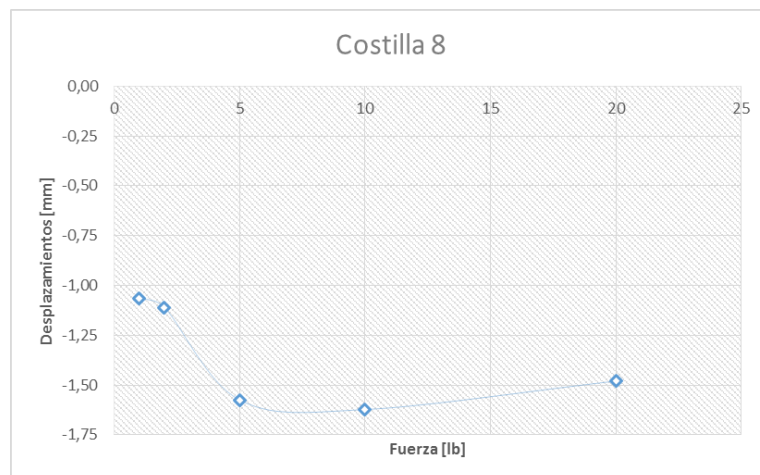


Figura 4.69.- Costilla 8 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

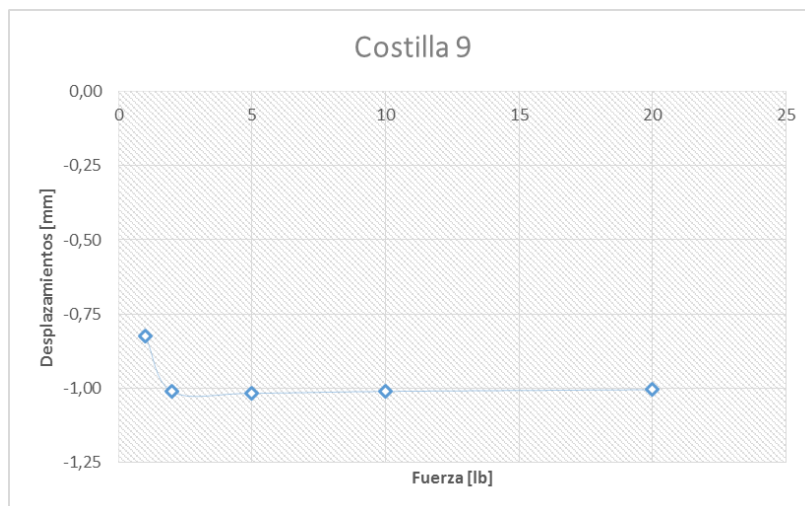


Figura 4.70.- Costilla 9 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

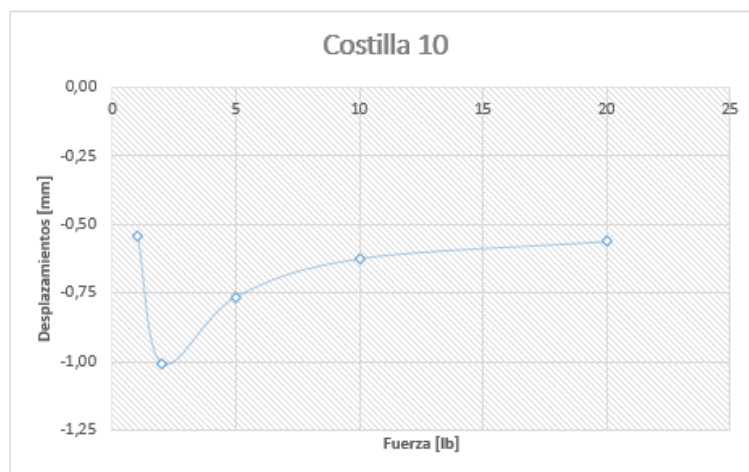


Figura 4.71.- Costilla 10 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

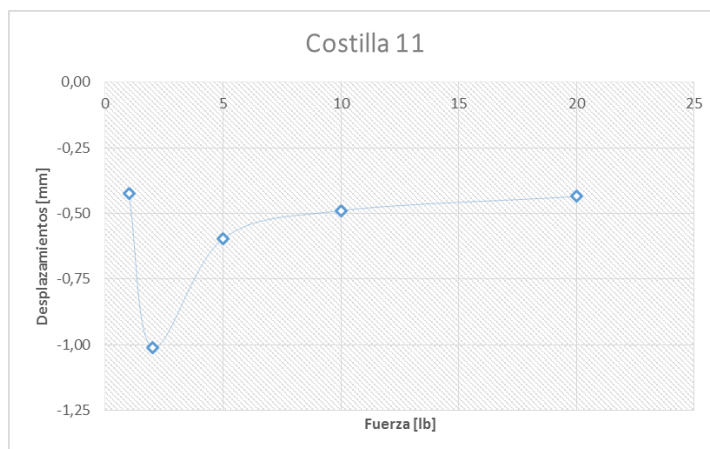


Figura 4.72.- Costilla 11 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, *Fuente:* Autor.

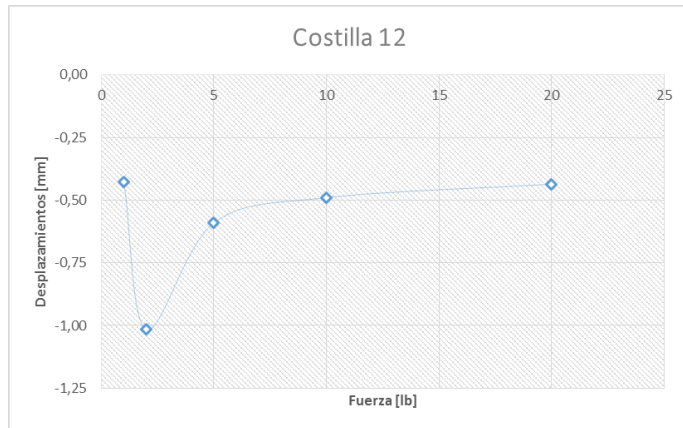


Figura 4.73.- Costilla 12 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

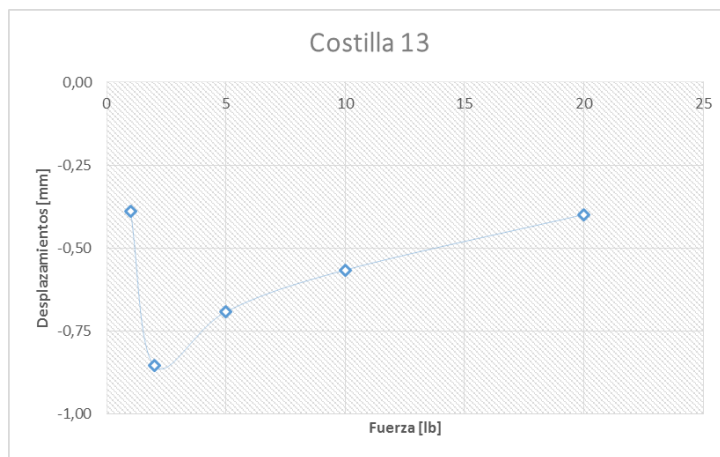


Figura 4.74.- Costilla 13 del borde de ataque implementando un Jig se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

Tabla 4.31.- Variación de la fuerza [lb] vs desplazamientos [mm] en las costillas del borde de salida implementando un Jig, **Fuente:** Autor

# de Costilla	# de Nodo	Aplicación de fuerza total						
		20	15	10	25	50	40	100
1	12717	0,398	0,297	0,268	0,523	0,864	0,737	1,018
2	12313	0,428	0,346	0,295	0,620	0,928	0,777	1,050
3	11914	0,416	0,336	0,285	0,574	0,901	0,760	1,049

4	11534	0,431	0,368	0,302	0,555	0,891	0,763	1,095
5	11038	0,396	0,340	0,309	0,621	0,936	0,777	1,097
6	10519	0,423	0,399	0,356	0,714	0,998	0,839	1,169
7	10052	0,420	0,347	0,276	0,624	0,993	0,842	1,258
8	9617	0,466	0,352	0,308	0,617	1,037	0,880	1,471
9	14423	0,520	0,417	0,329	0,714	1,116	0,959	1,671
10	13996	0,528	0,446	0,308	0,763	1,149	0,984	1,746
11	13579	0,452	0,315	0,225	0,515	1,013	0,855	1,577
12	13159	0,537	0,429	0,323	0,719	1,136	0,975	1,840
13	9182	0,523	0,434	0,294	0,732	1,137	0,963	1,853

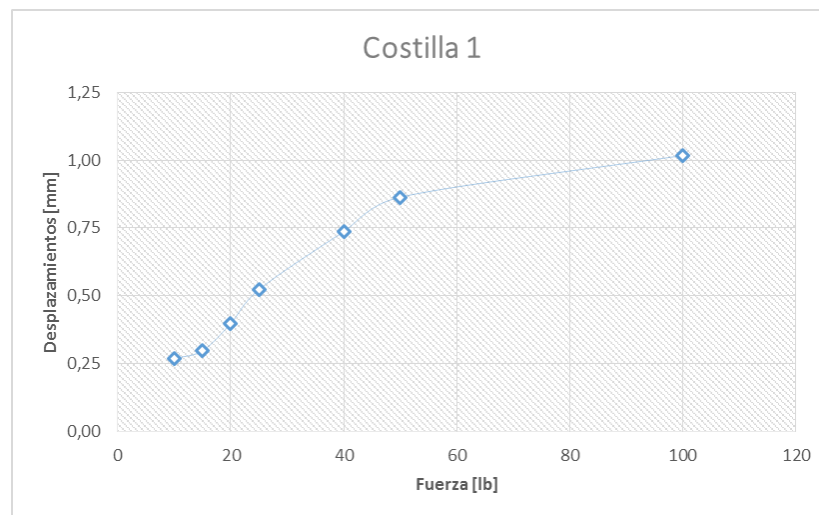


Figura 4.75.- Costilla 1 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

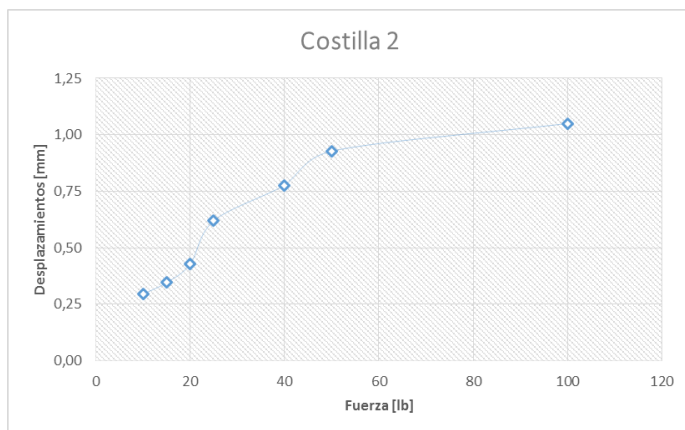


Figura 4.76.- Costilla 2 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

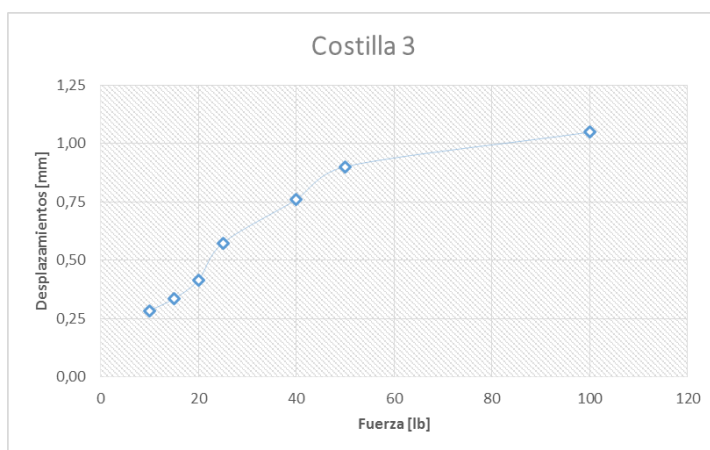


Figura 4.77.- Costilla 3 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

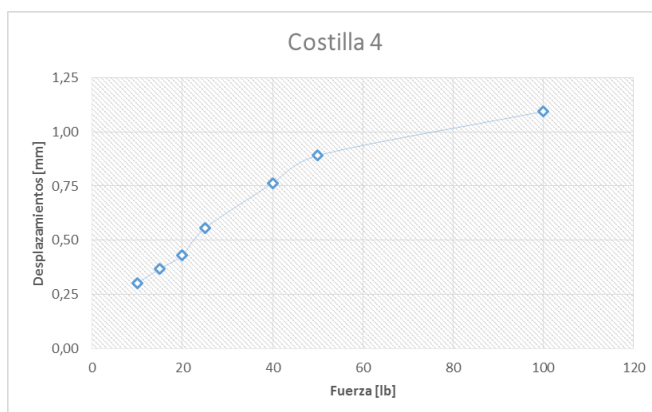


Figura 4.78.- Costilla 4 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

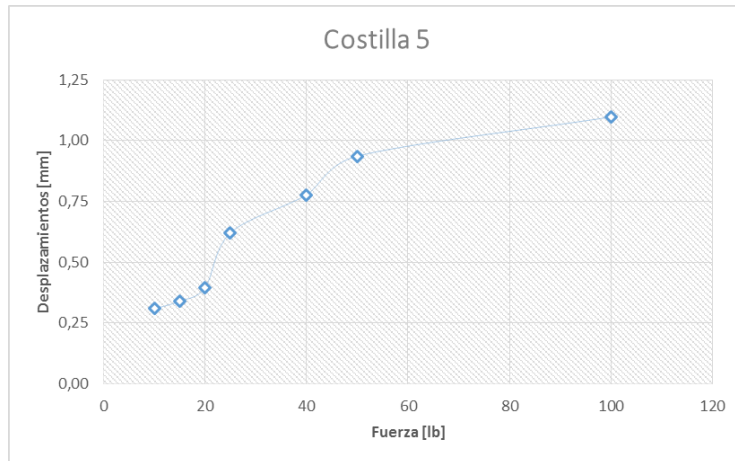


Figura 4.79.- Costilla 5 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

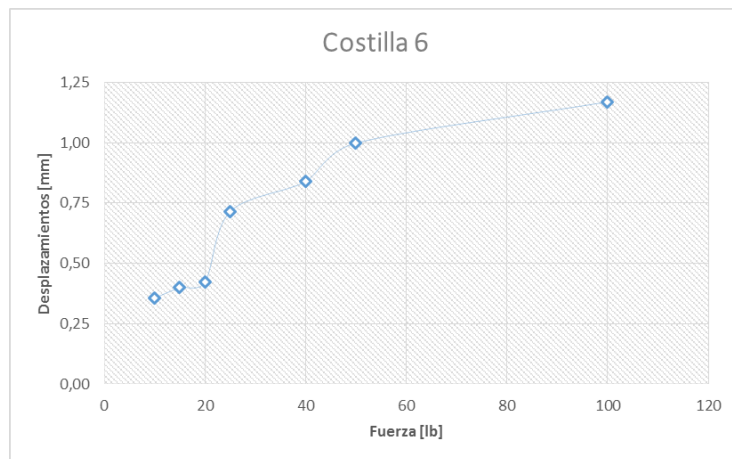


Figura 4.80.- Costilla 6 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

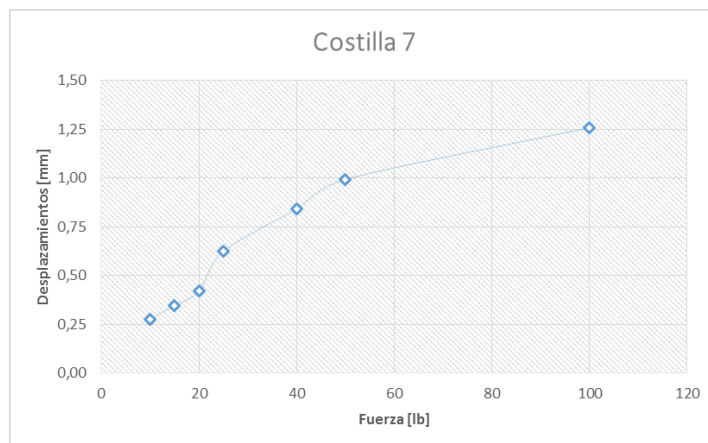


Figura 4.81.- Costilla 7 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

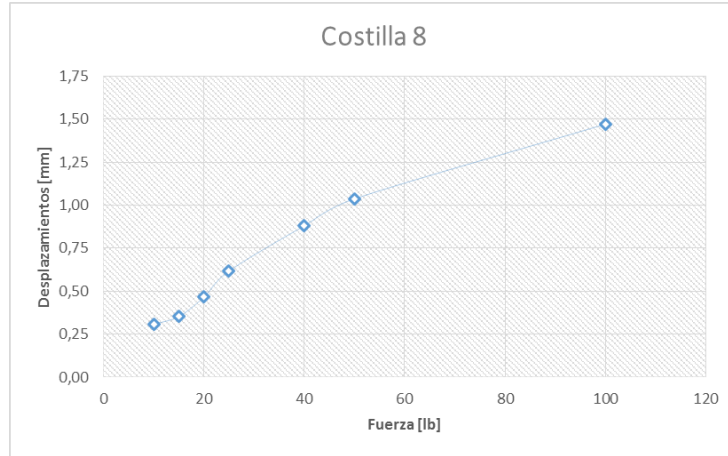


Figura 4.82.- Costilla 8 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

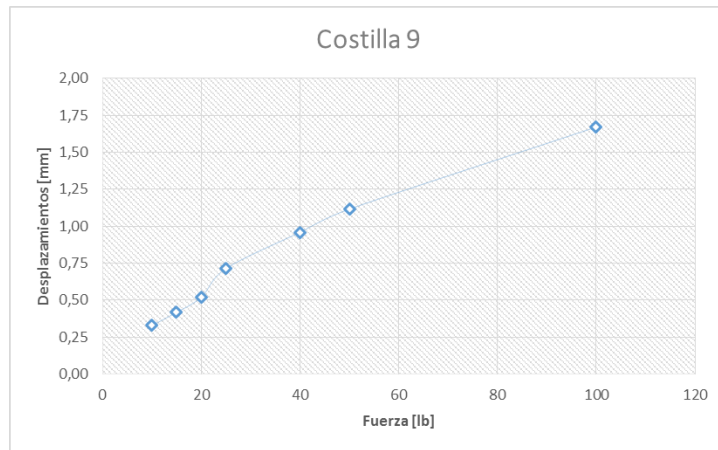


Figura 4.83.- Costilla 9 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

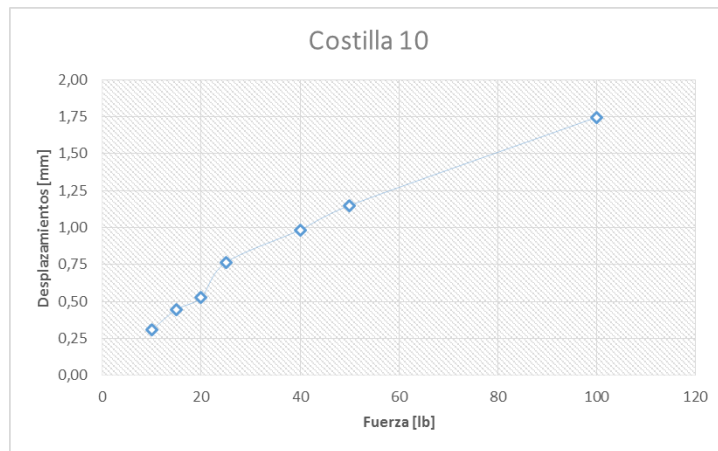


Figura 4.84.- Costilla 10 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

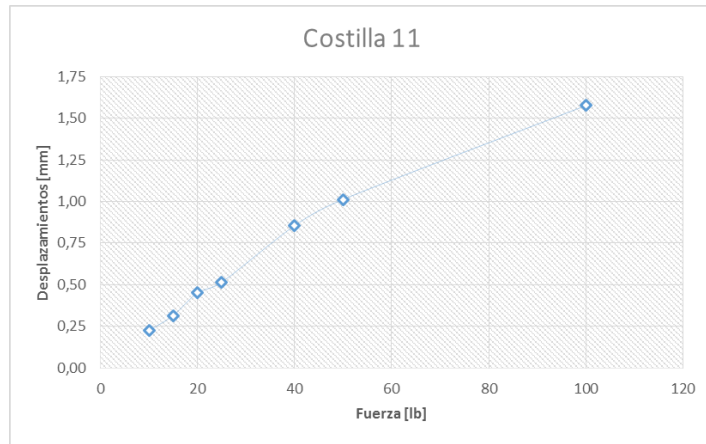


Figura 4.85.- Costilla 11 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

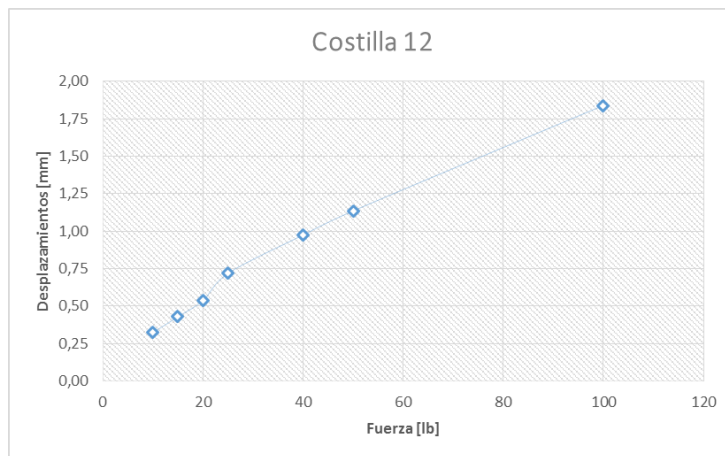


Figura 4.86.- Costilla 12 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

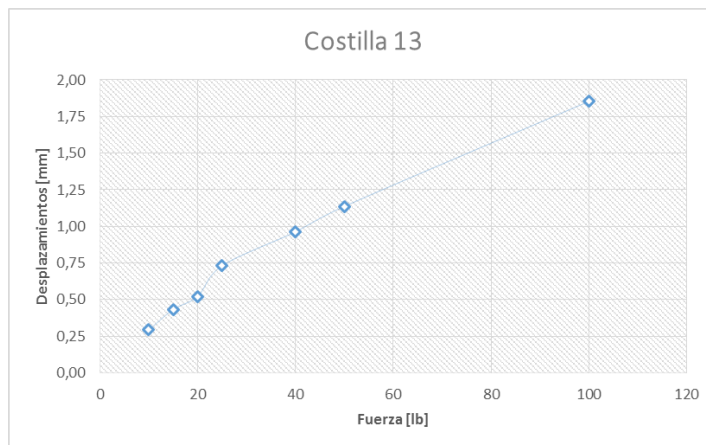


Figura 4.87.- Costilla 13 del borde de salida implementando un Jig, se muestra la variación de Fuerza Vs Desplazamientos, **Fuente:** Autor.

4.2.3.4 Simulación bidimensional en el software para comprobar si afecta la rugosidad al momento de aplicar la carga para el ensamblaje estructural.

PREPROCESADO:

1. Generación del modelo CAD.

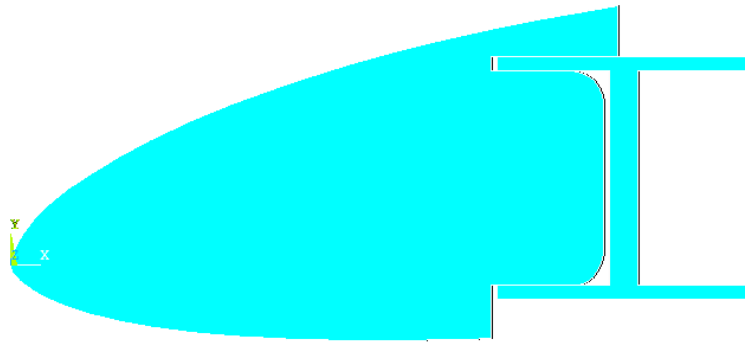


Figura 4.88.- Modelado en el software
Fuente: Autor.

2 Elección del tipo de elemento para el Mallado.

Se elijio un elemento 2D Plano con 2 grados de libertad por nodo.

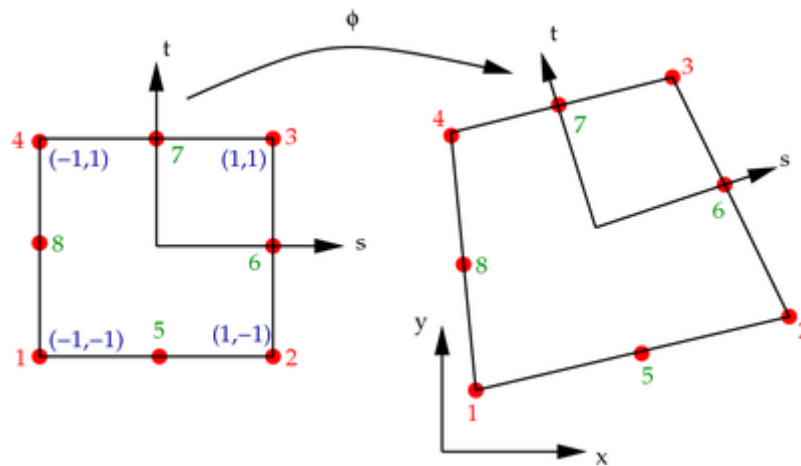


Figura 4.89.- Elección del tipo de elemento plane 183 de 8 nodos en el software, *Fuente:* (wikiversity, 2008)

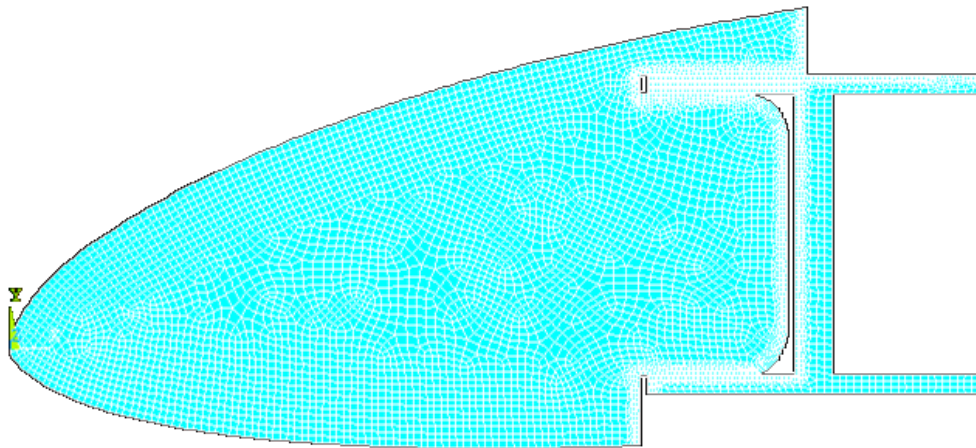


Figura 4.90.- Calidad de mallado del modelo de 1mm aplicado en el software, **Fuente:** Autor.

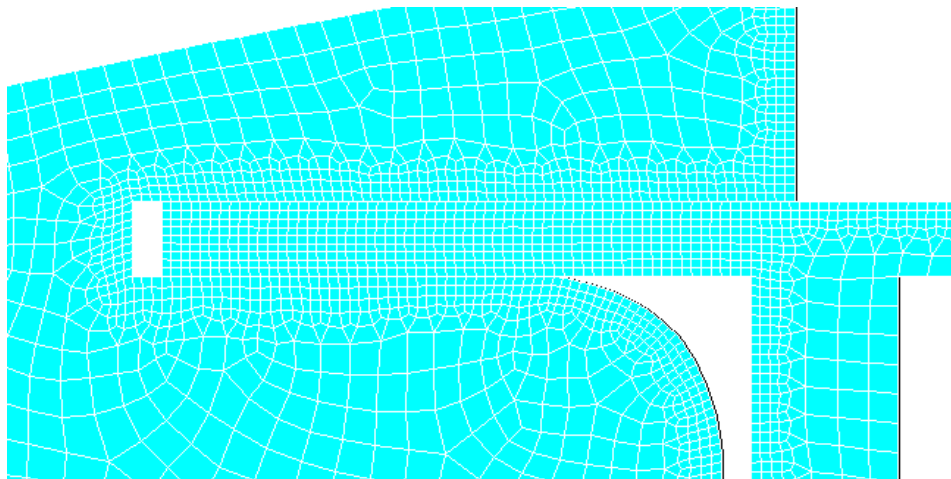


Figura 4.91.- Refinamiento del modo de malla a 0.1 mm aplicado en el software, **Fuente:** Autor.

2. Asignación de conflictos de frontera

Restricciones
Geometría fija

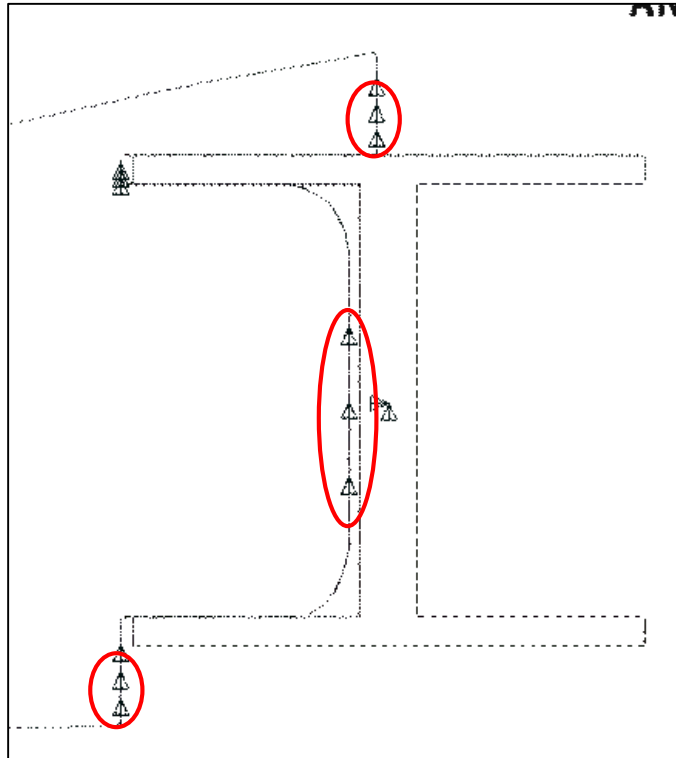


Figura 4.92.- Geometría fija de la sección I, las seccion roja encerrada esta limitada a moverse en el eje x aplicado en el software, **Fuente:** Autor

Desplazamientos en borde del perfil en donde se tomarán los datos.

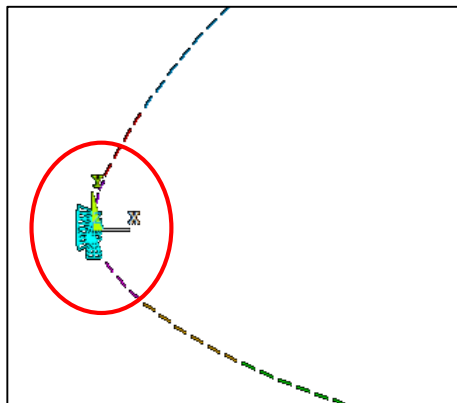


Figura 4.93.- Seccion roja encerrada esta limitada a moverse en el eje $\Delta x = 1\text{mm}$ aplicado en el software, **Fuente:** Autor

3. Contactos entre componentes.

- Flexible
- Variación de Fricción

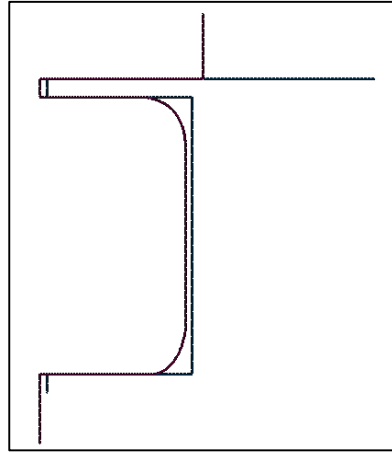


Figura 4.94.- Contacto entre componentes se variaría el coeficiente de fricción Δu aplicado en el software, *Fuente:* Autor

PROCESADO

Tipo de Solver

Análisis estático de desplazamientos, no lineal, para los contactos.

Tipo de análisis

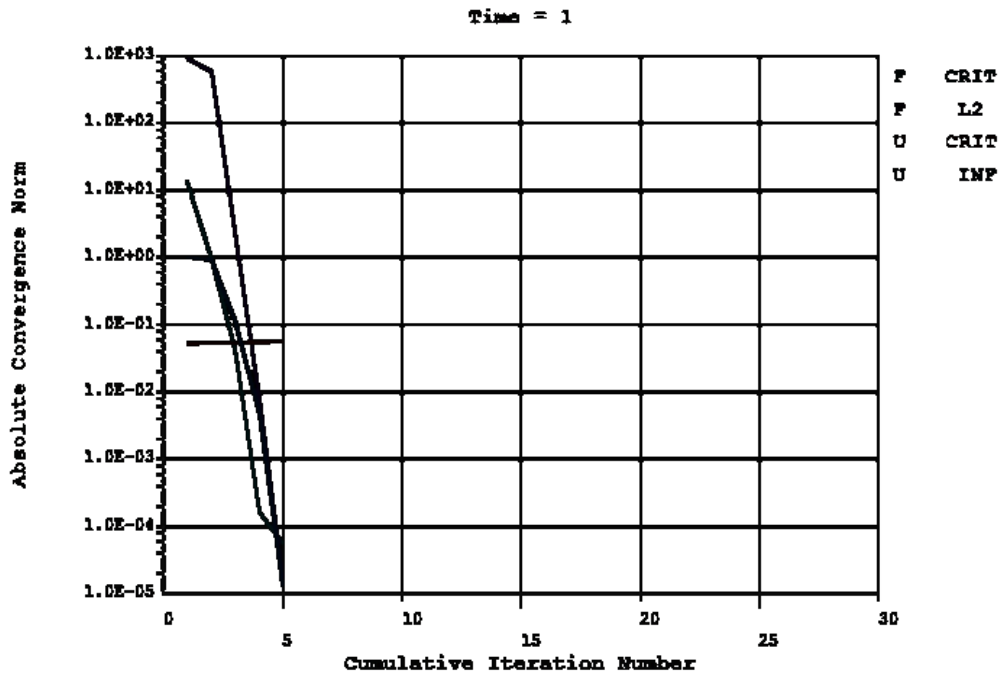


Figura 4.95.- Análisis no lineal de como resuelve el software
Fuente: Autor

POST PROCESADO

Parámetros/variables que se obtuvieron en cada análisis.

Datos obtenidos, Fuerza VS Coeficiente de fricción

Δu , variación del coeficiente de fricción.

Tabla 4.32.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente de fricción, con desplazamiento constante de 1 mm, **Fuente:** Autor

Fuerza en N		
$\Delta x=1\text{ mm}$		
FX	FY	Δu
5.85E-05	8.15E-06	0.2
1.36E-04	5.03E-05	0.5
2.94E-05	5.60E-06	0.8
3.29E-05	7.03E-06	1
2.18E-04	4.25E-05	1.5
1.60E-04	2.75E-05	2
8.95E-05	4.44E-06	3

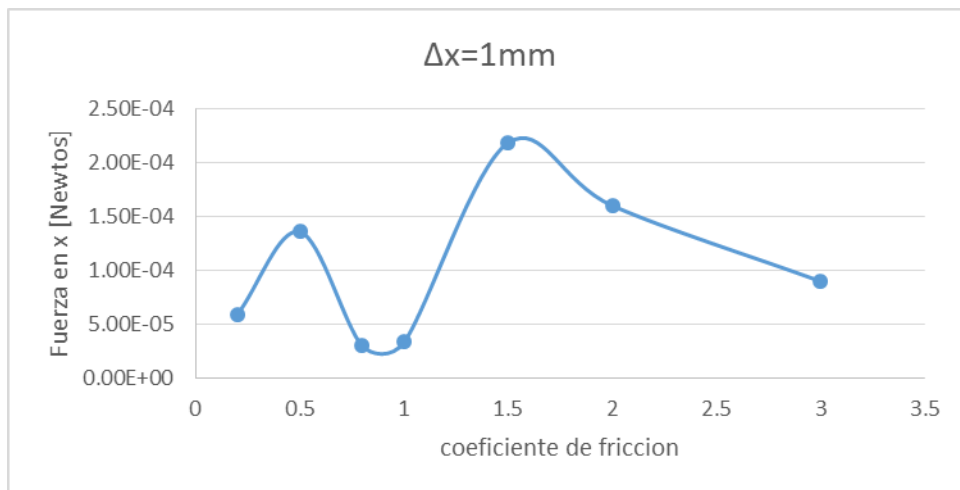


Figura 4.96.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada para $\Delta x=1\text{ mm}$, **Fuente:** Autor

Tabla 4.33.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente de fricción, con desplazamiento constante de 1.01 mm, **Fuente:** Autor

Resumen		
$\Delta x=1.01\text{mm}$		
FX	FY	Δu
27.23	4.22	0.2
27.32	4.24	0.5
27.57	4.29	1.0
28.07	4.41	2.0
28.10	4.39	3.0

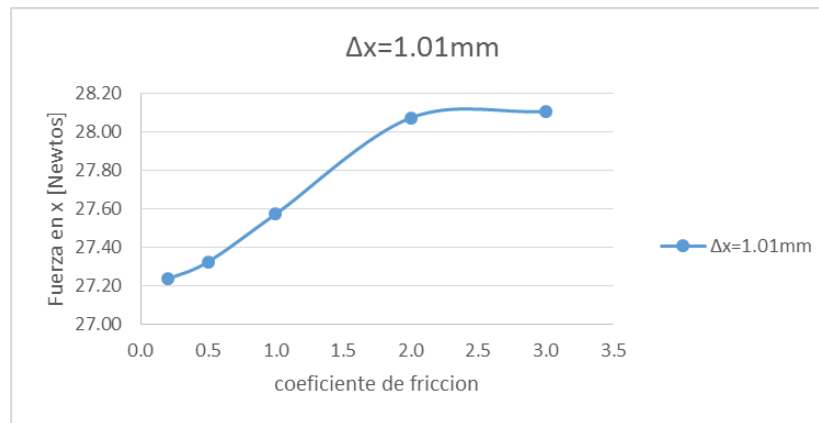


Figura 4.97.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada para $\Delta x=1.01$ mm, **Fuente:** Autor

Tabla 4.34.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente de fricción, con desplazamiento constante de 1.03 mm, **Fuente:** Autor

Resumen		
$\Delta x=1.03\text{mm}$		
FX	FY	Δu
98.83	15.29	0.2
97.91	15.17	0.5
101.25	15.82	3
101.75	15.95	4

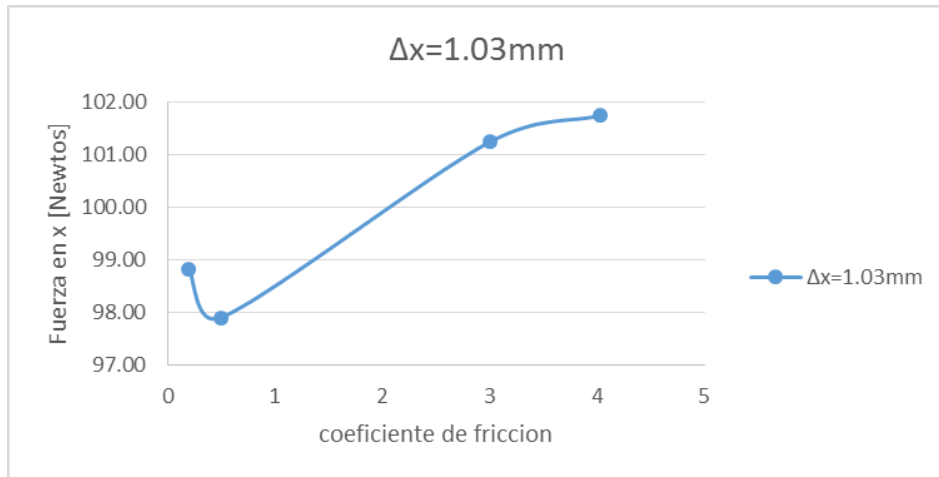


Figura 4.98.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada para $\Delta x=1.03$ mm, **Fuente:** Autor

Tabla 4.35.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente de fricción, con desplazamiento constante de 1.05 mm, **Fuente:** Autor

Resumen		
$\Delta x=1.05$ mm		
FX	FY	Δu
207.99	31.91	0.2
209.67	32.44	1
214.71	33.59	3
217.51	34.32	4

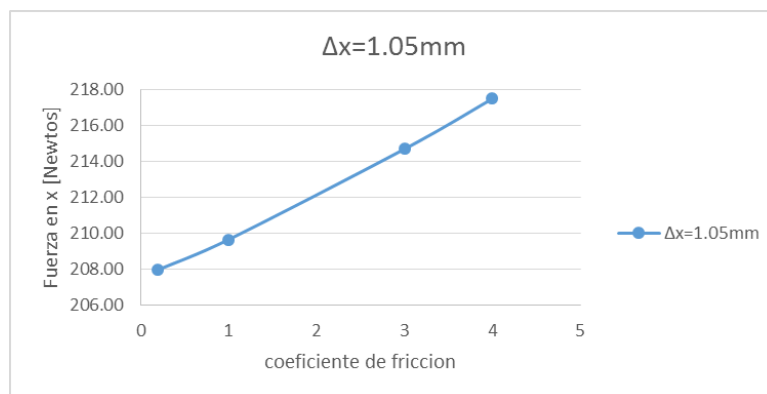


Figura 4.99.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada para $\Delta x=1.05$ mm, **Fuente:** Autor

Tabla 4.36.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente de fricción, con desplazamiento constante de 1.1 mm, **Fuente:** Autor

Resumen		
$\Delta x=1.1\text{mm}$		
FX	FY	Δu
613.784	83.1648	0.2
614.625	83.3679	0.5
512.71	77.934	0.8
514.91	77.893	1
517.2	79.055	2

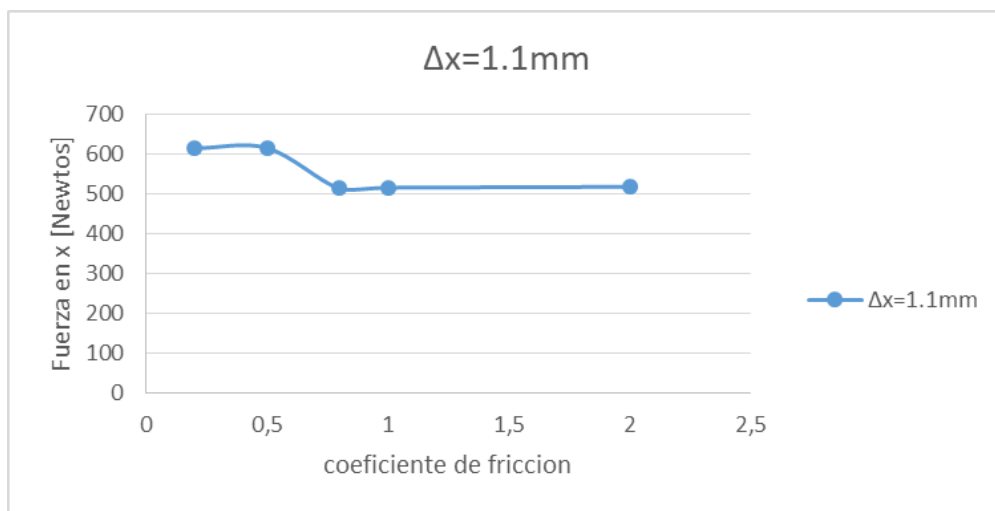


Figura 4.100.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada para $\Delta x=1.1$ mm, **Fuente:** Autor

Tabla 4.37.- Variación de la fuerza a medida que se cambia el coeficiente de fricción, con desplazamiento constante de 1.5 mm, **Fuente:** Autor

Resumen		
$\Delta x=1.5\text{mm}$		
FX	FY	Δu
3070.25	417.62	0.2
3074.56	417.26	0.5
2971.10	416.17	0.8
2939.49	415.57	1
2889.91	414.84	1.5
2790.76	413.39	2

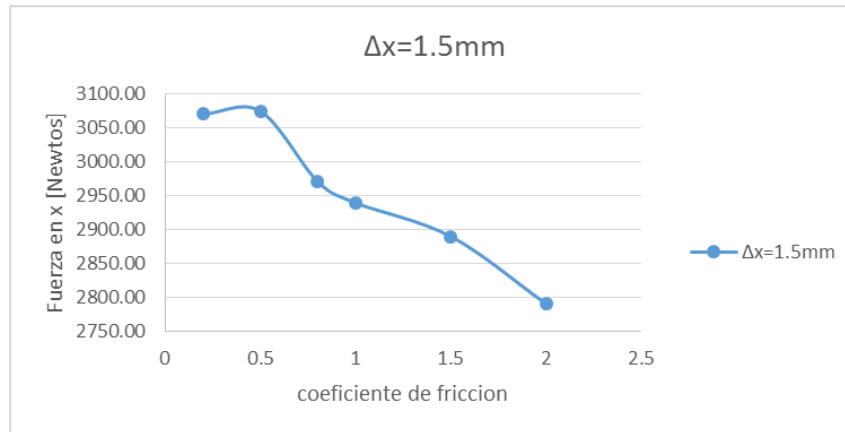


Figura 4.101.- Coeficiente de fricción Vs Fuerza aplicada para $\Delta x=1.5$ mm, *Fuente:* Autor

4.3 VERIFICACIÓN DE HIPÓTESIS

Por medio de la investigación se resume en la **Tabla 4.36** que mejora notablemente el proceso ensamblaje estructural del UAV, como se muestra, se disminuirá de 28 días a 16 días, que se consideraría un proceso mejorado, para una serie de procesos que influye en la línea de fabricación de UAVs, que se esta planificando ya que el CID FAE esta pasando a un proceso de industrialización.

Tabla 4.38.- Tiempo de ensamblaje estructural manual vs ensamblaje estructural con Jig, *Fuente:* Autor.

TIEMPO DE ENSAMBLAJE		DÍAS
MANUAL	Un lado del ala	14
	Dos lados	28
IMPLEMENTANDO UN JIG	Un lado del ala	8
	Dos lados	16

De la **Tabla 4.39** se verifica, que el proceso manual que se utilizaba no se tenía control de la fuerza ejercida en la estructura, al utilizar sargentos de sujeción no es uniforme, dando como resultado con una fuerza excesiva y mínima, también

existía un exceso de deformaciones innecesarias en ciertos tramos y mínima deformación en algunos, como se muestra en las **Tablas 4.25, 4.26.**

Tabla 4.39.- Resumen de tablas
Fuente: Autor.

Rango de Fuerza necesaria aplicar en lb		Desplazamientos en mm	
		MÁXIMO	MÍNIMO
MANUAL	2-5	1,926	-1,979
	2-10	1,817	-1,837
IMPLEMENTANDO UN JIG	2-5	-0,591	-1,575
	25-50	1,149	0,515

De la tabla 4.39 se puede verificar que se requiere aplicar una carga de 2-5 libras en el borde de ataque y 25 a 50 libras en total para cerrar las aberturas iniciales entre componentes que según el grado de rugosidad es N12 o mayor, por lo tanto sería un espacio mínimo de separación entre componentes de desde 50 μm teórico, en la realidad llegaría a un rango de 1-2 mm máximo, por lo tanto en el software se puede comprobar, que el contacto entre componentes son los más cercanos y uniformes posibles implementando un Jig según las tablas 4.30 y 4.31

De las figuras 4.25 a 4.50 se puede observar que los desplazamientos de las costillas respecto a la viga I no son uniformes, por lo tanto no se garantizaba un buen contacto entre componentes para la estructura alar del UAV Gavilán al utilizar el método de ensamblaje manual con sargentos de sujeción.

De las figuras 4.62 a 4.87 se puede verificar y observar, que los desplazamientos de las costillas respecto a la viga I son uniformes, por lo tanto se garantizaría un buen contacto entre componentes para la estructura alar del UAV Gavilán al implementar el Jig.

Del literal 4.2.3.4 se verificó de tablas 4.32 al 4.37 que el coeficiente de fricción afecta a la fuerza en pequeños incrementos, estos incrementos son insignificantes por ser una área de contacto muy pequeña, por lo tanto la fuerza requerida para cerrar el desplazamiento no es afectada significativamente por el coeficiente de fricción de los elementos de la estructura alar del UAV Gavilán.

ESTADÍSTICAMENTE SE COMPRUEBA:

PRUEBA CHI-CUADRADA para contacto entre componentes de la estructura alar del UAV Gavilán

Hipótesis:

Ho; Estudiar los sistemas de sujeción (Jigs) No mejorará el contacto entre componentes de la estructura alar

Hi; Estudiar los sistemas de sujeción (Jigs) mejorará el contacto entre componentes de la estructura alar

Tabla 4.40.- Comprobación con la costilla 1, con el método de Chi Cuadrado *Fuente:* Autor.

Costilla 1					
Fuerza	1	2	5	10	YTotal
Desplazamientos Con Jig	0.977	1.181	1.427	1.661	5.246
Desplazamientos Manual	-0.061	-0.771	-0.219	1.979	0.928
XTotal	0.916	0.410	1.208	3.640	6.174

Margen de Error=0.05 para una confianza del 95%

Grados de libertad:

$$v = (n^\circ \text{filas} - 1)(n^\circ \text{columnas} - 1)$$

$$v = (2 - 1)(4 - 1)$$

$$v = 3$$

Frecuencia teórica

$$ft_{i,j} = \frac{X_{Total} * Y_{Total}}{Total}$$

$$ft_{0,977} = \frac{0.916 * 5.246}{6.174}$$

Tabla 4.41.- Frecuencia teórica, para contacto entre componentes
Fuente: Autor.

Frecuencia Teórica ft			
1	2	5	10
0.778	0.348	1.026	3.093
0.138	0.062	0.182	0.547

$$x^2 = \sum \frac{(f - ft)^2}{ft}$$

Tabla 4.42.- Calculo de x^2
Fuente: Autor.

x^2			
1	2	5	10
0.051	1.990	0.156	0.663
0.287	11.250	0.884	3.747

$$x^2 = 19.027$$

$$x^2_{calculado} = 19.027$$

$$x^2_{tablas} = 7.815 \text{ ver Selección Anexo 8}$$

$$x^2_{calculado} > x^2_{tablas} \rightarrow \text{aceptamos } H_1$$

$$x^2_{calculado} < x^2_{tablas} \rightarrow \text{aceptamos } H_0$$

$$19.027 > 7.815 \text{ Entonces:}$$

Se comprueba que estudiar los sistemas de sujeción (Jigs) mejorará el contacto entre componentes de la estructura alar.

PRUEBA CHI-CUADRADA para optimizar el tiempo de ensamblaje estructural de las alas del UAV Gavilán

Hipótesis:

Ho; Estudiar los sistemas de sujeción (Jigs) optimizar el tiempo de ensamblaje estructural de las alas del UAV

H₁; Estudiar los sistemas de sujeción (Jigs) optimizar el tiempo de ensamblaje estructural de las alas del UAV

Tabla 4.43.- Comprobación entre proceso manual, implementando un Jig, *Fuente:* Autor

	Tiempo en días		
Proceso	Manual	Con Jig	jTotal
Paso 1	6	6	12
Paso 2	6	10	16
Paso 3	6	0	6
Paso 4	10	0	10
iTotal	28	16	44

Margen de Error=0.05 para una confianza del 95%

Grados de libertad:

$$v = (n^{\circ}filas - 1)(n^{\circ}columnas - 1)$$

$$v = (4 - 1)(2 - 1)$$

$$v = 3$$

Frecuencia teórica

$$ft_{i,j} = \frac{iTotal * jTotal}{Total}$$

$$ft_{0,977} = \frac{28 * 12}{44}$$

Tabla 4.44.- Frecuencia teórica, tiempo de ensamblaje estructural
Fuente: Autor.

	Frecuencia Teórica	
Paso 1	7.6364	4.364
Paso 2	10.182	5.818
Paso 3	3.8182	2.182
Paso 4	6.3636	3.636

$$x^2 = \sum \frac{(f - ft)^2}{ft}$$

Tabla 4.45.- Calculo de x^2
Fuente: Autor.

	x^2	
Paso 1	0.3506	0.614
Paso 2	1.7175	3.006
Paso 3	1.2468	2.182
Paso 4	2.0779	3.636

$$x^2 = 14.8304$$

$$x^2_{calculado} = 14.8304$$

$$x^2_{tablas} = 7.815 \text{ ver Selección Anexo 8}$$

$$x^2_{calculado} > x^2_{tablas} \rightarrow \text{aceptamos } H_1$$

$$x^2_{calculado} < x^2_{tablas} \rightarrow \text{aceptamos } H_0$$

$$14.8304 > 7.815 \text{ Entonces:}$$

Se comprueba que estudiar los sistemas de sujeción (Jigs) optimizar el tiempo de ensamblaje estructural de las alas del UAV

CAPÍTULO 5

5 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 CONCLUSIONES

- Se disminuyó el tiempo de ensamblaje de la estructura alar del proceso manual de 28 días a 16 implementando un Jig.
- Se pudo mejorar el número de pasos a realizarse en comparación al proceso manual de 4 pasos a 2 pasos implementando un Jig.
- Del estudio se concluyó que este Jig solo se utilizará para hacer 4 aviones en línea por ende se debió utilizar materiales que tenemos en el mercado para disminuir costos.
- Al aplicar una fuerza media en el Jig se pueden cerrar los espacios, dando así un mejor contacto entre componentes según el software.
- Se concluye que el coeficiente de fricción no afecta en el análisis por ser una área muy pequeña la que está en contacto.
- Estadísticamente se comprueba, que los contactos entre componentes se mejorará al igual que el tiempo de ensamblaje al implementar un Jig.
- Del estudio se concluyó que se puede obtener un Jig con propiedades excelentes que soporte el peso sin deformarse, quedando así dentro de los rangos de tolerancia.
- Al construir fue beneficioso tener pegado los planos en escala real en la madera así se consiguió un bajo error al momento de cortar en la máquina.
- La fuerza máxima aplica normalmente en cada sargento de sujeción en la estructura alar debe estar en rango de 2 a 10 lb aplicando en método manual.

- La fuerza aplicada uniformemente en el Jig debe estar en el rango de 2-5 lb en el borde de ataque y de 25-50 lb en el borde de salida.
- Al estudiar los factores del ensamblaje estructural se pudo mejorar el contacto entre componentes, aplicando una carga uniforme.
- Se concluye que no es necesario que el Jig tenga una gran resistencia ya que no va soportar mucho peso.

5.2 RECOMENDACIONES

- Planificar de antemano los procesos de ensamblaje, para no ser improvisados.
- Se recomienda un diseño ergonómico para mayor comodidad de los operadores.
- Fijar de mejor manera la viga principal I, para aprisionar las costillas de mejor manera.
- Ser cauteloso en la construcción del Jig, especialmente en los pequeños topes que delimitan que las costillas se muevan transversalmente.
- Imprimir los planos, posteriormente recortar y pegar en el triplex para cortar con exactitud en la maquinaria.
- Se recomienda implementar un Jig para el ensamble de la estructura interna del ala del UAV Gavilán.
- Se recomienda seguir la hoja de procesos implementando un Jig para el proceso de ensamblaje.

CAPÍTULO 6

6 PROPUESTA

6.1 DATOS INFORMATIVOS

6.1.1 Título:

Diseño del Jig para la estructura alar del vehículo aéreo no tripulado Gavilán y su implementación en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana

6.1.2 Beneficiario:

Este proyecto está dirigido a contribuir con el desarrollo del Proyecto UAV Gavilán del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, también apoyara con el desarrollo aeronáutico y científico del Ecuador.

6.1.3 Ubicación:

El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana está ubicado en la provincia de Tungurahua cantón Ambato en el Aeropuerto de Chachoán.

6.1.4 Equipo técnico responsable

- Investigador

- Aerotécnicos

6.2 ANTECEDENTES DE LA PROPUESTA

Del estudio de ensamblaje estructural interno alar en el CIDFAE se determina que se requiere un Jig para el ensamble de la estructura interna del ala del UAV, que pueda soportar las cargas y tenga deformaciones mínimas según especifica los Ingenieros

encargados de diseñar los UAVs en el CIDFAE, para esto se concluyó que la utilización de software de diseño, simulación es muy útil y se cumplirá lo propuesto.

Estar dentro de los márgenes de tolerancias en diseño, construcción y tener capacidades en las herramientas y materiales es esencial para el cumplimiento de las metas planteadas. El Jig para la estructura interna alar al ser construida en materiales adecuados y que se encuentren con facilidad en el mercado abarata los costos sin disminuir la resistencia, también es posible la optimización de recursos.

6.3 JUSTIFICACIÓN

Implementar en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana un Jig para el correcto ensamblaje de las alas del UAV Gavilán bajo las normas de diseño, este Jig permitirá mejorar el tiempo de ensamblaje de la estructura interna del ala del UAV Gavilán, además ayudará a tener un buen contacto entre componentes como son la viga principal I y las costillas, al igual permitirá que los operadores encargados del ensamblaje, trabajen cómodamente y no tengan dificultad al momento del ensamblaje estructural, a la par que los aviones que se vayan a construir con dicho molde su estructura interna del ala serán iguales todos, al implementar dicho Jig.

El beneficio que obtendrá el Centro de Investigación y Desarrollo es seguir avanzando dentro del proyecto, ya que las alas son un elemento primordial para que el UAV Gavilán tome el vuelo con seguridad cumpliendo así con el cronograma.

6.4 OBJETIVOS

6.4.1 Objetivo General

Diseñar y construir un Jig para el ensamblaje estructural de las alas de la aeronave no tripulada Gavilán para el CIDFAE

6.4.2 Objetivos Específicos

- Modelar el Jig en el software.

- Realizar el análisis por elementos finitos en el Software.
- Implementar en Jig en el CIDFAE

6.5 ANÁLISIS DE FACTIBILIDAD

El diseño se fundamenta básicamente en los requerimientos mínimos y normas técnicas, que son parámetros conocidos. El conocimiento de diseño y simulación en software es suficiente para el desarrollo del proyecto, ya que son conceptos adquiridos en la etapa estudiantil, complementado con investigación bibliográfica.

El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana posee el software de simulación con las respectivas licencias y los materiales de uso común para la construcción de herramientas que ayuden y faciliten la construcción de la estructura interna de las alas y en general el UAV.

En referencia a su construcción es factible tanto el diseño, ejecución e implementación, para su construcción dependen directamente del presupuesto del autor, siempre y cuando se asuma ésta responsabilidad y se brinde la confianza de seguir adelante con el proyecto en la institución beneficiaria.

6.6 FUNDAMENTACIÓN

Para el desarrollo, fue necesario recolectar toda información necesaria en el lugar de los hechos, en las instalaciones del CIDFAE, en el taller de estructuras aeronáuticas para analizar los diferentes requerimientos, para desarrollar el ensamblaje estructural interna de las alas del UAV, llegando a la conclusión que necesitan un Jig con topes para el ensamblaje de dicha estructura, con los parámetros que se mostraran.

6.6.1 Factor de seguridad

Lo recomendado en aviación según la norma Especificaciones de certificación para Grandes Aviones CS-25 Book 1 Sub parte C, Estructura, numeral CS 25.303 Factor of safety, recomienda que el factor de seguridad recomendado debe estar 1- 5 aplicado a la carga límite a menos que se especifique lo contrario.

Por no existir en el Ecuador una norma Técnica para UAVs, se tomó de referencia la norma CS 25. Ya que los UAV son igual de importantes.

En el cual se tomará un factor de seguridad dentro de los rangos especificados según la norma CS 25.303 Factor of safety

6.6.2 Método de elementos finitos (HUTTON, 2004).

El objetivo principal del método de elementos finitos es el cálculo de las variables de campo dentro de su contorno, para ello se procede a elegir un modelo matemático apropiado, la característica principal debe tener continuidad, luego se procede a dividir el dominio en un número determinado (finito) de elementos, esta división se la determina por las características intrínsecas del fenómeno que se analiza y de su forma. Con esta base se desarrolla matrices para cada elemento y luego se las ensambla en una matriz de rigidez Global, las características principales de esta matriz es ser cuadrática, ser simétrica y bandada. Con ella se procede a realizar los cálculos de las variables de campo, hay que anotar que las respuestas que da este procedimiento es en puntos determinados, si bien estos están enlazados con sus elementos adyacentes, son únicamente puntos seleccionados, por lo que si bien las variables calculadas corresponden al interior del campo, no son valores de puntos en el interior de los elementos discretizados, lo cual puede ser una necesidad en ciertos casos (HUTTON, 2004).

Para calcular al interior de los elementos discretizados se tiene que recurrir a la interpolación de valores, siendo los polinomios las funciones más comúnmente usadas para la interpolación (HUTTON, 2004).

6.6.2.1 Solución con MEF (HUTTON, 2004).

Los pasos que se siguen cuando un problema se lo soluciona por el método de los elementos finitos son los siguientes según (HUTTON, 2004):

6.6.2.2 Preprocesado (HUTTON, 2004).

a) Definir la geometría del problema: En este paso se determina el conjunto dimensional en el que se va a aplicar el MEF, aquí seleccionamos el “objeto” de nuestro análisis.

b) Definir el tipo o tipos de elementos a ser utilizados: Dependiendo del problema a ser analizado se debe elegir los elementos discretos a ser utilizados, lineales, bidimensionales o tridimensionales y en cada uno de estos casos que particularidad tendrán, esto dependerá de la geometría del problema como de las consideraciones de análisis que se tomen.

c) Definir las propiedades físicas de los elementos: Los elementos pueden ser simplificados en sus características físicas para su inclusión en el modelo matemático, esto ayuda al desarrollo de la solución.

d) Definir la Geometría de los elementos: Las características geométricas que se eligen influyen en la calidad de la solución, por ejemplo si el conjunto es triangular lo mejor será elegir elementos triangulares.

e) Definir el entramado de los elementos: Aspecto importante es que la malla y las conexiones entre los elementos faciliten la aplicación del modelo matemático.

f) Definir las condiciones de borde: Si bien el método facilita la solución del problema, es indispensable conocer los principios que rigen al fenómeno o problema planteado, si no se es capaz de interpretar correctamente y definir las condiciones en las cuales actúan los resultados serán erróneos.

g) Definir las cargas: Es fundamental definir correctamente que cargas se aplican sobre el campo que se analiza.

6.6.2.3 Solución

Una vez que se ha planteado las condiciones de trabajo, se definen las ecuaciones correspondientes, las interrelaciones entre los elementos y determinado el conjunto

global del problema, se usa un software, el cual ensambla las matrices y calcula las variables desconocidas (HUTTON, 2004)

6.6.2.4 Posprocesado (HUTTON, 2004).

a) Presentar los elementos en sus magnitudes: El Software no presenta los valores en magnitudes, corresponde darle la orden correspondiente para que los resultados sean presentados en sus magnitudes.

b) Chequear el equilibrio del campo (sistema): Una rápida comprobación de que el sistema cumple con sus condiciones de borde ayudan para que las soluciones sean las correctas.

c) Calcular los factores de seguridad: Este paso debe ser aplicado con criterio ingenieril, a nombre del factor de seguridad no se debe echar por la borda todo el trabajo realizado, los factores de seguridad deben ser correctamente seleccionados y no se debe exagerar en su elección.

d) Realizar los detalles finales de presentación: Realizar el plano final del conjunto, si es dinámico la simulación dinámica, si hay variables que sean necesarias visualizarlas, mostrarlas (HUTTON, 2004).

6.6.3 Material a utilizar

6.6.3.1 Acero ASTM A500 Grado B

El material utilizado para esta estructura es el acero A500 debido a su uso y existencia en el mercado.

Es el material estructural más usado para la construcción de estructuras en el mundo. Es fundamentalmente una aleación de hierro (mínimo 98%), con contenidos de carbono menores del 1% y otras pequeñas cantidades de minerales como manganeso, para mejorar su resistencia, y fósforo, azufre, sílice y vanadio para mejorar su soldabilidad y resistencia a la intemperie. Es un material usado para la construcción de estructuras, producido a partir de materiales muy abundantes en la naturaleza. Entre

sus ventajas está la gran resistencia a tensión y compresión y el costo razonable según la ASTM.

Ventajas y desventajas del acero según la ASTM para el acero A36-A569.

Ventajas.

Alta resistencia.- La alta resistencia del acero por unidad de peso implica que será poco el peso de las estructuras, esto es de gran importancia en puentes de grandes claros.

Uniformidad.- Las propiedades del acero no cambian apreciablemente con el tiempo como es el caso de las estructuras de concreto reforzado.

Durabilidad.- Si el mantenimiento de las estructuras de acero es adecuado duraran indefinidamente.

Ductilidad.- La ductilidad es la propiedad que tiene un material de soportar grandes deformaciones sin fallar bajo altos esfuerzos de tensión. La naturaleza dúctil de los aceros estructurales comunes les permite fluir localmente, evitando así fallas prematuras.

Tenacidad. - Los aceros estructurales son tenaces, es decir, poseen resistencia y ductilidad. La propiedad de un material para absorber energía en grandes cantidades se denomina tenacidad.

Gran facilidad para unir diversos miembros por medio de varios tipos de conectores como son la soldadura, los tornillos y los remaches.

Posibilidad de prefabricar los miembros de una estructura.

Rapidez de montaje.

Gran capacidad de laminarse y en gran cantidad de tamaños y formas.

Resistencia a la fatiga.

Posible reciclaje después de desmontar una estructura.

Desventajas.

Costo de mantenimiento. - La mayor parte de los aceros son susceptibles a la corrosión al estar expuestos al agua y al aire y, por consiguiente, deben pintarse periódicamente.

Costo de la protección contra el fuego.- Aunque algunos miembros estructurales son incombustibles, sus resistencias se reducen considerablemente durante los incendios.

Susceptibilidad al pandeo. - Entre más largos y esbeltos sean los miembros a compresión, mayor es el peligro de pandeo, el acero tiene una alta resistencia por unidad de peso, pero al utilizarse como columnas no resulta muy económico ya que debe usarse bastante material, sólo para hacer más rígidas las columnas contra el posible pandeo.

Aplicaciones.

Construcción de estructuras metálicas remachadas, atornilladas o soldadas por ejemplo: puentes, torres de energía, torres para comunicación y edificaciones. En el Ecuador es el acero más empleado en la construcción de carrocerías para buses

Propiedades:

Tabla 6.1.- Propiedades del acero ASTM A500 grado B

Fuente: (Industrias Unicon, C.A., 2006)

Acero ASTM A 500 Gr B	
Propiedades	Dimensiones
Resistencia a la Tracción	400 [MPa]
Coefficiente de Poisson	0,3
Densidad de masa	7850 [Kg/m ³]
Límite fluencia	317 [MPa]

6.7 METODOLOGÍA

6.7.1 Diseño y Construcción del Jig para el ensamblaje estructural de las alas de la Aeronave No Tripulada Gavilán para el CIDFAE

1) Variables a medir

Deformación máxima, 1 mm en base a la tolerancia del acabado de las piezas.

Factor de seguridad mínimo recomendado. Ver en tabla del Anexo 4

6.7.1.1 Diseño de la viga con la carga máxima aplicada para determinar el perfil estructural a utilizar.

$$P_1 = 1000 \text{ lb}$$

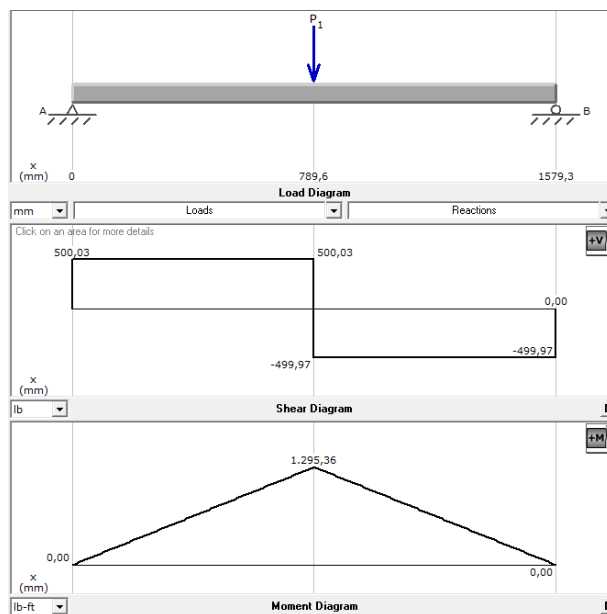


Figura 6.1.- Diagrama de fuerzas constantes y momento flector de la viga soporte, *Fuente:* El autor

$$M_{\max} = 1295,36 \text{ lb. in}$$

Soporte lateral total

$$F_b = 0,66 * s_y \qquad \text{Ec. (6-1) (SHIGLEY, 2005)}$$

$$F_b = 0,66 * 36 = 23,8 \text{ ksi}$$

$$S_x = \frac{M}{F_b}$$

Ec. (6-2) (SHIGLEY, 2005)

$$S_x = \frac{1,29 \text{ klb plg}}{\frac{23,8 \text{ klb}}{\text{plg}^2}} = 0,0544 \text{ pulg}^3$$

Con esto se elegirá un perfil que tenga la resistencia a la fluencia S_x mayor o igual

Seleccionamos una viga tubo cuadrada 40*40*1.5 como se muestra en el anexo 2

6.7.1.2 Preprocesado

1) Generación de modelo CAD

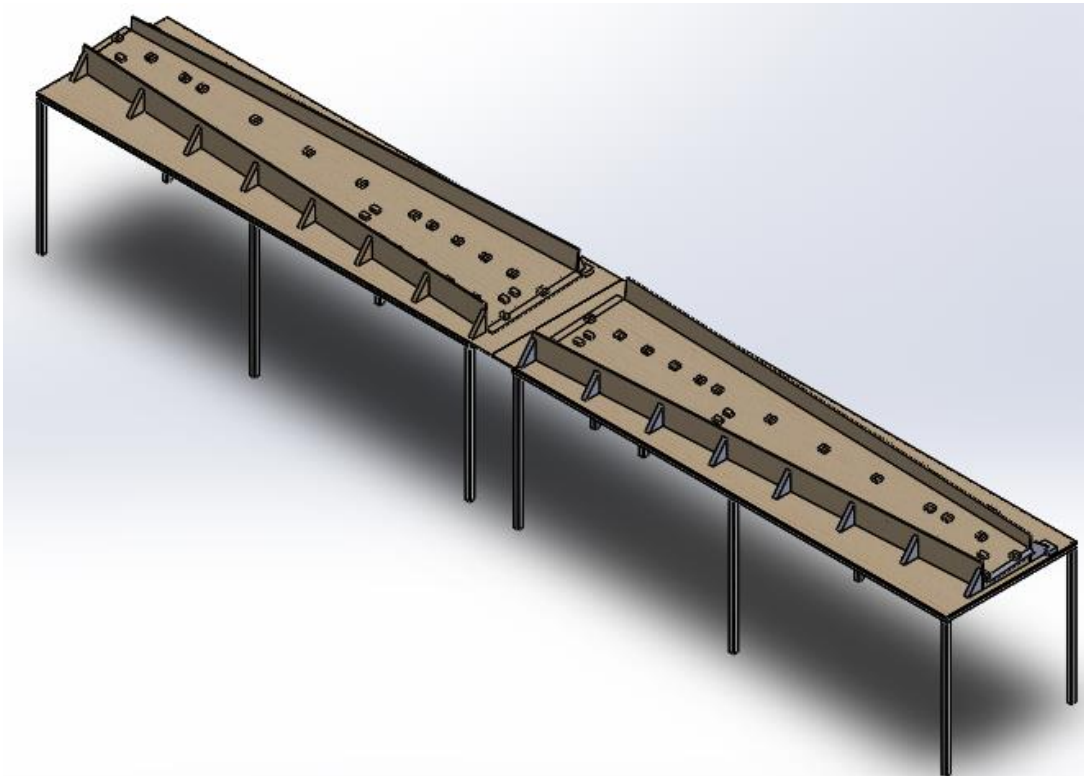


Figura 6.2.- Modelo del Jig en el software

Fuente: Autor

Se modela de acuerdo a la necesidad de la institución, considerando el espacio y movilidad de los técnicos aeronáuticos, Planos en el Anexo 8.

Se analizó la mitad del Jig por ser simétrico.

2) Elección del tipo de elemento para el Mallado.

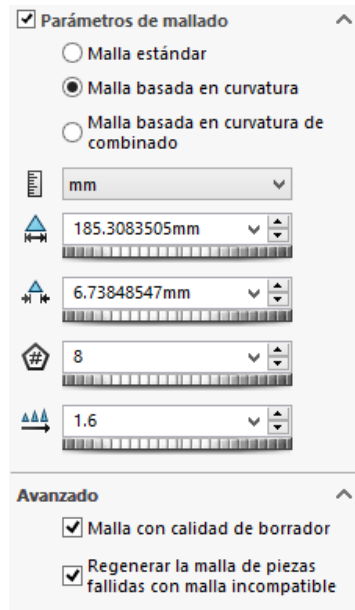


Figura 6.3.- Características del elemento finito aplicado a la mitad del JIG en el software, *Fuente:* Autor

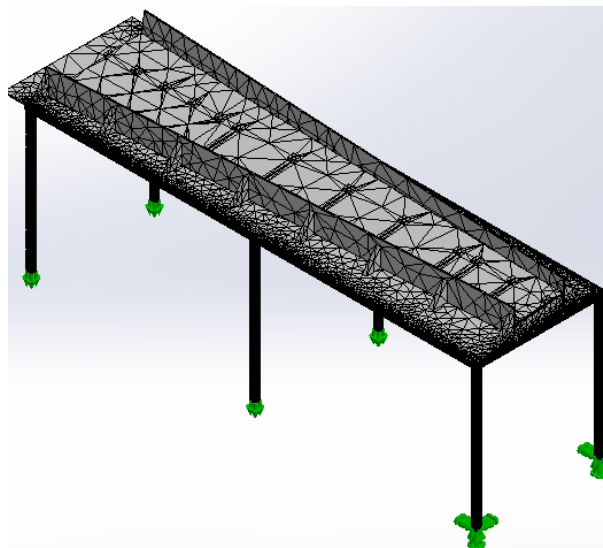


Figura 6.4.- Calidad de malla ingresado a la mitad del Jig en el software, *Fuente:* Autor

3) Condiciones de frontera para simulación en el software.

Geometría fija

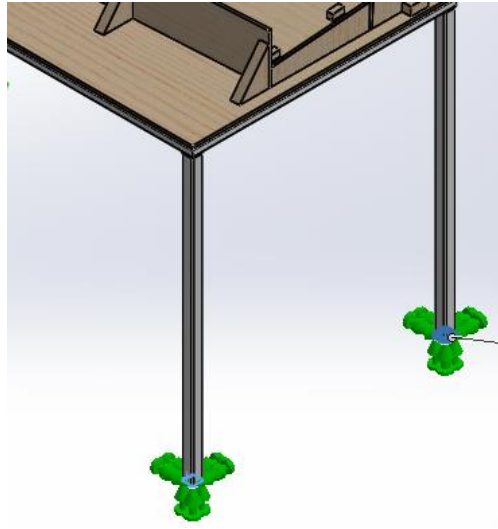


Figura 6.5.- Geometría fija aplicado a las estructura de soporte del la mitad del Jig en el software, **Fuente:** Autor

Rodillo

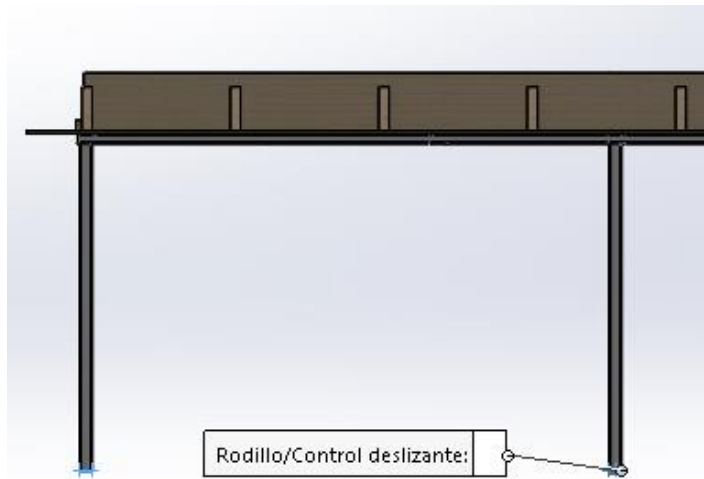


Figura 6.6.- Rodillo deslizable aplicado a las estructura de soporte de la mitad del Jig en el software, **Fuente:** Autor

Aplicación de carga

La carga a soportar es inferior a 100 lb, que es lo que pesa la estructura alar del UAV Gavilán.

Se aplicara una carga de 1000 lb que sobrepasa el peso de la estructura, considerando que se podrían subir varias personas a la mesa de soporte de la estructura alar.

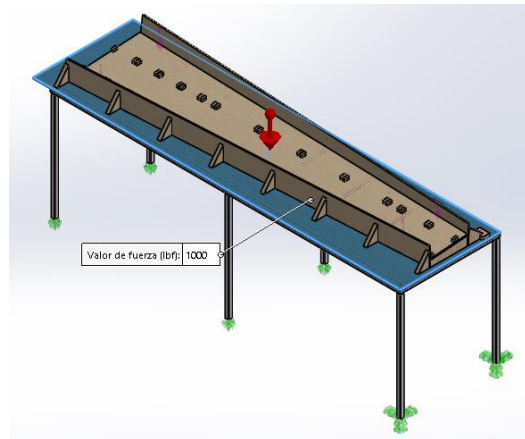


Figura 6.7.- Aplicación de fuerza en la mesa de soporte del la mitad del Jig en el software, **Fuente:** Autor

Considerando el peso a soporta también se aplicó una carga extra en el Jig de 500 lb suponiendo que se suban personas al Jig de ensamblaje estructural.

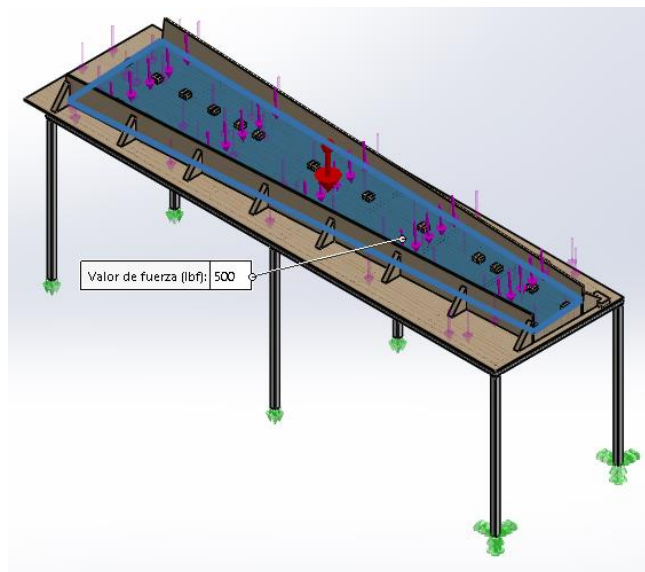


Figura 6.8.- Aplicación de fuerza en la mitad del Jig en el software, **Fuente:** Autor

4) Contacto entre componentes flexible, sin penetración.

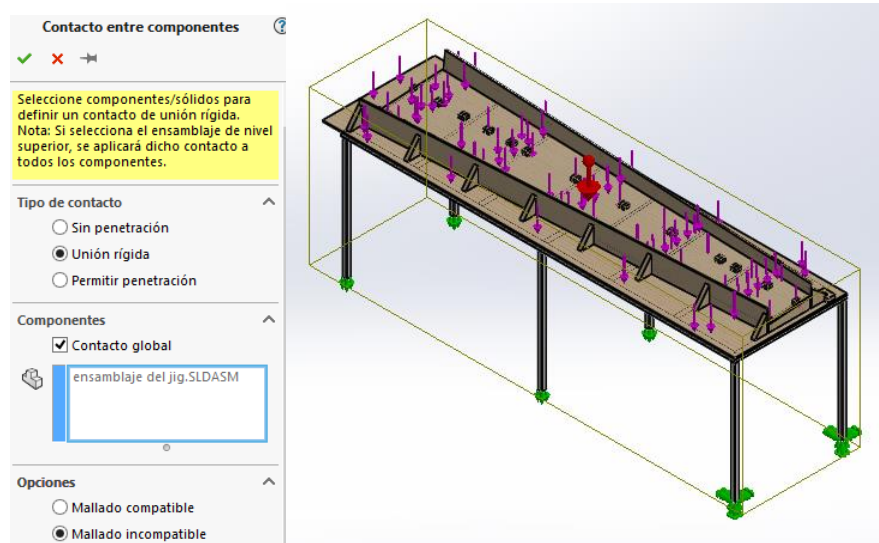


Figura 6.9.- Características del tipo union utilizado para el aplicado a la mitad del JIG en el software, **Fuente:** Autor

6.7.1.3 Procesado

1) Tipo de Solver

Direct Sparse para problemas grandes

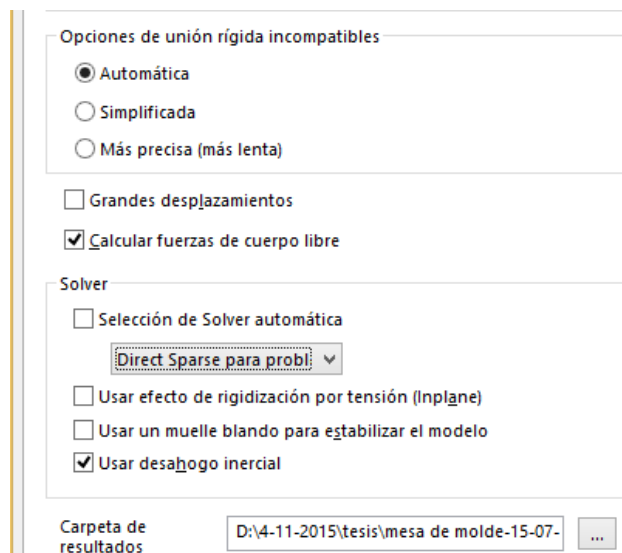


Figura 6.10.- Características del tipo de solver que utilizó el software para realizar la simulación, **Fuente:** Autor

2) Tipo de análisis

Direct Sparse: Método directo (Martínez, 2013)

El Direct Sparse está basado en un método directo. El “solver” utiliza las ecuaciones y las resuelve directamente

Por ejemplo, en el caso de un estudio de estático de análisis de esfuerzos, este método requeriría la utilización del método de la matriz inversa (de modo que pudiera invertirse la matriz de rigidez K) y posteriormente llevar a cabo una simple multiplicación (multiplicar por $\vec{F}(t)$) para hallar la solución:

$$K^{-1}\vec{F}(t) = K^{-1}K\vec{u}(t)$$

6.7.1.4 Post Procesado

Resultados del software.

Como se ve en la figura 6.11, se muestra la deformación inferior a 1 mm

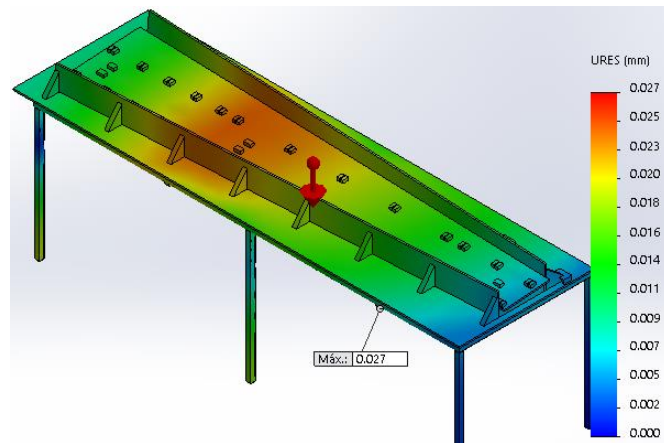


Figura 6.11.- Desplazamientos mínimos y máximos del Jig de la estructura interna del ala en el software, **Fuente:** autor

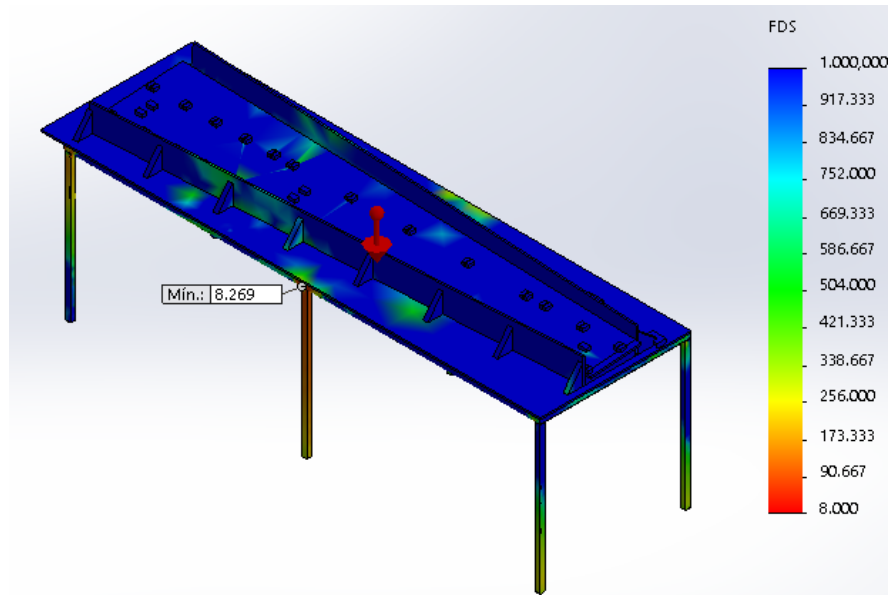


Figura 6.12.- Trazado de factor de seguridad del Jig en el software, *Fuente:* autor

Como se ve en la figura 6,12 se tiene un factor de seguridad alto superior a 8 que es lo recomendado.

6.7.1.5 Construcción del Jig

Construcción de la estructura metálica.

Tabla 6.2.- Proceso de construcción de la estructura metálica de soporte del Jig para la estructura alar del UAV Gavilán, *Fuente:* Autor

Proceso de construcción de la estructura metálica de soporte del Jig		
ITEM	ACTIVIDAD	DETALLE
1	Adquirir	Comprar los materia necesarios como son los perfiles de Acero A 500 Gr B
2	Cortar	Cortar los perfiles cuadrados, utilizando la sierra circular para metales.
3	Limpiar	Limpiar las rebabas de producto de los cortes, con la pulidora.
4	Limpiar	Limpiar la zona que se va asoldar, dejándolo libre de impurezas y grasa.

5	Soldar	Colocar puntos de soldadura para armar la estructura metálica, al ser el espesor de 1.5 mm no es necesario preparar la junta donde se soldara según la norma AWS D1.3, también recomienda soldar con electrodo E 6011.
6	Centrar	Colocar todo las esquinas a escuadra, para evitar deformaciones al momento de soldar
7	Resoldar	Resoldar todas las juntas
8	Limpiar	Limpiar las impurezas de los cordones de soldadura y grasa de toda la estructura metálica
9	Pintar	Pintar la estructura metálica.

Se lo construyó en un taller metal mecánico la estructura de soporte.

Según los planos en el Anexo 8, se procedió a construir.

El Jig en se construyó en un taller de carpintería

Tabla 6.3.- Proceso de construcción del Jig para la estructura alar del UAV Gavilán, *Fuente:* Autor

Proceso de construcción del Jig		
ITEM	ACTIVIDAD	DETALLE
1	Adquirir	Comprar los materia necesarios como son la tabla Triplex de 12 mm de espesor
2	Cortar	Cortar de acuerdo a los planos, utilizando la sierra circular para madera
3	Limpiar	Limpiar las rebabas de producto de los cortes, con una lija fina # 250
4	Lijar	Lijar con una fina # 300, las superficies.
5	Pintar	Pintar todas las superficies.



Figura 6.13.- Construcción del Jig en el taller, *Fuente:* autor





Figura 6.14.- Construcción terminada del jig, *Fuente:* autor

6.7.2 Proceso a seguir implementando un Jig para el ensamblaje de la estructura interna de las alas del UAV Gavilán.

Tabla 6.4.- Proceso de ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán

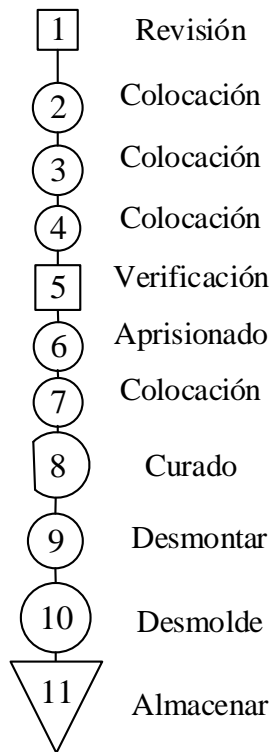
Fuente: Autor

PROCEDIMIENTO A SEGUIR PARA LA ESTRUCTURA INTERNA DEL LAS			
		ALAS DEL UAV GAVILÁN	
			
Encargado:		Tiempo total [Días]	7
ÍTEM	Actividad	TIEMPO [Horas]	Detalle
1	Revisión	0.17	Revisar orden de trabajo, para saber las actividades a realizar
2	Colocación	0.17	Colocación de Viga I, limitado por los topes centrales
3	Colocación	2.50	Colocación de costillas del 1 al 13, según los topes del Jig, empezando desde el borde central
4	Colocación	0.17	Colocación de Viga C, en el borde salida de las costillas
5	Verificación	0.33	Verificación visual que se haya acoplado la viga C a las costillas
6	Aprisionado	0.17	aprisionar con el tope móvil del Jig, la viga C, que esta aprisionara a la vez toda la estructura alar
7	Colocación	0.25	Colocación del sikaflex-256 en las partes en contacto de las costillas y la viga I

8	Curado	48.00	Esperar el tiempo de curado mínimo para la estructura alar del UAV Gavilán
9	Desmontar	0.08	Desmontar tope móvil de la viga I para posterior desmolde
10	Desmolde	0.25	Desmoldar la estructura alar del Jig, cuidadosamente
11	Almacenar		Almacenar en bodega la estructura alar del Jig
Tiempo total		52	

6.7.3 Diagramas de proceso implementando un Jig

Ensamblaje de la estructura alar del UAV Gavilán



6.8 ADMINISTRACIÓN

6.8.1 Análisis de costos.

6.8.1.1 Costos Directos

Tabla 6.5.- Costos de Materiales,
Fuente: Autor.

COSTO DE MATERIALES			
DESCRIPCIÓN	CANTIDAD	VALOR UNITARIO	PRECIO (USD)
Triplex de 9mm	6	\$ 50,45	\$ 302,70
Tabla de pino de 3 cm	1	\$ 7,00	\$ 7,00
Tabla de pino de 2 cm	1	\$ 5,00	\$ 5,00
Tabla de pino de 1 cm	1	\$ 4,00	\$ 4,00
Perfil estructural 50x30x1.5 mm	4	\$ 12,35	\$ 49,40
Perfil estructural 1.5in x 2 mm	6	\$ 13,60	\$ 81,60
Electrodos [lb]	10	\$ 1,75	\$ 17,50
Pintura [litros]	4	\$ 12,00	\$ 48,00
Alisante [litros]	5	\$ 7,55	\$ 37,75
Sellador [litros]	5	\$ 6,70	\$ 33,50
Laca [litros]	3	\$ 13,25	\$ 39,75
Tinte [litros]	3	\$ 8,15	\$ 24,45
Resina para madera [litro]	1	\$ 15,00	\$ 15,00
Masilla plástica [litros]	1	\$ 12,00	\$ 12,00
Clavos [libras]	5	\$ 2,50	\$ 12,50

Tornillos de 2 in	50	\$ 0,10	\$ 5,00
Tornillos de 1 in	100	\$ 0,07	\$ 7,00
Tornillos de 0.5 in	100	\$ 0,05	\$ 5,00
Auto perforantes 0.5 in	25	\$ 0,10	\$ 2,50
Lijas	5	\$ 0,75	\$ 3,75
TOTAL			\$ 713,40

6.8.1.2 Costos Indirectos

Tabla 6.6.- Costos de mano de obra
Fuente: Autor.

COSTOS DE MANO DE OBRA	
DESCRIPCIÓN	COSTO (USD)
Mano de obra	\$ 200,00
Transporte de materiales	\$ 50,00
TOTAL	\$ 250,00

Tabla 6.7.- Costos varios
Fuente: Autor,

COSTOS VARIOS	
DESCRIPCIÓN	COSTO (USD)
Trasporte	\$ 30,00
Impresiones	\$ 100,00
Internet	\$ 60,00
Alimentación	\$ 50,00
Carpetas	\$ 2,00
TOTAL	\$ 242,00

6.8.1.3 Costos Totales de la Implementación de la máquina.

Tabla 6.8.- Costo Total del proyecto
Fuente: El Autor

COSTO TOTAL DEL PROYECTO	
Costo de materiales	\$ 713,40
Costos de mano de obra	\$ 250,00
Costos varios	\$ 242,00
Subtotal	\$ 1.205,40
Impresitos 20%	\$ 241,08
COSTO TOTAL	\$ 1.446,48

El Costo total del proyecto está valorado:

Costo total = \$ 1.446,48

6.9 PREVISIÓN DE LA EVALUACIÓN

Al haber finalizado la presente investigación, el mismo que fue realizado el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana de la ciudad de Ambato (CID FAE), por medio de la implantación del Jig para el ensamblaje estructural de las alas del UAV Gavilán, se logró con los objetivos planteados y se sugiere tomar en consideración citadas en el capítulo cinco, con el fin de poder garantizar el diseño que se logró implementar.

MATERIALES DE REFERENCIA

1. CASTRO, N. (13 de Febrero de 2014). *www.academia.edu*. Obtenido de https://www.academia.edu/3652715/DISENO_SIMPLIFICADO_Y_CONSTRUCCION_DE_UNA_AERONAVE_NO_TRIPULADA_UAV_A_ESCALA_PARA_COMBATIR_INCENDIOS_-_FIREHUNTER#
2. CHÁZARO, C. (11 de Junio de 2013). *ELECCIÓN DEL ACERO*. Obtenido de <http://www.gerdaucorsa.com.mx/>:
http://www.gerdaucorsa.com.mx/articulos/Eleccion_del_Tipo_de_Acero_para_Estructuras.pdf
3. *ecuadoruniversitario.com*. (17 de 05 de 2013). Obtenido de <http://www.ucsgrtv.com/radio/noticias/universitarias/item/1554-que-pasa-en-ecuador-en-materia-de-ciencia-tecnologia-e-innovacion.html>
4. EL TELÉGRAFO. (20 de Enero de 2014). <http://www.telegrafo.com.ec/>. Obtenido de <http://www.telegrafo.com.ec/noticias/tecnologia/item/los-drones-ya-se-usan-en-ecuador-como-herramientas-de-fotografia.html>
5. Engineering an Design. (31). *Composite Materials For Civil Engineering Structures*. Washington DC 20314-1000: Army Corps of Engineers.
6. FAIRES, V. (1995). *Diseño de Elementos de Máquinas*. Mexico: Limusa.
7. *fisica.edu*. (abril de 2001). *labrad.fisica.edu.uy*. Obtenido de labrad.fisica.edu.uy:
http://labrad.fisica.edu.uy/docs/tabla_chi_cuadrado.pdf
8. Francisco. (10 de Octubre de 2011). *ELECCION DE MATERIALES TERMOPLASTICOS*. Obtenido de www6.uniovi.es:
<http://www6.uniovi.es/usr/fblanco/AP.T10.1-MPyC.Tema10.Refuerzos.Matrices.pdf>
9. GONZÁLEZ, C. (12 de Mayo de 2014). Obtenido de <http://www.infodefensa.com/es/2014/05/12/noticia-aeronaves-tripuladas-parte-mercado-proyectos.html>

10. GUTIERREZ, J., GARCIA, C., RODRIGUEZ, J., & AYALA, S. (28 de Noviembre de 2011). *http://bibliotecadigital.usbcali.edu.co*. Obtenido de http://bibliotecadigital.usbcali.edu.co:8080/jspui/bitstream/10819/1730/1/construccion_ensayos_estructurales_gutierrez_2011.pdf
11. Hexcel. (1999). *www.hexcel.com*. Obtenido de http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Brochure-Data-Sheets/Honeycomb_Attributes_and_Properties.pdf
12. HUTTON, D. (2004). *Fundamental of finite element analysis*. USA: Mac.!Graw!Hill.
13. Industrias Unicon, C.A. (19 de enero de 2006). *UNICON*. Obtenido de [www.vemacero.com: http://www.vemacero.com/Tablas/estructurales.pdf](http://www.vemacero.com/Tablas/estructurales.pdf)
14. J.V. (2014). *www.fuerzaaerea.net*. Obtenido de http://www.fuerzaaerea.net/index_menu_UAV.html
15. JOVEN, R. (14 de Enero de 2008). *Manufactura de paneles de kevlar a partir de procesos de termocurado*. Obtenido de <http://www.academia.edu/>: http://www.academia.edu/223782/Manufacturas_de_paneles_de_Kevlar_a_partir_de_proceso_de_termo-curado
16. Juárez, A. (7 de Abril de 2013). *Aramida*. Obtenido de <http://aramidazei.blogspot.com/2013/04/kevlar.html>
17. LASCANO, C. (Julio de 2015). *Gestión de calidad para los procesos operativos en el área de ensamblaje del Centro de. Ambato, Tungurahua, Ecuador*.
18. M., G. (2010). *Diseño de un UAV ligero de propulsión eléctrica para monitorización*. Sevilla, España. Obtenido de <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60078/>
19. Mangonon, P. L. (2001). *CIENCIA DE MATERIALES SELECCIÓN Y DISEÑO*. En P. L. Mangonon, *CIENCIA DE MATERIALES SELECCIÓN Y DISEÑO* (págs. 721, 722, 723). Mexico: Sharyn Vitrano.

20. MARQUES, V. (Julio de 2010). *DESARROLLO DE MODELOS SIMPLIFICADOS PARA EL ESTUDIO DE ESTRUCTURAS DE NIDO DE ABEJA A COMPRESIÓN*. Obtenido de Universidad Carlos III de Madrid: http://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/10768/PFC_Aaron_Vicente_Marques%20.pdf?sequence=1
21. Martínez, J. (07 de Febrero de 2013). *ENGINEER JAU*. Obtenido de DIRECT SPARSE OR FFEPLUS, THAT'S THE QUESTION: <https://engineerjau.wordpress.com/2013/07/02/direct-sparse-or-ffeplus-that-is-the-question/>
22. Miravete, A., & J.Cuartero. (2003). *Materiales compuestos*. Zaragoza: REVERTÉ, S.A., 2004. Obtenido de <https://books.google.com.ec/books?id=U5nVkSbiqtoC&pg=PA155&lpg=PA15#v=onepage&q&f=false>
23. MUNDO AERONÁUTICO EWM. (2013). Obtenido de <http://www.alasewm.com.ar/conceptoalasewm.htm>
24. MUÑUZ, M. (02 de Septiembre de 2012). <http://www.manualvuelo.com/>. Obtenido de <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>
25. ORTIZ, A., & ORREGO BUSTAMANTE, S. (2007). *DISEÑO DEL ALA PARA UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO*. Medellín, Antioquia, Colombia. Obtenido de http://mecanica.eafit.edu.co/~sorrego/ALA_UAV_FINAL.pdf
26. PÉREZ, D. (2012). *D. EUITA*. Obtenido de Apuntes de Arquitectura y mantenimiento de aeronaves.: <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Materiales%20Aeronauticos.htm>
27. Ramos, J. (26 de agosto de 2015). www.materiales-sam.org.ar. Obtenido de <http://www.materiales-sam.org.ar/sitio/biblioteca/conametsam2008/pdfs/f21.pdf>
28. RODRIGUEZ, N. (2012). *ESTUDIO ESTRUCTURAL DEL ALA DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO PARA LA OPTIMIZACIÓN DE SU PESO*

EN EL CIDFAE. Obtenido de Repositorio Universidad Técnica de Ambato :
<http://repo.uta.edu.ec/handle/123456789/3758>

29. Sangucho, E. (2013). *ESTUDIO DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL Y ERGONÓMICA DE UNA ESTACIÓN DE MANDO Y CONTROL EN TIERRA SHELTER PARA EL PERSONAL QUE MONITOREA Y CONTROLA LOS SISTEMAS DE LOS AVIONES NO TRIPULADOS EN EL CID FAE*. Ambato.

30. SENACYT. (2009-2015). Obtenido de Plan Estratégico SENACYT:
http://www.conicyt.cl/documentos/art_eliana28oct2010/Ecuadorplan_estrategico_2009_2015.pdf

31. SEQUEIRA GUTIÉRREZ, M. (julio de 2009).
<http://documentos.mideplan.go.cr/>. Obtenido de
<http://documentos.mideplan.go.cr/alfresco/d/d/workspace/SpacesStore/6a88ebe4-da9f-4b6a-b366-425dd6371a97/guia-elaboracion-diagramas-flujo-2009.pdf>

32. Shigley, E. &. (2008). *Diseño en ingeniería mecánica*. (Octava edición ed.). McGraw-hill.

33. SHIGLEY, J. E. (2005). *Diseño en Ingeniería Mecánica* (8va Edición ed., Vols. Capítulo 4,). México: McGraw HILL.

34. Siemens Industry Software. (2014). *Siemens*. Obtenido de
http://www.plm.automation.siemens.com/es_es/plm/fea.shtml

35. SOTOMAYOR, J., & HERNÁNDEZ, S. (Agosto de 2012).
<http://www.cic.umich.mx/>. Obtenido de CARACTERÍSTICAS ELÁSTICAS DE MADERAS: http://www.cic.umich.mx/documento/madera/volumen8_2.pdf

36. wikiversity. (8 de febrero de 2008). en.wikiversity.org/. Obtenido de
https://en.wikiversity.org/wiki/Nonlinear_finite_elements/Homework_3/Solutions

ANEXOS

Anexo 1: Propiedades físicas mecánicas de los materiales

Madera y triplex, **Fuente:** CIS – Madera/ CIRAD-Foret

Propiedades	Media
Peso específico	0,76
Dureza	6
Contracción radial total en %	7,5
Contracción tangencial total en %	13,8
Punto de saturación de la fibra en %	37
Módulo de elasticidad en MPa	20580
Resistencia a la compresión en MPa	71
Resistencia a la flexión en MPa	130

Propiedades mecánicas del triplex, **Fuente:** Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín (Colombia). Revista educación en Ingeniería ISSN 1900-8260, **Fuente:** DISEÑO DE UN AEROMODELO RADIOCONTROLADO PARA SIMULACION DE MISIONES DE VIGILANCIA Y ATAQUE. pág. 79.

Propiedades mecánicas aproximadas para el triplex				
$\rho \left[\frac{gr}{cm^3} \right]$	Esfuerzo último [MPa]	Esfuerzo cortante [MPa]	Porcentaje de elongación [%]	Coeficiente de Poisson
0,0545	44,44	2,158	0,027	0,422

Propiedades del acero ASTM A500 grado B, *Fuente:* (CHÁZARO, 2013)

ASTM A500 de acero, grado B				
Notas Material: El contenido de Cu de 0,18%, es un contenido mínimo				
Componente	Valor	Min	Max	
Carbón, C			0.3	
Cobre, Cu			0.18	
hierro, Fe	99			
fosforo, P			0.05	
Sulfuro, S			0.063	
Propiedades físicas	Valor	Min	Max	Comentario
Densidad, g/cc	7.85			Típico para aceros ASTM
Propiedades mecánicas				
Resistencia a la tracción, última, MPa	400			
Límite de fluencia, MPa	315			
Alargamiento a la rotura, %	23			
Módulo de compresibilidad, GPa	140			Típico para aceros
Módulo Cortante, GPa	80			Típico para aceros

Anexo 2: Características tubo estructural cuadrado



DIPAC[®]
PRODUCTOS DE ACERO

CUADRADO

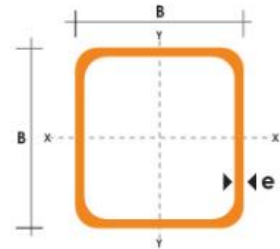
TUBO ESTRUCTURAL CUADRADO

Especificaciones Generales

Norma	ASTM A-500
Recubrimiento	Negro o galvanizado
Largo normal	6.00m
Otros largos	Previa Consulta
Dimensiones	Desde 20.00mm a 100.00mm
Espesor	Desde 2.00mm a 3.00mm



DIMENSIONES			AREA	EJES X-Xe Y-Y		
A mm	ESPESOR mm	PESO Kg/m	AREA cm ²	I cm ⁴	W cm ³	i 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	1,09	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	8,48	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



Anexo 3: Factores atmosféricos ISA (International Standard Atmosphere)

Fuente: Brant, S. Introduction to Aeronautics: A design perspective pág. 451

Altitud, h Km	Temperatura, T K	Presión, P N/m ²	Densidad, ρ kg/m ³	Velocidad del sonido, a m/s	Viscosidad, μ kg/m s
0	288.16	101325	1.225	340.3	1.79E-05
0.5	284.91	95461	1.1673	338.4	1.77E-05
1	281.66	89876	1.1117	336.4	1.76E-05
1.5	278.41	84560	1.0581	334.5	1.74E-05
2	275.16	79501	1.0066	332.5	1.73E-05
2.5	271.92	74692	0.95696	330.6	1.71E-05
3	268.67	70121	0.90926	328.6	1.69E-05
3.5	265.42	65780	0.86341	326.6	1.68E-05
4	262.18	61660	0.81935	324.6	1.66E-05
4.5	258.93	57752	0.77704	322.6	1.65E-05
5	255.69	54048	0.73643	320.5	1.63E-05
5.5	252.44	50539	0.69747	318.5	1.61E-05
6	249.2	47217	0.66011	316.5	1.6E-05
6.5	245.95	44075	0.62431	314.4	1.58E-05
7	242.71	41105	0.59002	312.3	1.56E-05
7.5	239.47	38299	0.55719	310.2	1.54E-05
8	236.23	35651	0.52578	308.1	1.53E-05
8.5	232.98	33154	0.49575	306	1.51E-05
9	229.74	30800	0.46706	303.9	1.49E-05
9.5	226.5	28584	0.43966	301.7	1.48E-05
10	223.26	26500	0.41351	299.6	1.46E-05
10.5	220.02	24540	0.38857	297.4	1.44E-05
11	216.78	22700	0.3648	295.2	1.42E-05
11.5	216.66	20985	0.33743	295.1	1.42E-05
12	216.66	19399	0.31194	295.1	1.42E-05

12.5	216.66	17934	0.28837	295.1	1.42E-05
13	216.66	16579	0.26659	295.1	1.42E-05
13.5	216.66	15327	0.24646	295.1	1.42E-05
14	216.66	14170	0.22785	295.1	1.42E-05
14.5	216.66	13101	0.21065	295.1	1.42E-05
15	216.66	12112	0.19475	295.1	1.42E-05
16	216.66	10353	0.16647	295.1	1.42E-05
17	216.66	8849.6	0.1423	295.1	1.42E-05
18	216.66	7565.2	0.12165	295.1	1.42E-05
19	216.66	6467.4	0.10399	295.1	1.42E-05
20	216.66	5529.3	0.08891	295.1	1.42E-05
21	216.66	4728.9	0.07572	295.1	1.42E-05
22	216.66	4047.5	0.06451	295.1	1.42E-05
23	216.66	3466.9	0.05558	295.1	1.42E-05
24	216.66	2955.4	0.04752	295.1	1.42E-05
25	216.66	2527.3	0.04064	295.1	1.42E-05
30	231.24	1185.5	0.01786	295.1	1.49E-05

Anexo 4: Tabla de factores de seguridad recomendados

según (FAIRES, 1995)

TIPO O CLASE DE CARGA	ACERO, METALES DÚCTILES		MADERA DE CONSTRUCCIÓN
	Basado en la resistencia máxima*	Basado en la resistencia fluencia**	Basado en la resistencia máxima*
Carga muerta o Carga variable bajo análisis por fatiga	3 – 4	1.5 - 2	7
Las siguientes recomendaciones NO se deben adoptar si se hace análisis por fatiga			
Repetida en una dirección, gradual (choque suave)	6	3	10
Repetida invertida, gradual (choque medio)	8	4	15
Choque fuerte	10 - 15	5 - 7	20
* Resistencia máxima se refiere a S_u , S_{uc} o S (dependiendo de si el esfuerzo es de tracción, de compresión o cortante).			
** Resistencia de fluencia se refiere a S_y , S_{yc} o S_{ys} (dependiendo de si el esfuerzo es de tracción, de compresión o cortante).			

Anexo 5: Hoja técnica de Sikaflex®-256

HOJA TÉCNICA DE PRODUCTO
Versión: 01/2012
Sikaflex-256

Sikaflex® -256

Adhesivo de poliuretano para pegado estructural

Datos Técnicos

Base Química	Poliuretano monocomponente
Color	Negro
Densidad (DIN 53479) (no curado)	1,2 kg/l aproximadamente
Estabilidad (no escurrimiento / tixotropía)	Muy Buena
Sistema Curado	Humedad atmosférica
Tiempo de formación de piel (Tack-free)	30 min. aproximadamente
Velocidad de curado	4 mm / 24 hrs. Aprox. (ver diagrama)
Contracción volumétrica (DIN 52451)	6%
Dureza Shore A (DIN 53505)	50 aprox.
Resistencia a la tracción (DIN 53504)	7 N/mm ² aproximadamente
Elongación de ruptura (DIN 53504)	400% aprox.
Resistencia al desgarro (DIN 53515)	11 N/mm aproximadamente
Resistencia a la cortadura por tracción (EN 1465) para 4 mm de espesor de adhesivo	5 N/mm ² aproximadamente
Temperatura de transición vítrea (DIN 53445)	-50° C aproximadamente
Temperatura de trabajo (continuamente) por corto periodo, máximo de 36 horas	-40°C a +90°C 140°C
Resistividad volumétrica (DIN 53482)	10 ⁶ Ω cm aproximadamente
Vida útil (almacenado bajo de 25°C)	9 meses

= a 23°C y 50% humedad relativa

Descripción

Sikaflex-256 es un adhesivo de poliuretano mono componente, con excelente estabilidad (propiedad de no escurrimiento o non-sag). Cura al entrar en contacto con la humedad atmosférica, formando un elastómero firme durable.

Sikaflex-256 es fabricado de acuerdo con las normas de calidad y medio ambiente ISO 9001/14001.

Beneficios del Producto

- Formula de 1 componente
- No requiere uso de primer
- Capaz de soportar grandes sollicitaciones dinámicas.
- Rápido tiempo de liberación.
- Reduce ruidos y vibraciones.
- Resistente a impacto.
- Corte de hilo pequeño

- Puede ser lijado
- Resistente al envejecimiento y la intemperie.

Áreas de Aplicación

Sikaflex-256 es indicado para pegar vidrios estructurales y vidrios automotrices. En el pegado y sellado de tubería de PVC y en la instalación de losas piedras y acabados decorativos en todo tipo de fachadas.

Tiene buena adherencia sobre vidrio, vidrio con banda cerámica y metales pintados.

Mecanismo de Curado

Sikaflex-256 cura por reacción con la humedad atmosférica. En bajas temperaturas el contenido de agua en el aire es generalmente bajo y la

reacción de curado resulta de alguna forma más lenta (Ver diagrama).

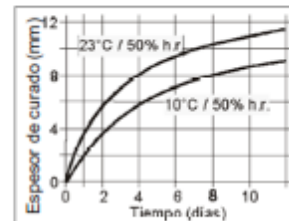


Diagrama 1: Velocidad de curado Sikaflex-256

Resistencia Química

Sikaflex-256 es resistente al agua fresca, agua de mar, aguas cal-

careas, aguas residuales, ácidos de soluciones cáusticas diluidas; resiste temporalmente a combustibles, aceites minerales, aceites y grasas vegetales y animales; no resistente a ácidos orgánicos, alcohol, ácidos minerales o solventes cáusticos concentrados o solventes.

La información anterior se ofrece solo como guía práctica general. Información sobre aplicaciones específicas serán suministradas a pedido.

Método de Aplicación

Remoción del Vidrio Dañado: Retire el vidrio dañado de acuerdo con las instrucciones dadas por el fabricante del vehículo.

Preparación de la Superficie

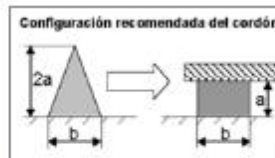
Las superficies deben estar limpias, secas y libres de cualquier residuo de grasa, aceite o polvo. Las áreas de pegado deben ser tratadas con un agente activador y de limpieza, o aplicando un primer adecuado como sigue:

Vidrio sin moldura protectora	Sika®Aktivator+ Sika®Primer-206 G+P
Vidrio con moldura protectora	Sika®Aktivador
Vidrio con banda cerámica negra, factor de transmisión de luz, de 400-500 nm Vidrio templado < 0.1% Vidrio laminado < 0.2%	Sika®Aktivador
Vidrio con banda cerámica negra, factor de transmisión de luz, de 400-500 nm Templado > 0.1% Laminado > 0.2%	Sika®Aktivator+ Sika®Primer-206 G+P
Carrocería pintada (baño de inmersión de catáforos, laca de terminación de dos componentes)	Sika®Aktivador

Remanente de adhesivo de poliuretano (cara recién-cortada).	Sika®Aktivador
PVC	Sika Primer -215
Acabados decorativos	Sika Aktivador Sika Primer -206

Aplicación

Perfore la membrana de aluminio en la salida del cartucho. Coloque la boquilla plástica en el cartucho atornillándola y corte la misma de acuerdo con las recomendaciones del fabricante del vehículo. Para garantizar un espesor uniforme del cordón de adhesivo, recomendamos que sea aplicado en forma de cordón triangular (ver ilustración).



No aplique el producto a temperaturas bajo de 10°C o sobre 35°C. La temperatura óptima de aplicación para el sustrato y **Sikaflex-256** está entre 15°C y 25°C.

Para información adicional e indicaciones sobre manipulación segura, transporte, almacenamiento y disposición de productos químicos, refiérase a la Hoja de Seguridad del producto, que contiene datos físicos, ecológicos, toxicológicos y demás informaciones de seguridad.

Remoción de Residuos: Sikaflex-256 no curado puede ser removido de las herramientas y equipos utilizado **Sika Remover-208**. Una vez curado, el producto solo puede ser removido mecánicamente.

Manos y piel expuestas deben ser lavadas inmediatamente, usando agua y detergente industrial apropiado. No utilice solventes.

Pintado

El **Sikaflex-256** puede ser pintado. Deben realizarse pruebas preliminares con la pintura para su compatibilidad. **Sikaflex-256** no debería ser expuesto a temperaturas de horno hasta que tenga el curado completo. Debe entenderse que la Dureza y el espesor de la película de la pintura puede dañar la elasticidad del sellador y la película de la pintura puede agrietarse.

Información Adicional

Copias de las siguientes publicaciones están disponibles a solicitud:

- Hoja de Seguridad del Producto
- Tabla de **Sika Primer**
- Guía General para pegado y sellado con productos **Sikaflex**

Tipos de envase	
Cartucho	300 ml
Unipac	400 y 600 ml

Importante

Para la información y las recomendaciones sobre la correcta manipulación, almacenamiento y eliminación de residuos de los productos químicos, los usuarios deben referirse a la actual hoja de seguridad que contiene datos físicos, ecológicos, toxicológicos y otros datos relativos a la seguridad.

NOTA: La información y, en particular, las recomendaciones sobre la aplicación y uso final de los productos **Sika** son proporcionales de buena fe, basadas en el conocimiento y experiencia actual de **Sika** respecto a sus productos, siempre y cuando éstos sean adecuadamente almacenados y manipulados, así como aplicados en condiciones normales. En la práctica, las diferencias en los materiales, sustratos y condiciones de la obra son las particulares que de esta información, cualquier recomendación escrita o cualquier otro consejo no se puede deducir garantía alguna respecto a la comercialización o adaptabilidad del producto a una finalidad en particular; así como responsabilidad alguna que surja de cualquier relación legal. Se deben respetar los derechos de propiedad de terceros. Todas las ordenes de compra son aceptadas de acuerdo con nuestras actuales condiciones de venta y despacho. Los usuarios deben referirse siempre a la edición más reciente de la Hoja Técnica, cuyos copias serán facilitadas a solicitud del cliente.



Sika Colombia S.A.
Vereda Canavita - km 20.5 Autopista Norte
Tocancipá (Cund) - Colombia
Conmutador: 878 8333
Bogotá D.C., Colombia
www.sika.com.co



Anexo 6: Tabla para observacion

Ítem	Actividad	Tiempo		Elemento	Observación
		Minutos	Horas		

Anexo 7: Puntos para generación del perfil EPPLER 395, Cuerda 500mm

x	y
0.0000100	0.0001300
0.0000400	0.0008100
0.0002900	0.0022500
0.0007300	0.0037800
0.0017500	0.0062300
0.0032300	0.0089100
0.0108800	0.0183300
0.0228100	0.0285000
0.0389100	0.0389900
0.0590600	0.0494800
0.0830900	0.0597000
0.1108200	0.0694300
0.1420000	0.0784500
0.1763600	0.0866000
0.2135800	0.0937200
0.2533100	0.0996700
0.2951600	0.1043000
0.3387600	0.1074800
0.3837500	0.1090800
0.4297600	0.1090400
0.4764500	0.1073200
0.5234600	0.1039500
0.5704500	0.0989700
0.6171000	0.0924800
0.6631700	0.0847000
0.7083100	0.0760100
0.7520000	0.0667800
0.7937300	0.0573300
0.8329500	0.0479700
0.8691100	0.0389400
0.9016800	0.0304800
0.9301300	0.0227700
0.9539500	0.0158400
0.9729800	0.0096000
0.9873400	0.0044000
0.9966900	0.0010800
1.0000000	0.0000000

x	y
0.0000100	0.0001300
0.0000200	-.0005200
0.0001100	-.0011200
0.0003000	-.0017100
0.0005800	-.0023000
0.0009300	-.0029000
0.0018300	-.0041100
0.0029500	-.0053400
0.0050400	-.0072000
0.0115400	-.0113800
0.0250500	-.0168500
0.0433600	-.0213400
0.0664100	-.0246800
0.0940800	-.0267400
0.1262600	-.0275000
0.1627400	-.0269600
0.2033000	-.0252000
0.2476600	-.0223400
0.2954800	-.0185900
0.3463100	-.0142100
0.3996000	-.0094900
0.4547200	-.0046600
0.5109900	0.0000300
0.5677000	0.0043600
0.6240900	0.0081200
0.6793600	0.0111200
0.7327200	0.0132400
0.7833400	0.0143700
0.8304100	0.0144600
0.8731400	0.0135600
0.9107600	0.0117400
0.9425800	0.0091400
0.9678299	0.0060100
0.9858400	0.0029600
0.9964900	0.0007800
1.0000000	0.0000000

Anexo 8: Tabla de distribución de Chi Cuadrado X^2
(fisica.edu, 2001)

P = Probabilidad de encontrar un valor mayor o igual que el chi cuadrado tabulado, ν = Grados de Libertad

ν / p	0,001	0,0025	0,005	0,01	0,025	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3
1	10,8274	9,1404	7,8794	6,6349	5,0239	3,8415	2,7055	2,0722	1,6424	1,3233	1,0742
2	13,8150	11,9827	10,5965	9,2104	7,3778	5,9915	4,6052	3,7942	3,2189	2,7726	2,4079
3	16,2660	14,3202	12,8381	11,3449	9,3484	7,8147	6,2514	5,3170	4,6416	4,1083	3,6649
4	18,4662	16,4238	14,8602	13,2767	11,1433	9,4877	7,7794	6,7449	5,9886	5,3853	4,8784
5	20,5147	18,3854	16,7496	15,0863	12,8325	11,0705	9,2363	8,1152	7,2893	6,6257	6,0644
6	22,4575	20,2491	18,5475	16,8119	14,4494	12,5916	10,6446	9,4461	8,5581	7,8408	7,2311
7	24,3213	22,0402	20,2777	18,4753	16,0128	14,0671	12,0170	10,7479	9,8032	9,0371	8,3834
8	26,1239	23,7742	21,9549	20,0902	17,5345	15,5073	13,3616	12,0271	11,0301	10,2189	9,5245
9	27,8767	25,4625	23,5893	21,6660	19,0228	16,9190	14,6837	13,2880	12,2421	11,3887	10,6564
10	29,5879	27,1119	25,1881	23,2093	20,4832	18,3070	15,9872	14,5339	13,4420	12,5489	11,7807
11	31,2635	28,7291	26,7569	24,7250	21,9200	19,6752	17,2750	15,7671	14,6314	13,7007	12,8987

"El Ecuador ha sido, es
y será País Amazónico"



**FUERZA AÉREA ECUATORIANA
RECURSOS HUMANOS CIDFAE.**

CERTIFICADO

Yo, Paul Armas Ramírez, en calidad de DIRECTOR DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO FAE, tengo a bien certificar que el Sr. CHADÁN LLUMITASIG DIEGO ARMANDO, portador de cédula de ciudadanía número 1804781720, realizó el trabajo de Investigación sobre el TEMA: ESTUDIO DE SISTEMAS DE SUJECIÓN PARA ENSAMBLAJE ESTRUCTURAL DE LAS ALAS DE LA AERONAVE NO TRIPULADA GAVILÁN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA, quien ha concluido de conformidad a los intereses de este Centro y a los objetivos planteados para el efecto, asimismo como prueba de cumplimiento ha presentado un original y magnético del trabajo, el mismo que reposará en el archivo técnico de este Centro.

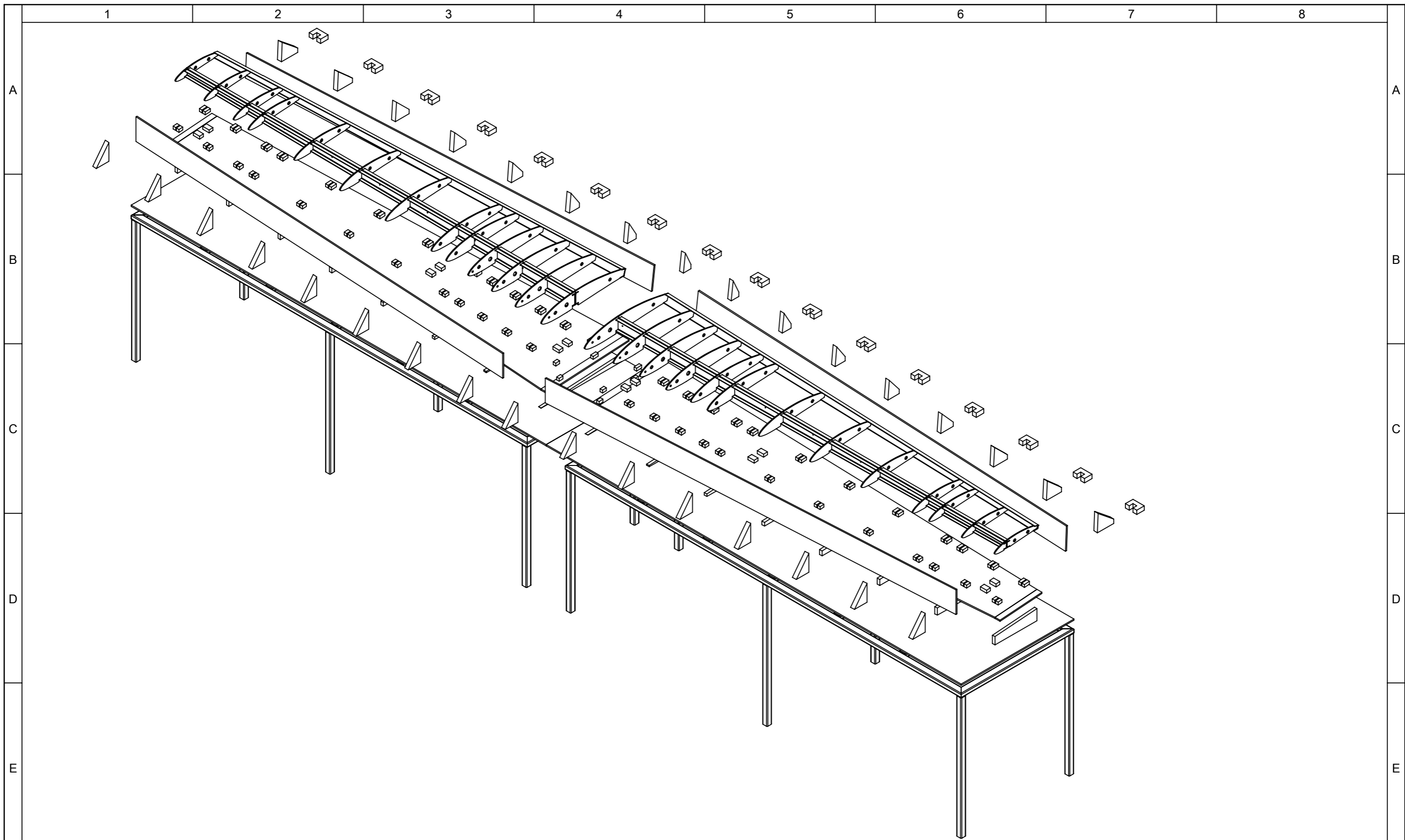
Es todo cuanto puedo certificar en honor a la verdad y autorizo al interesado/a hacer uso del presente documento en lo que creyere conveniente, excepto para trámites judiciales.

Ambato, 03 de julio de 2015



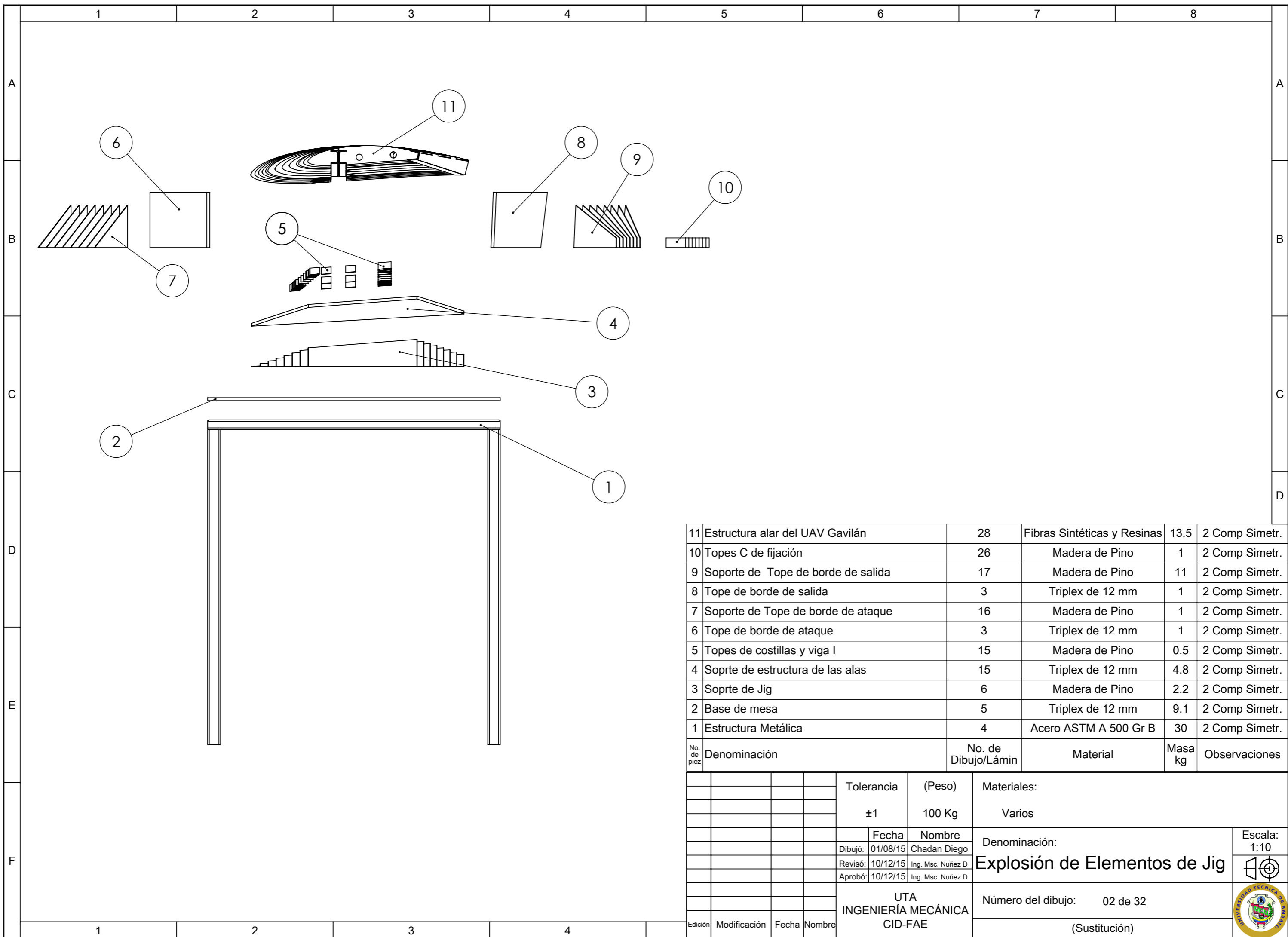
Paul Armas Ramírez
Mayor Téc. AvC
DIRECTOR DEL CIDFAE.

PLANOS




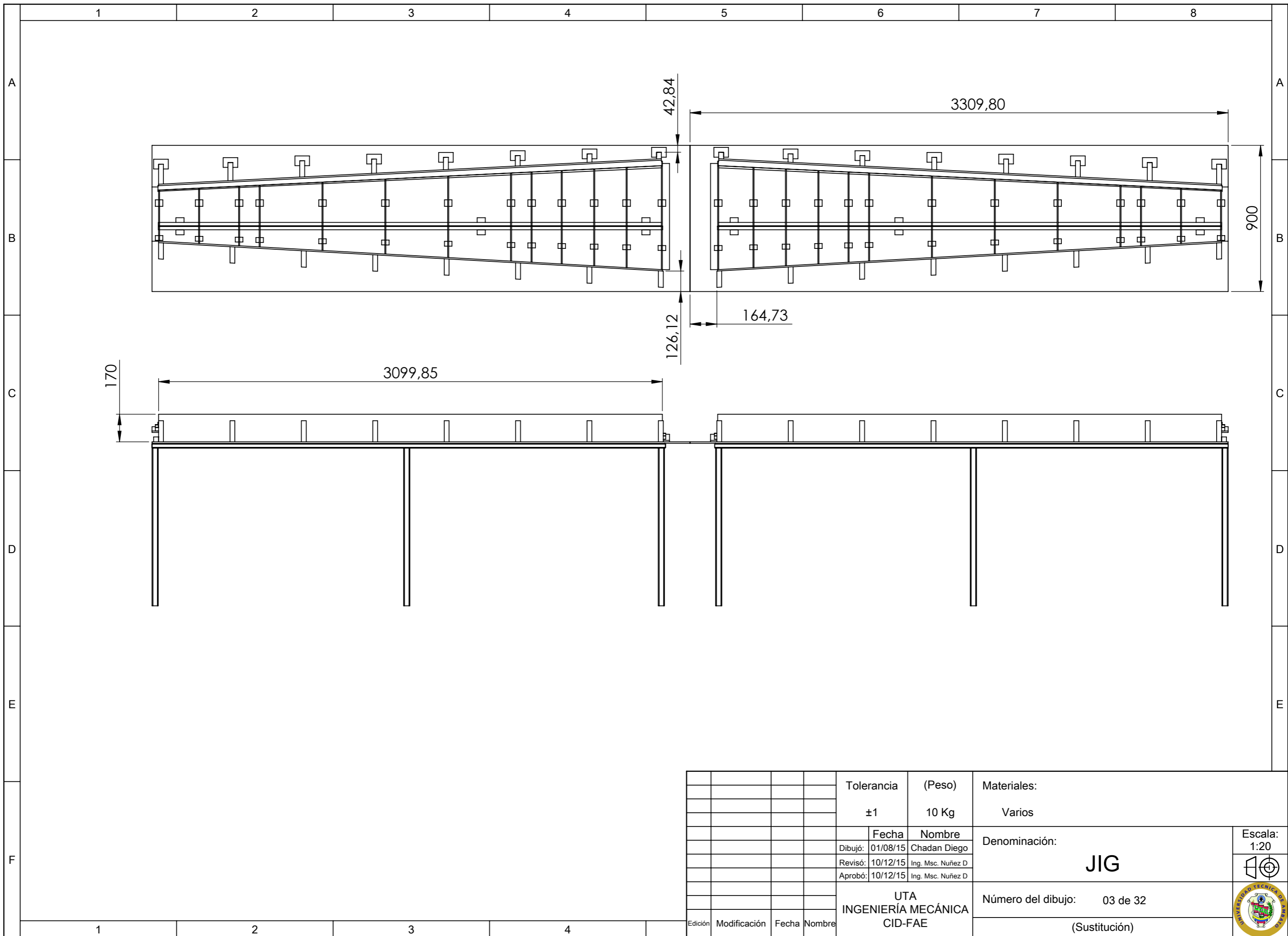
					Tolerancia	(Peso)	Materiales:		
					±2	100 Kg	Varios		
						Fecha	Nombre	Denominación:	
					Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego		
					Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
					Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Explosión de Jig	
					UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 01 de 32		
					Edición	Modificación	Fecha	Nombre	(Sustitución)

Escala:
1:20



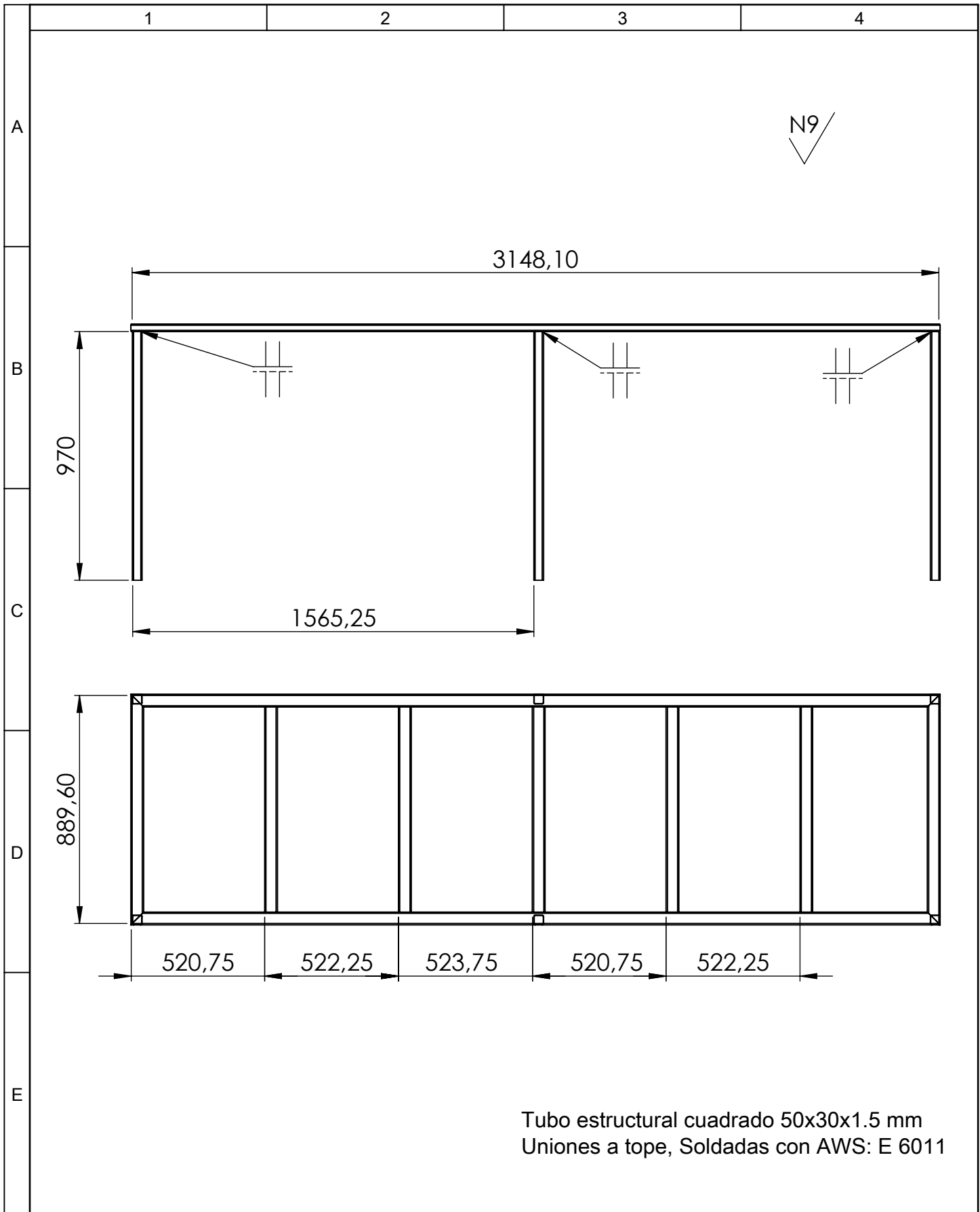
11	Estructura alar del UAV Gavilán	28	Fibras Sintéticas y Resinas	13.5	2 Comp Simetr.
10	Topes C de fijación	26	Madera de Pino	1	2 Comp Simetr.
9	Soporte de Tope de borde de salida	17	Madera de Pino	11	2 Comp Simetr.
8	Tope de borde de salida	3	Triplex de 12 mm	1	2 Comp Simetr.
7	Soporte de Tope de borde de ataque	16	Madera de Pino	1	2 Comp Simetr.
6	Tope de borde de ataque	3	Triplex de 12 mm	1	2 Comp Simetr.
5	Topes de costillas y viga l	15	Madera de Pino	0.5	2 Comp Simetr.
4	Sopрте de estructura de las alas	15	Triplex de 12 mm	4.8	2 Comp Simetr.
3	Sopрте de Jig	6	Madera de Pino	2.2	2 Comp Simetr.
2	Base de mesa	5	Triplex de 12 mm	9.1	2 Comp Simetr.
1	Estructura Metálica	4	Acero ASTM A 500 Gr B	30	2 Comp Simetr.
No. de pieza	Denominación	No. de Dibujo/Lámin	Material	Masa kg	Observaciones

Tolerancia		(Peso)	Materiales:		
±1		100 Kg	Varios		
Fecha		Nombre	Denominación:		Escala:
Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego	Explosión de Elementos de Jig		1:10
Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			Número del dibujo: 02 de 32		
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	(Sustitución)	

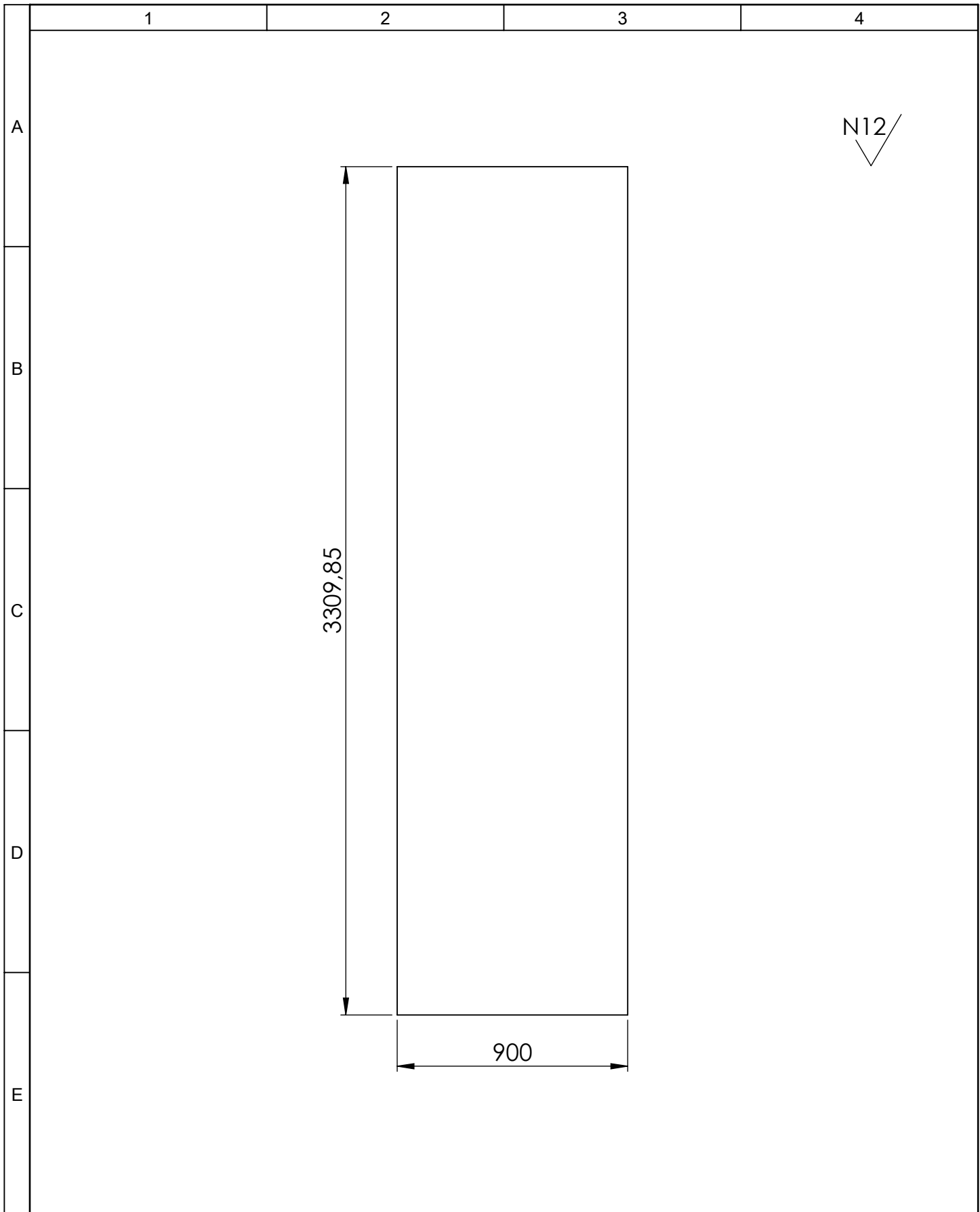


				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	10 Kg	Varios	
					Fecha	Nombre	Denominación:
				Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego	
				Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	
				Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Número del dibujo: 03 de 32
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			(Sustitución)
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				

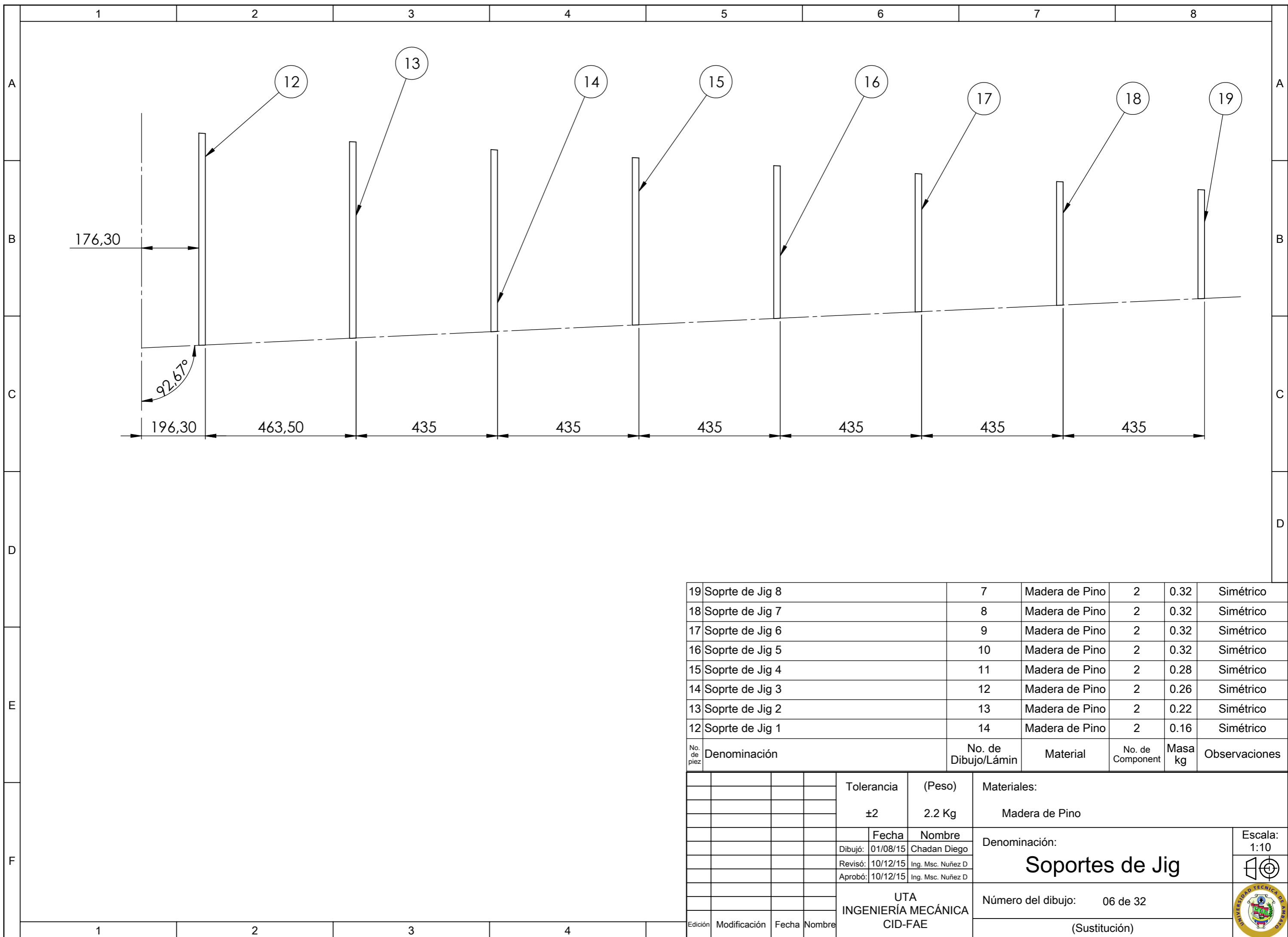
Escala:
1:20



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:		
				±1	30 Kg	Acero ASTM A500 Gr B		
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala:	
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		Estructura Metálica	1:20
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo:	04 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)		



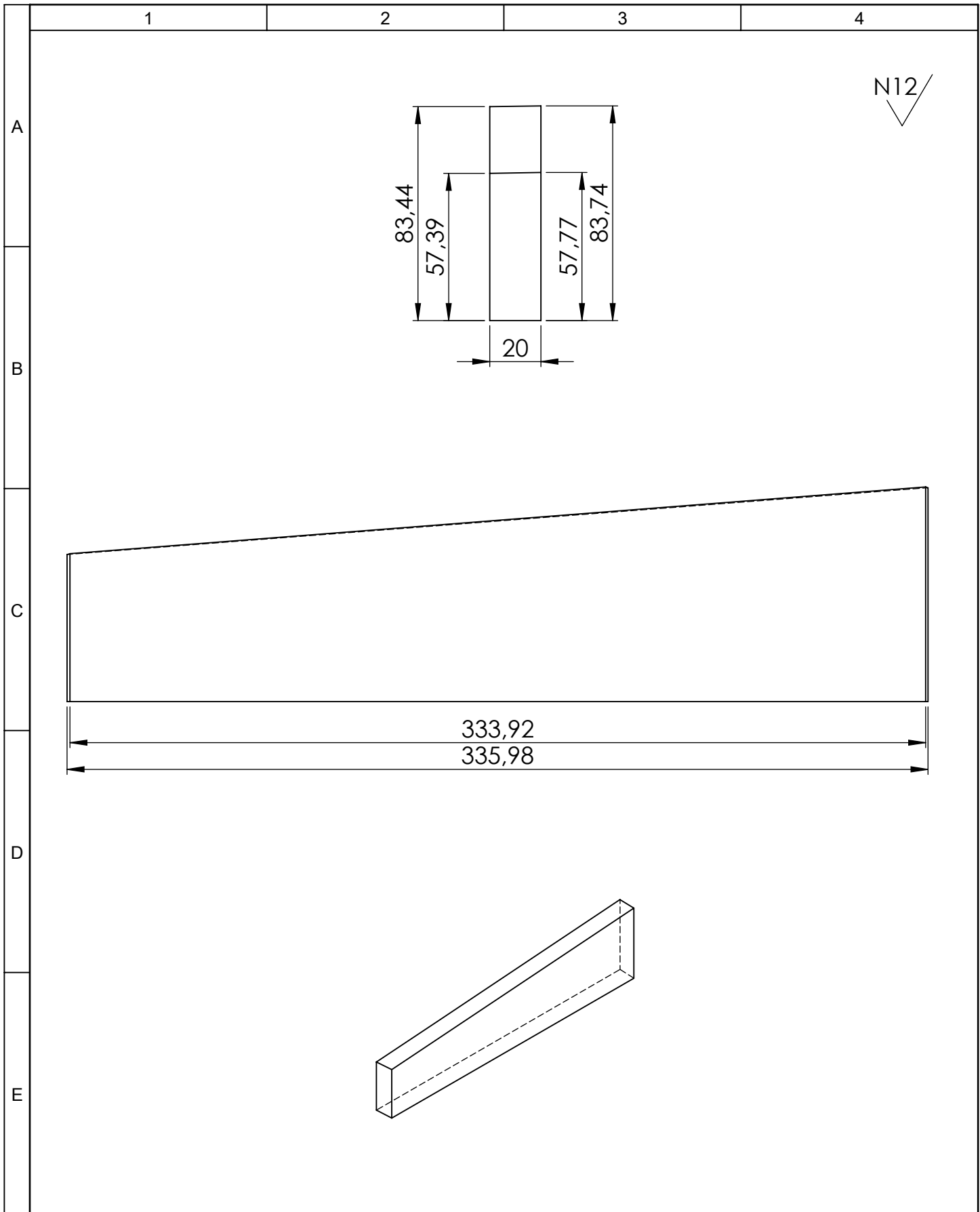
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:		
				±3	9.12 Kg	Tabla Triplex de 12 mm		
				Fecha	Nombre	Denominación: Base de Mesa de Soporte		Escala:
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego			1:20
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Número del dibujo: 05 de 32		
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE				



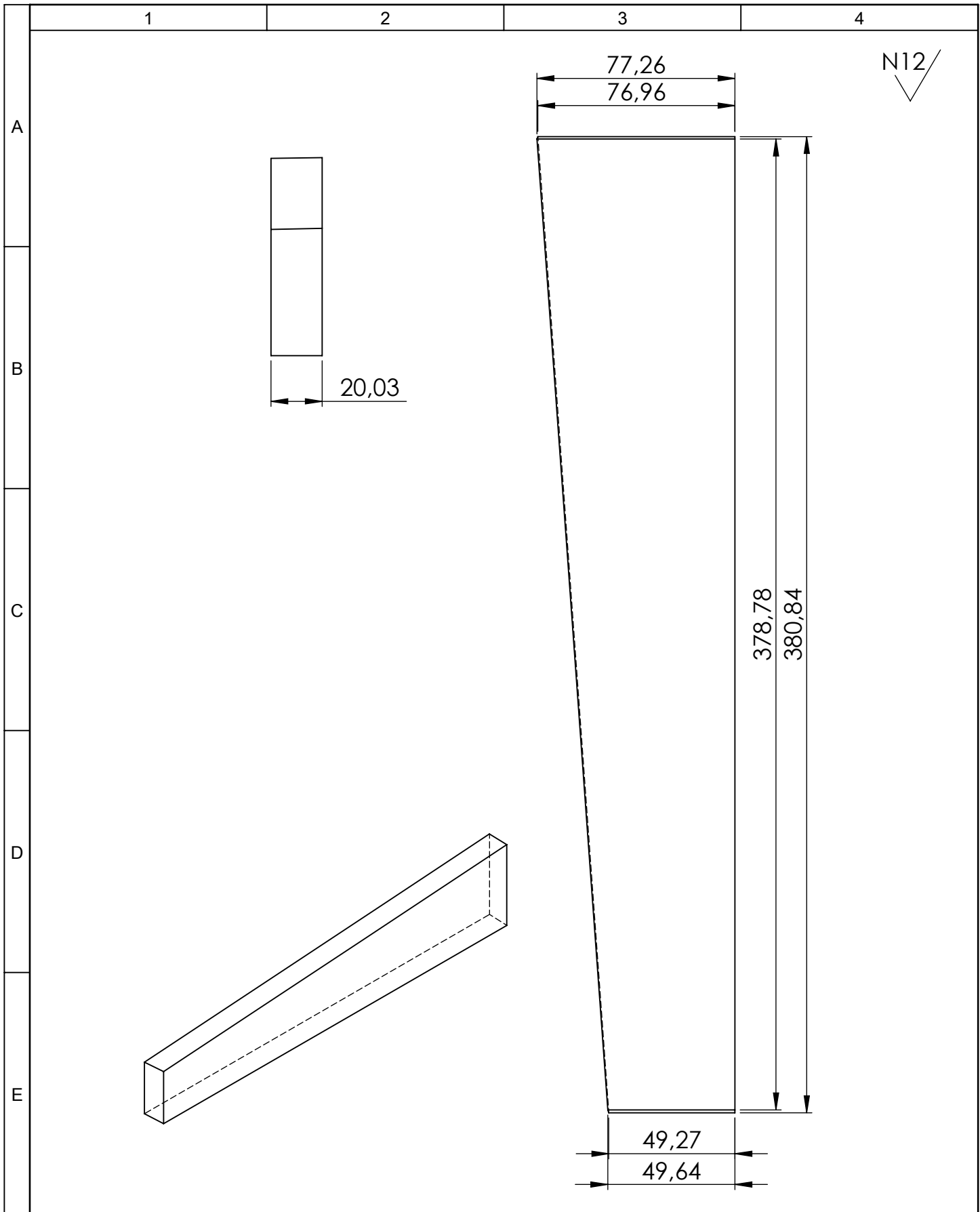
No. de pieza	Denominación	No. de Dibujo/Lámin	Material	No. de Component	Masa kg	Observaciones
19	Sopрте de Jig 8	7	Madera de Pino	2	0.32	Simétrico
18	Sopрте de Jig 7	8	Madera de Pino	2	0.32	Simétrico
17	Sopрте de Jig 6	9	Madera de Pino	2	0.32	Simétrico
16	Sopрте de Jig 5	10	Madera de Pino	2	0.32	Simétrico
15	Sopрте de Jig 4	11	Madera de Pino	2	0.28	Simétrico
14	Sopрте de Jig 3	12	Madera de Pino	2	0.26	Simétrico
13	Sopрте de Jig 2	13	Madera de Pino	2	0.22	Simétrico
12	Sopрте de Jig 1	14	Madera de Pino	2	0.16	Simétrico


Tolerancia		(Peso)	Materiales:	
±2		2.2 Kg	Madera de Pino	
Fecha		Nombre	Denominación:	
Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego	Soportes de Jig	
Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Escala: 1:10	
Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Escalera: 1:10	
UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			Número del dibujo: 06 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	(Sustitución)	

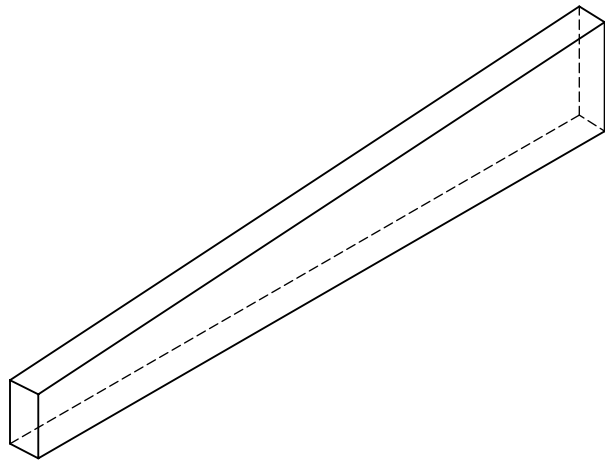
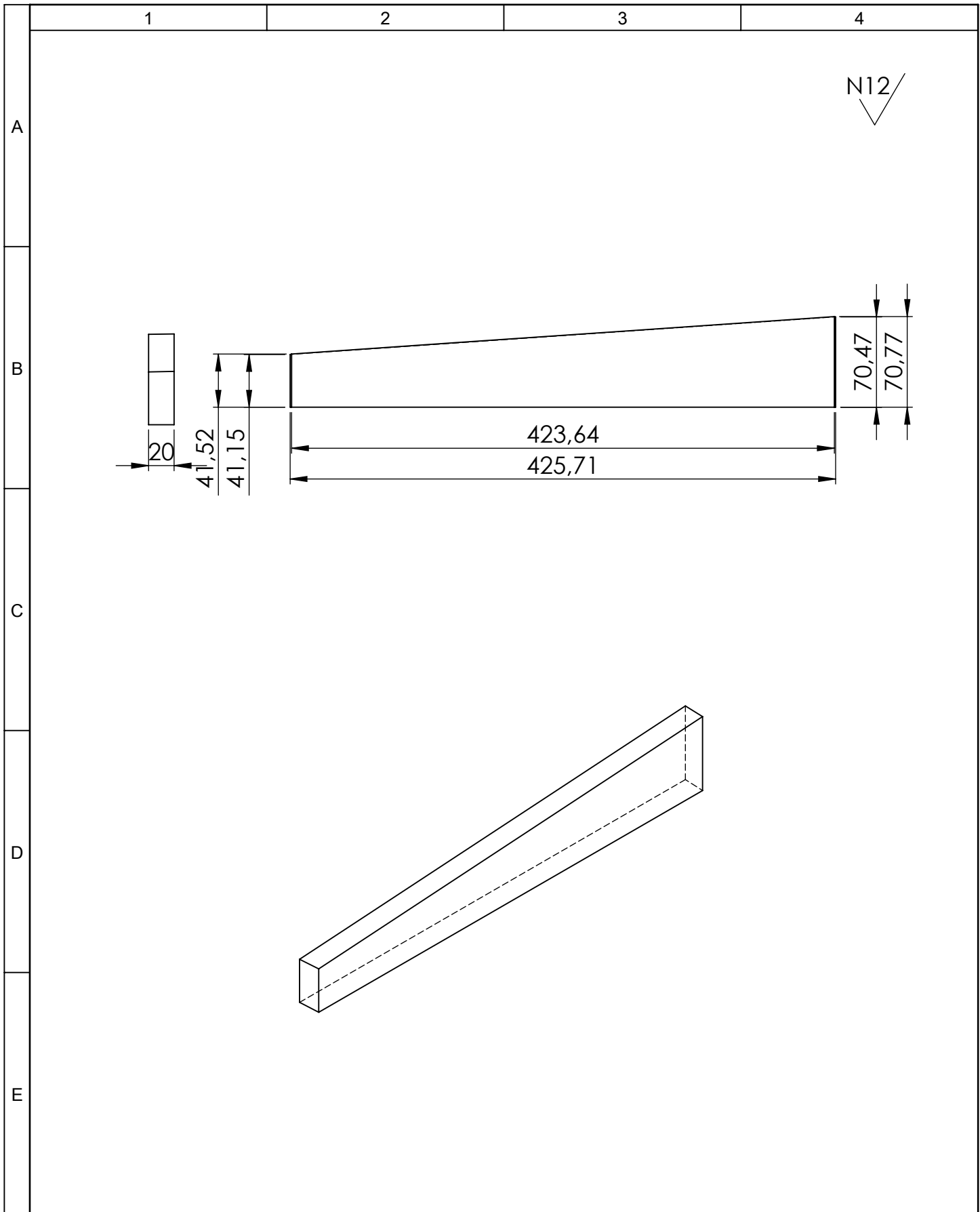




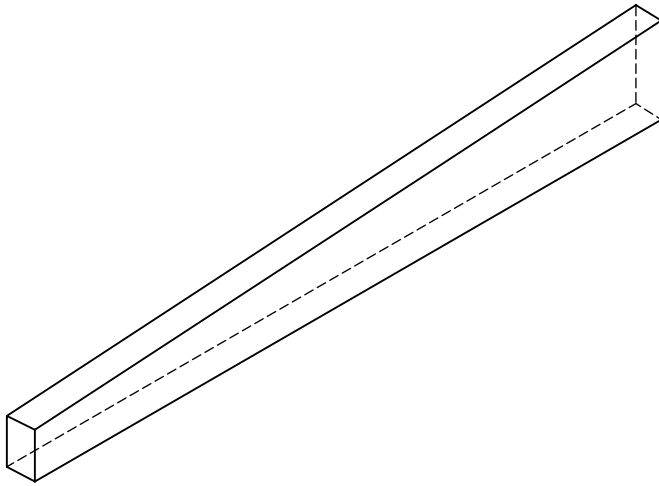
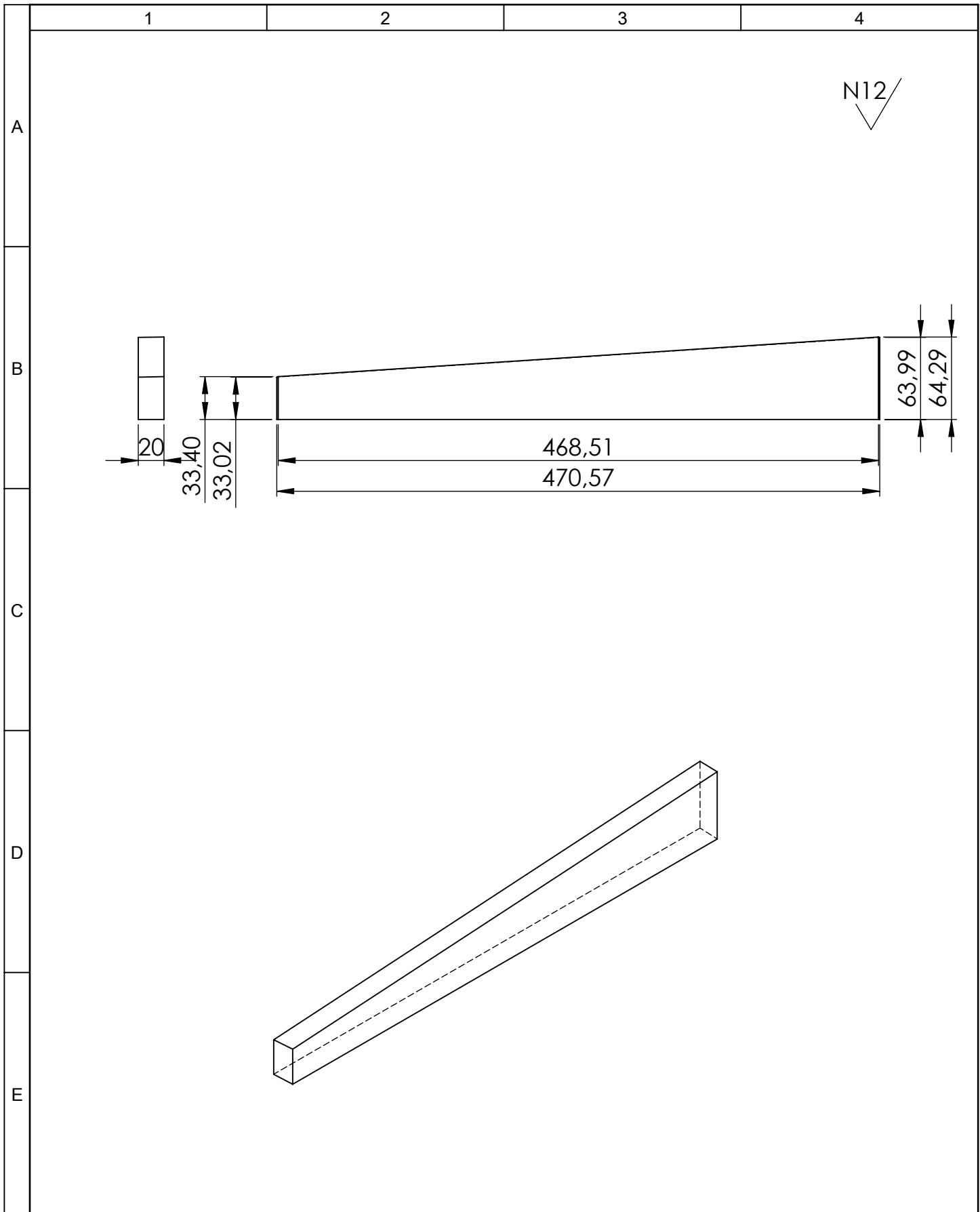
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.32 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:2
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Sopрте de Jig 8 Número del dibujo: 07 de 32 (Sustitución)	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			



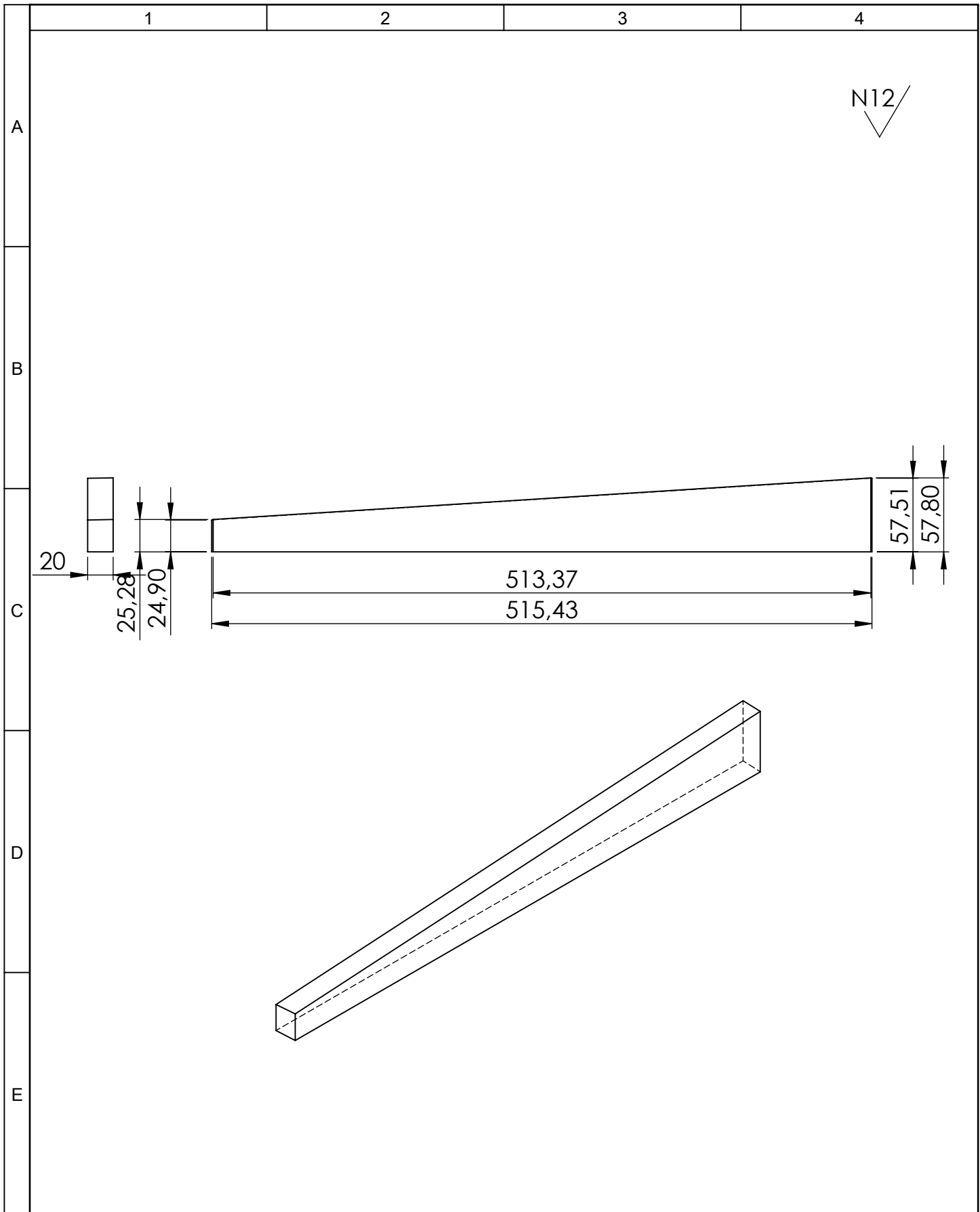
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.32 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:2
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Número del dibujo: 08 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			



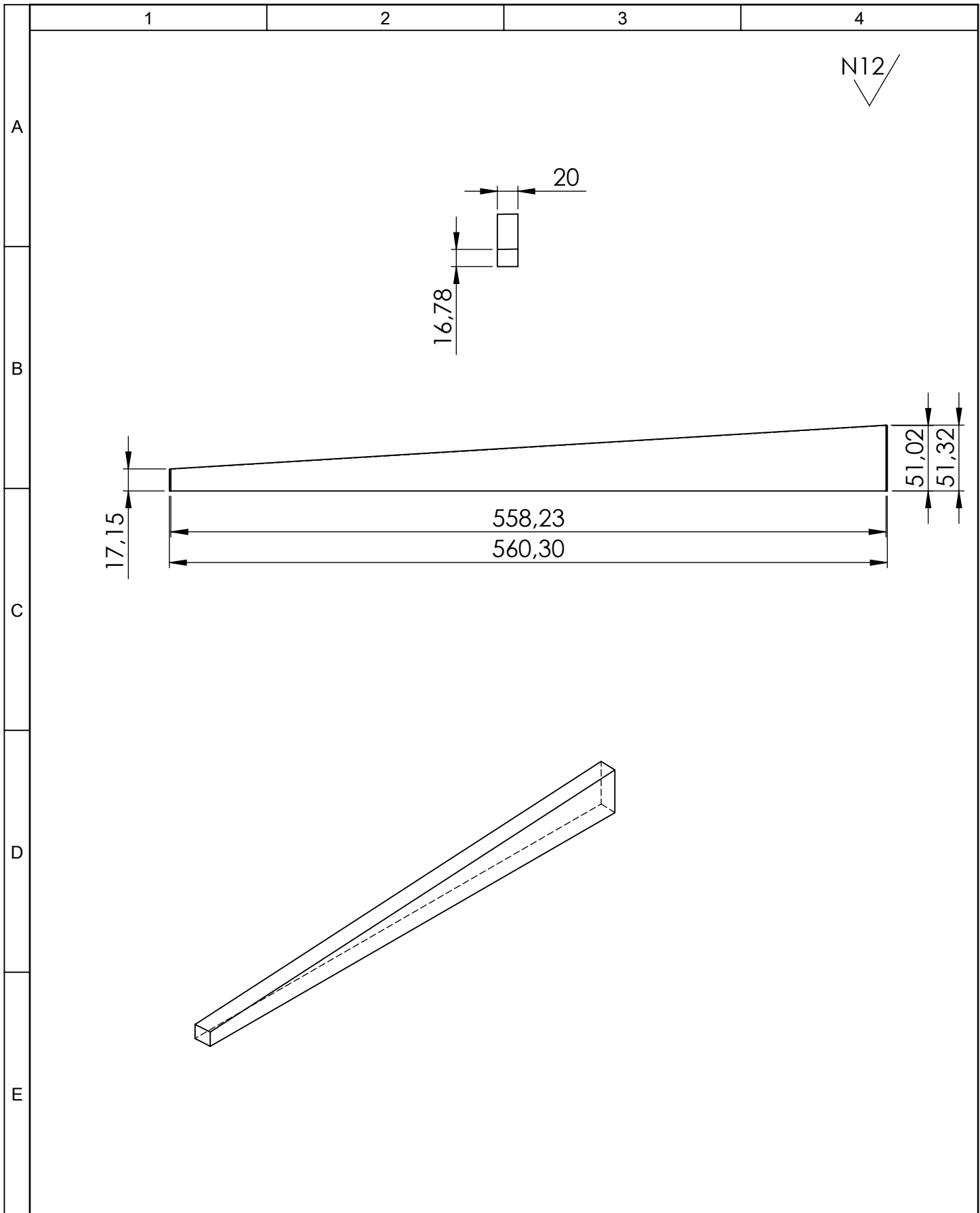
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:		
				±1	0.32 Kg	Madera de Pino		
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala:	
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		Soprte de Jig 6	1:4
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 09 de 32		
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)		



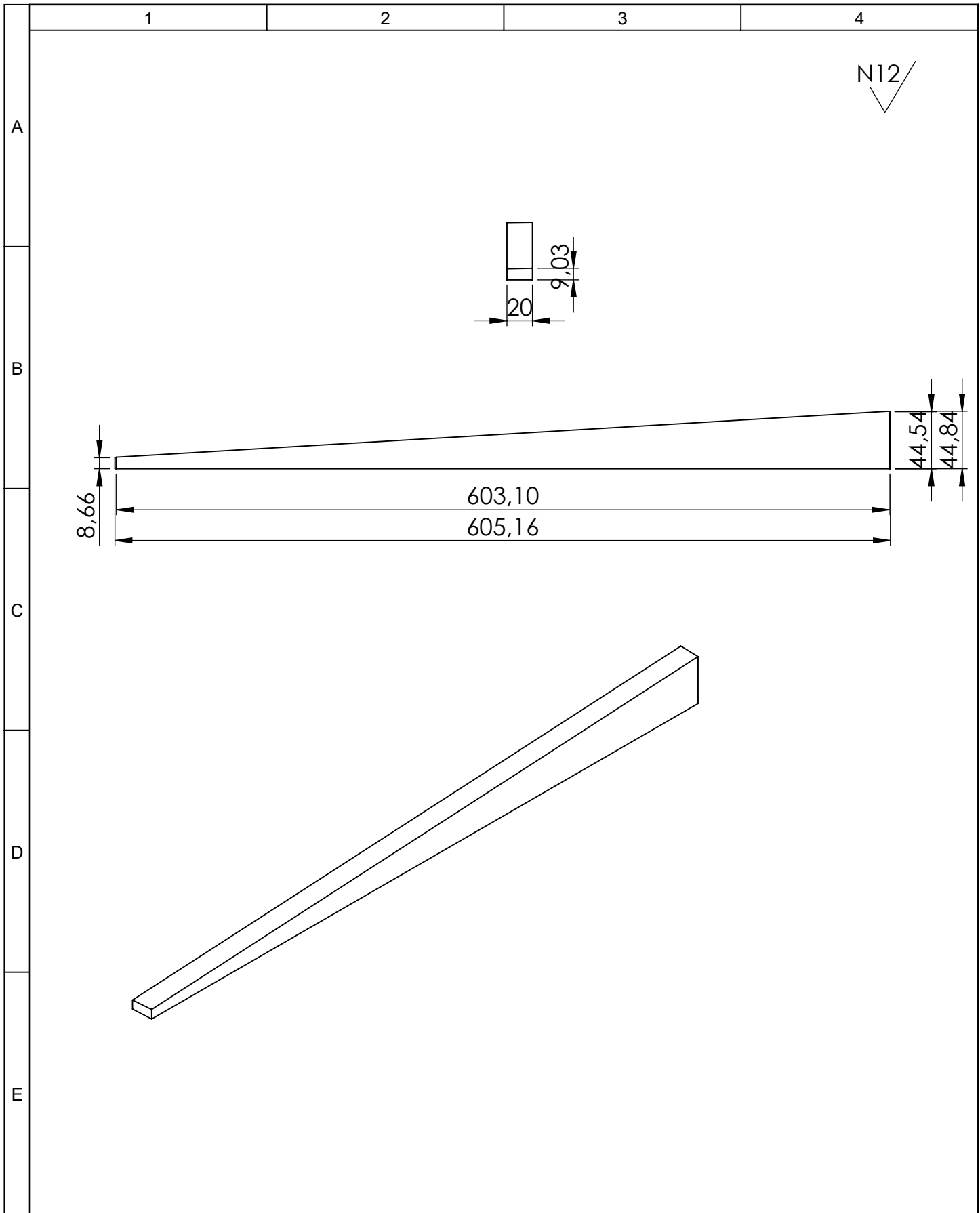
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.32 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:4
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Sopрте de Jig 5	
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



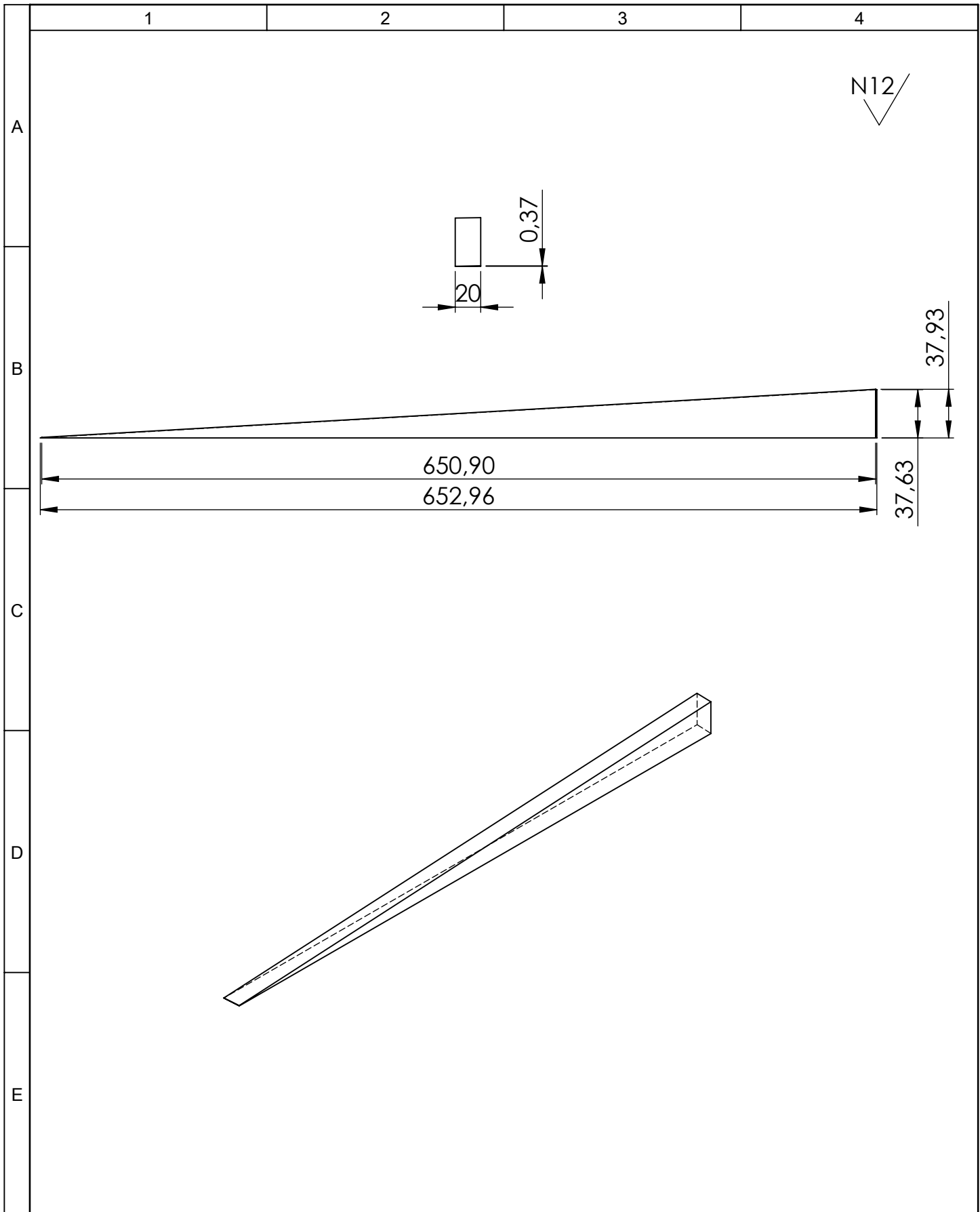
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.28 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:4
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Número del dibujo: 11 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			




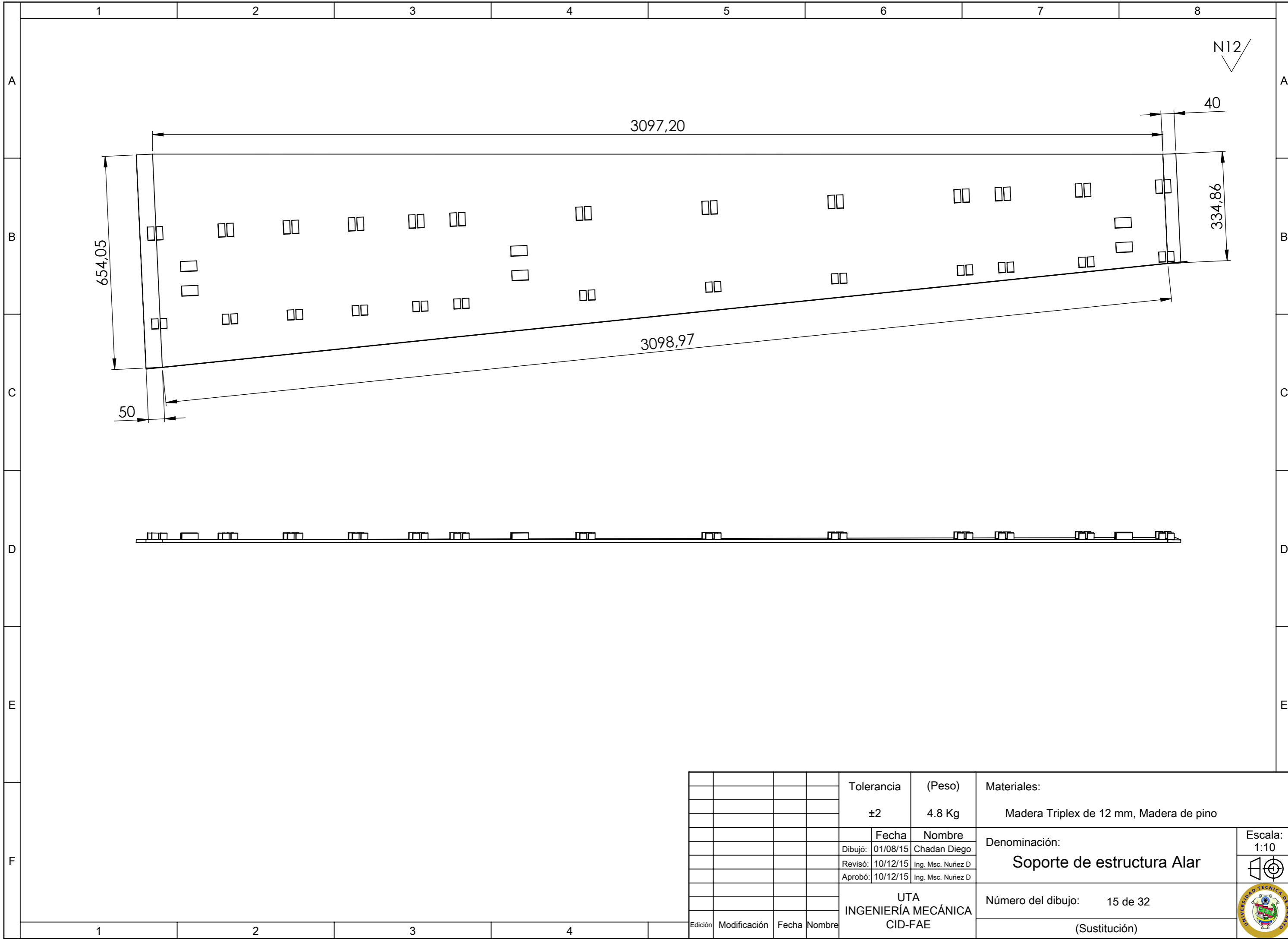
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:		
				±1	0.26 Kg	Madera de Pino		
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala:	
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		Sopрте de Jig 3	1:4
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 12 de 32		
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)		



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.22 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:4
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Sopрте de Jig 2 Número del dibujo: 13 de 32 (Sustitución)	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.16 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:4
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Número del dibujo: 14 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:		
				±2	4.8 Kg	Madera Triplex de 12 mm, Madera de pino		
					Fecha	Nombre	Denominación: Soporte de estructura Alar	
				Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Escala: 1:10	
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 15 de 32		
				Edición	Modificación	Fecha	Nombre	(Sustitución)



1

2

3

4

N12

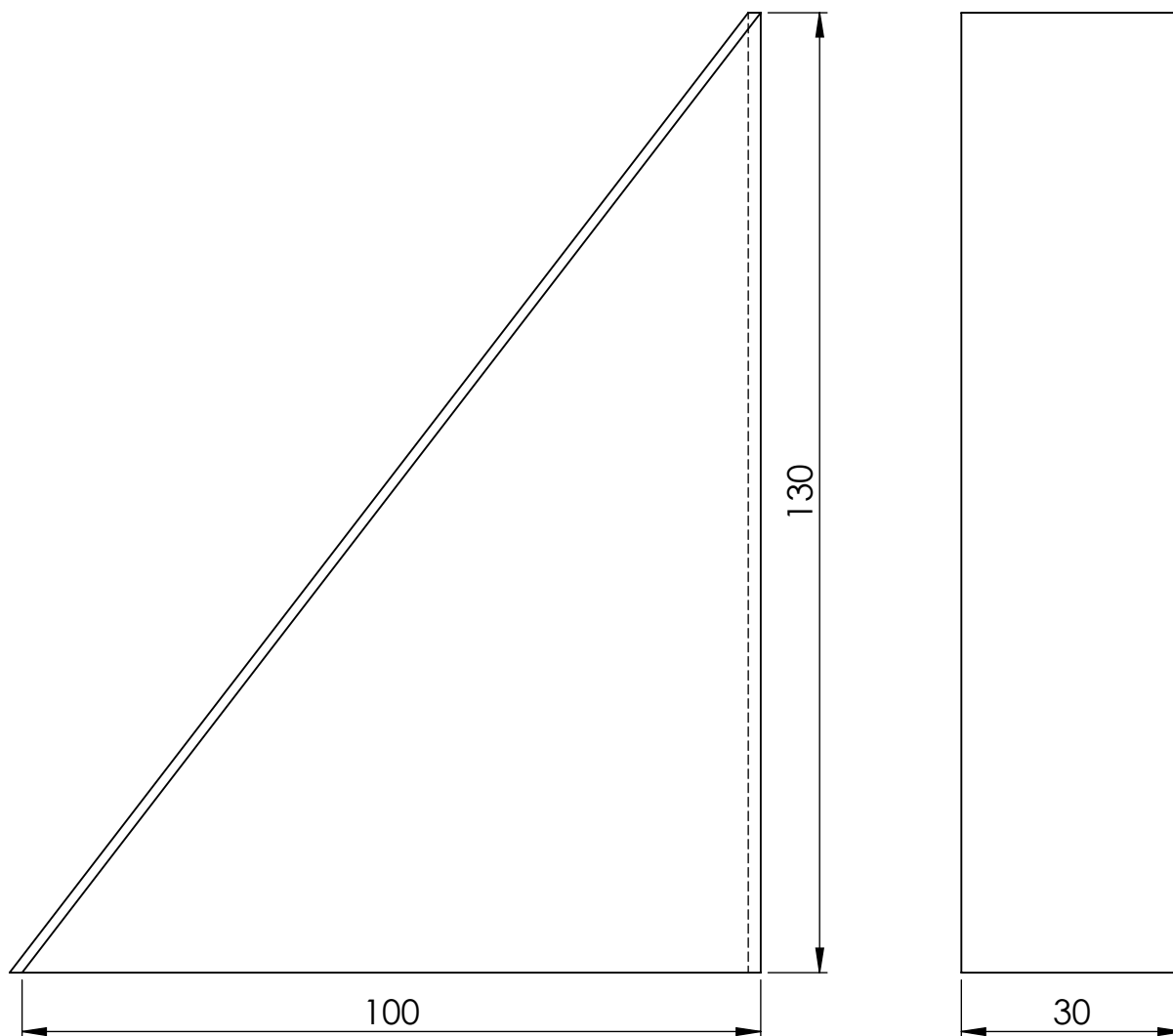
A

B


C

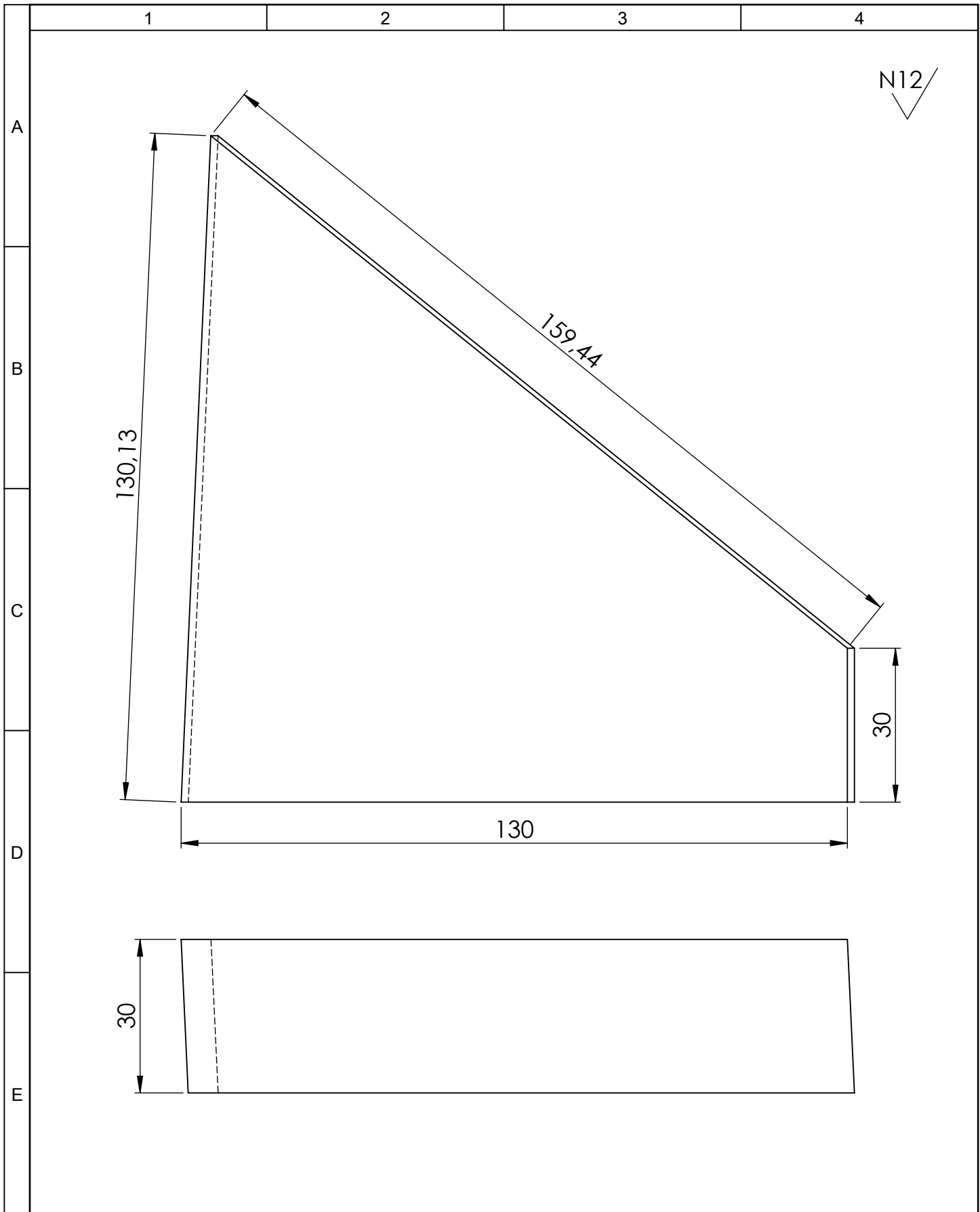
D

E

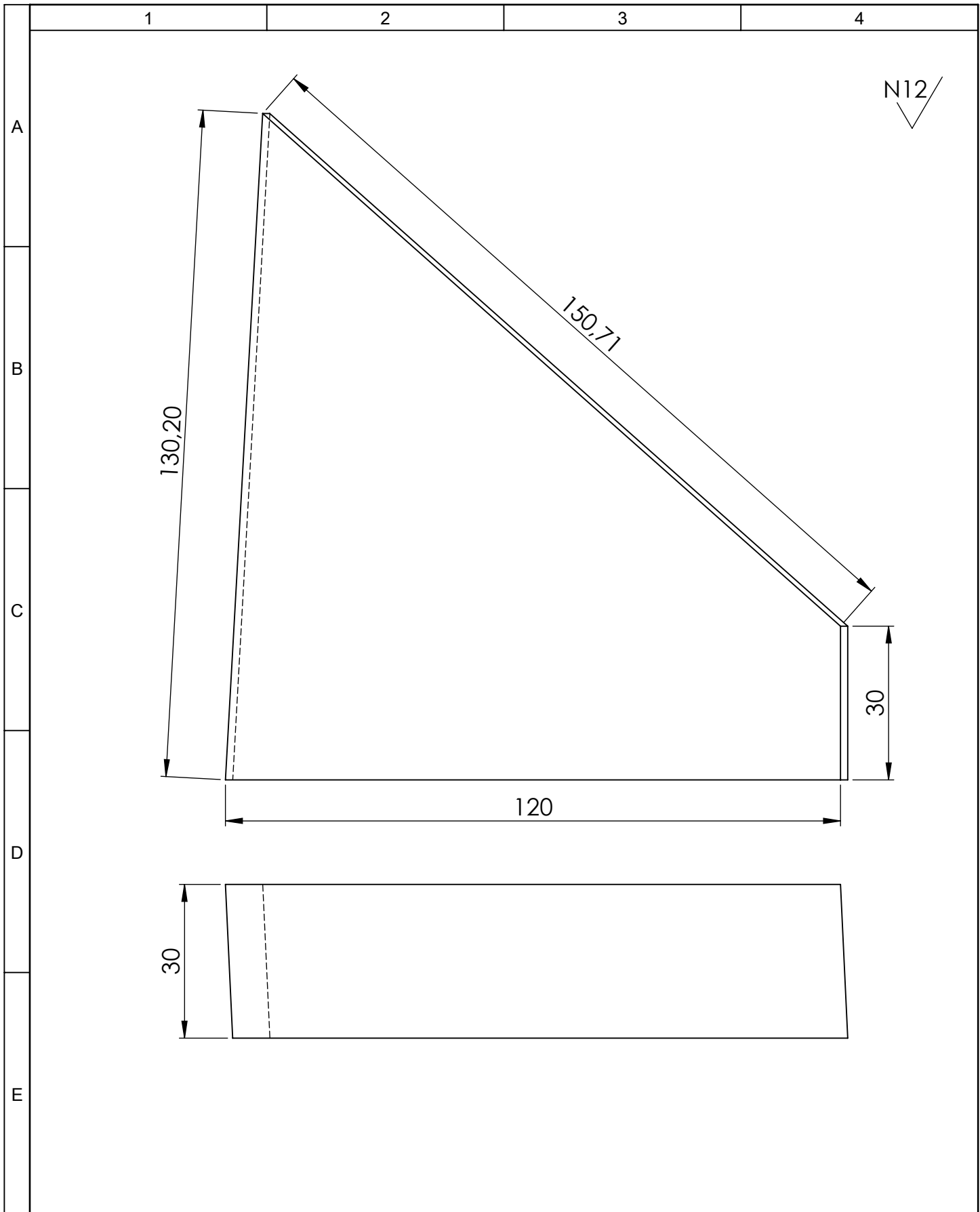


16 TRIANGULOS DE SOPORTE

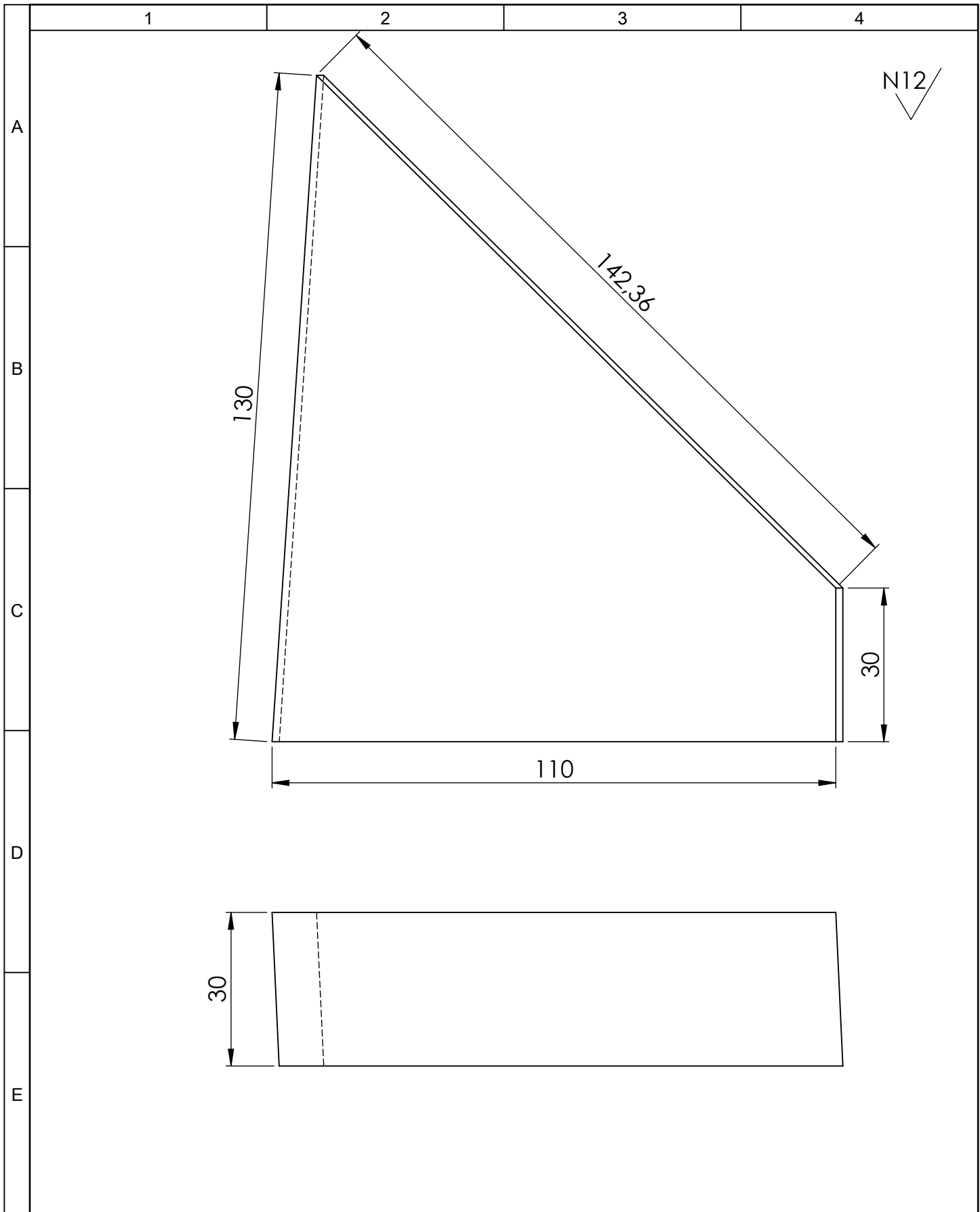
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación: Soporte de Tope de borde de ataque	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Número del dibujo: 16 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			





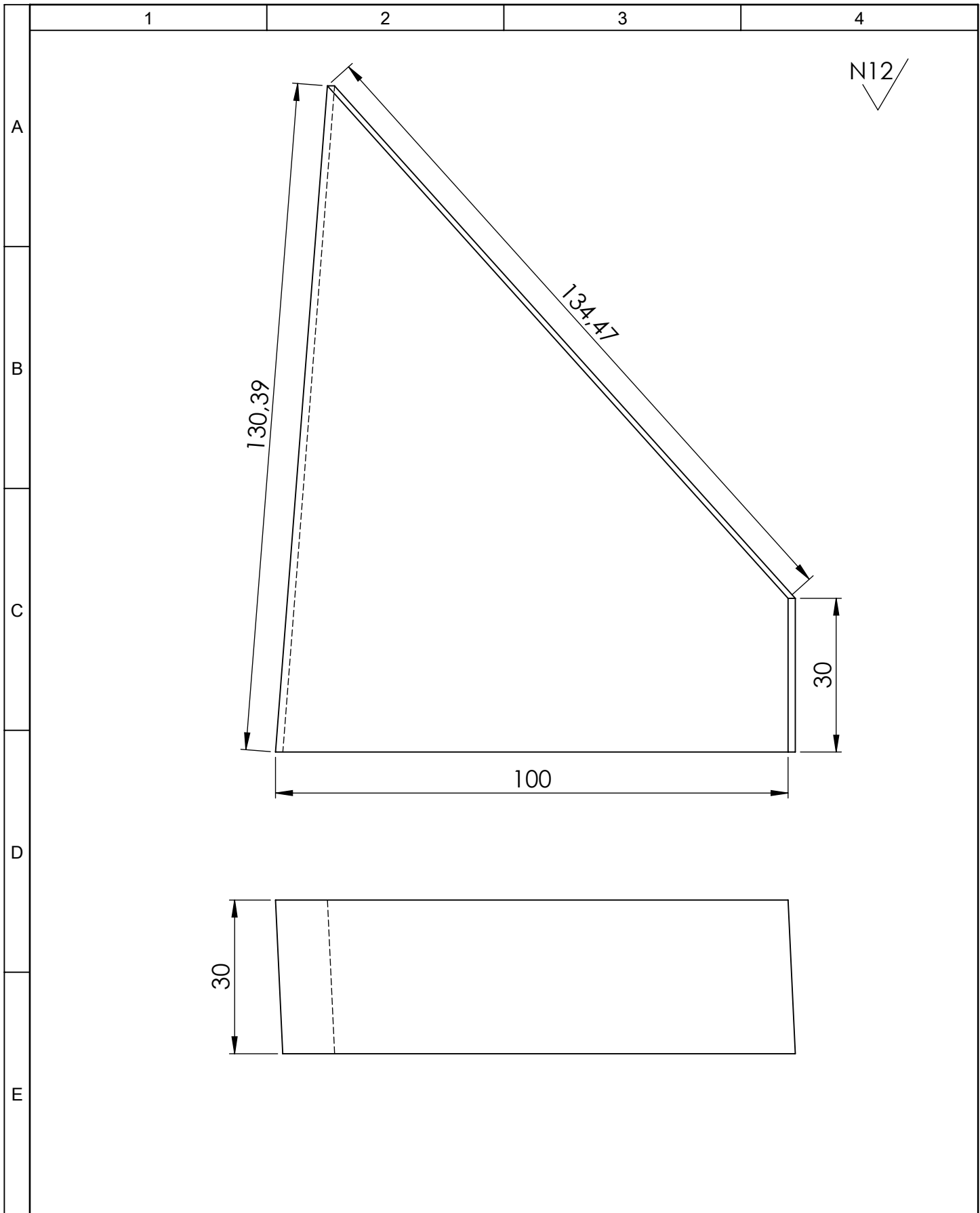
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		Soporte de Tope de borde de salida 1
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 18 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



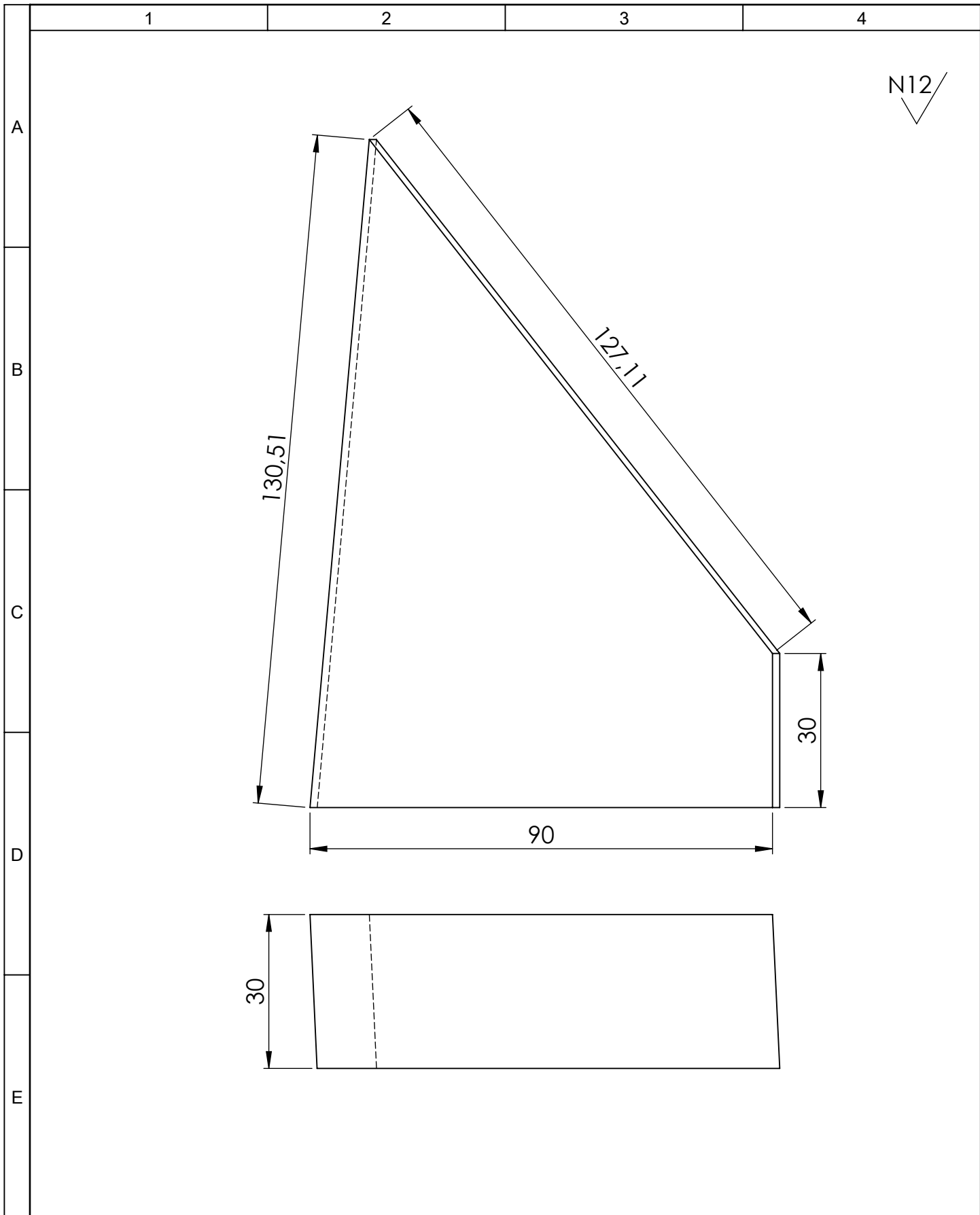
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		Soporte de Tope de borde de salida 2
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 19 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



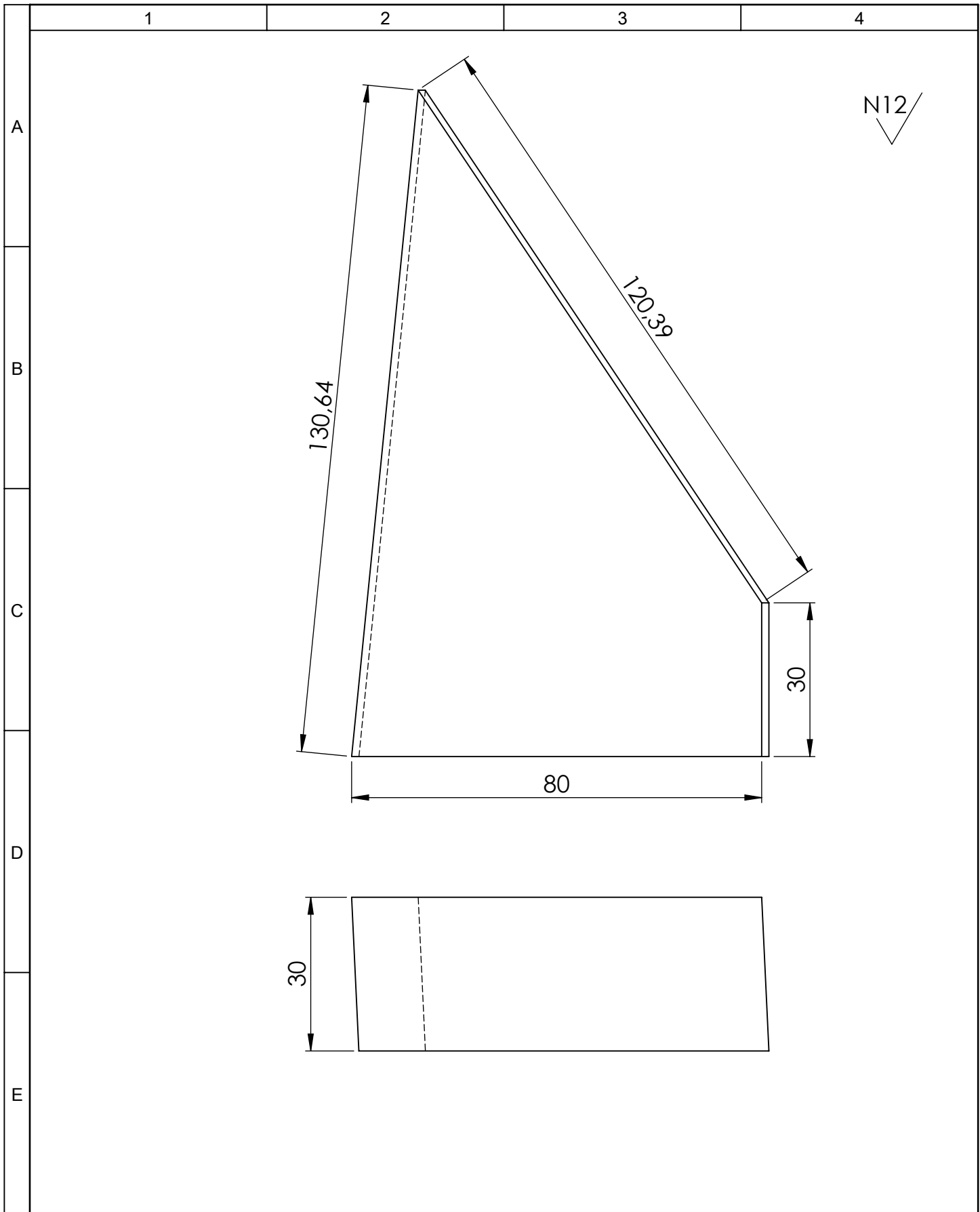
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Soporte de Tope de borde de salida 3	 
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 20 de 32	
						(Sustitución)	



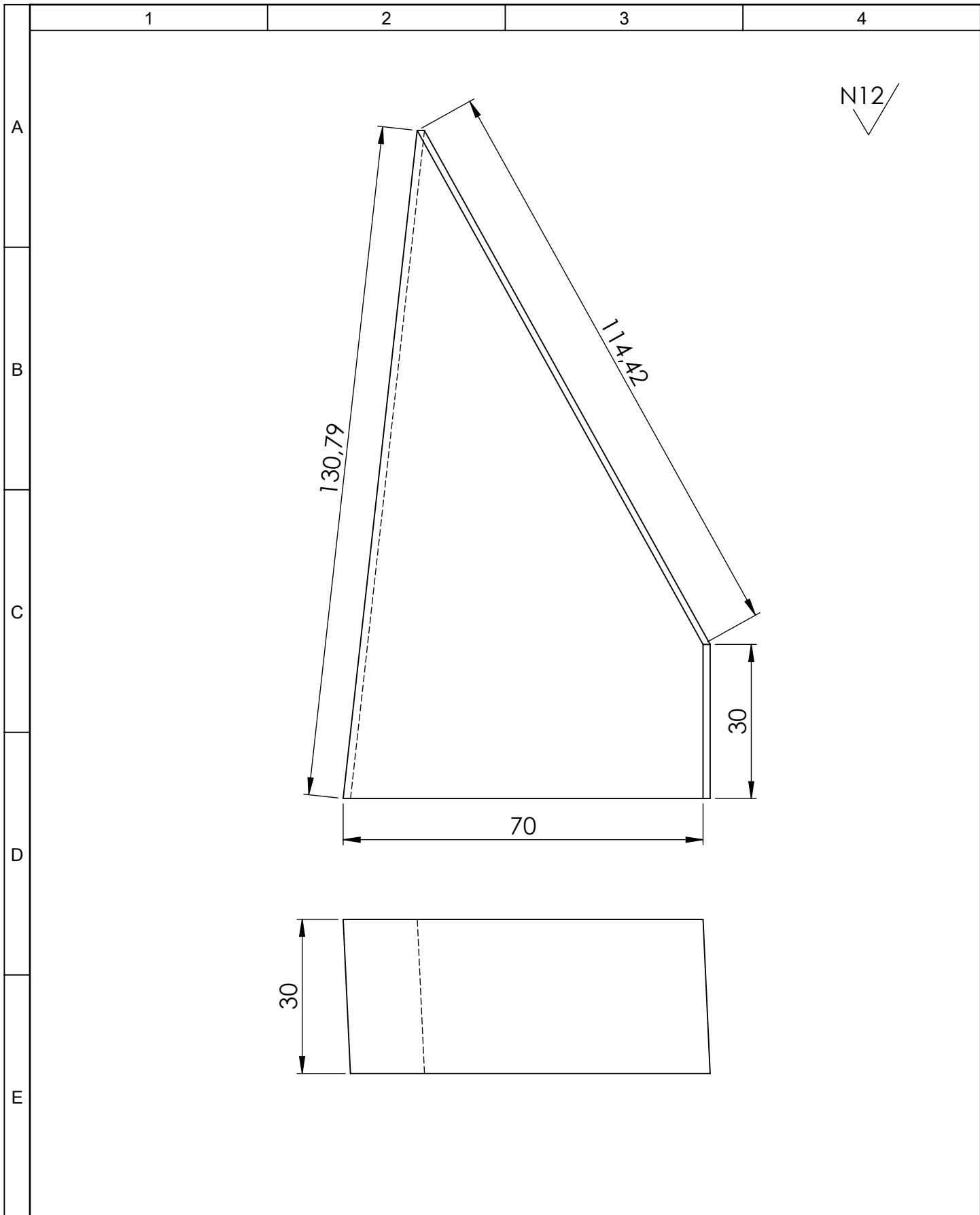
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		Soporte de Tope de borde de salida 4
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 21 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



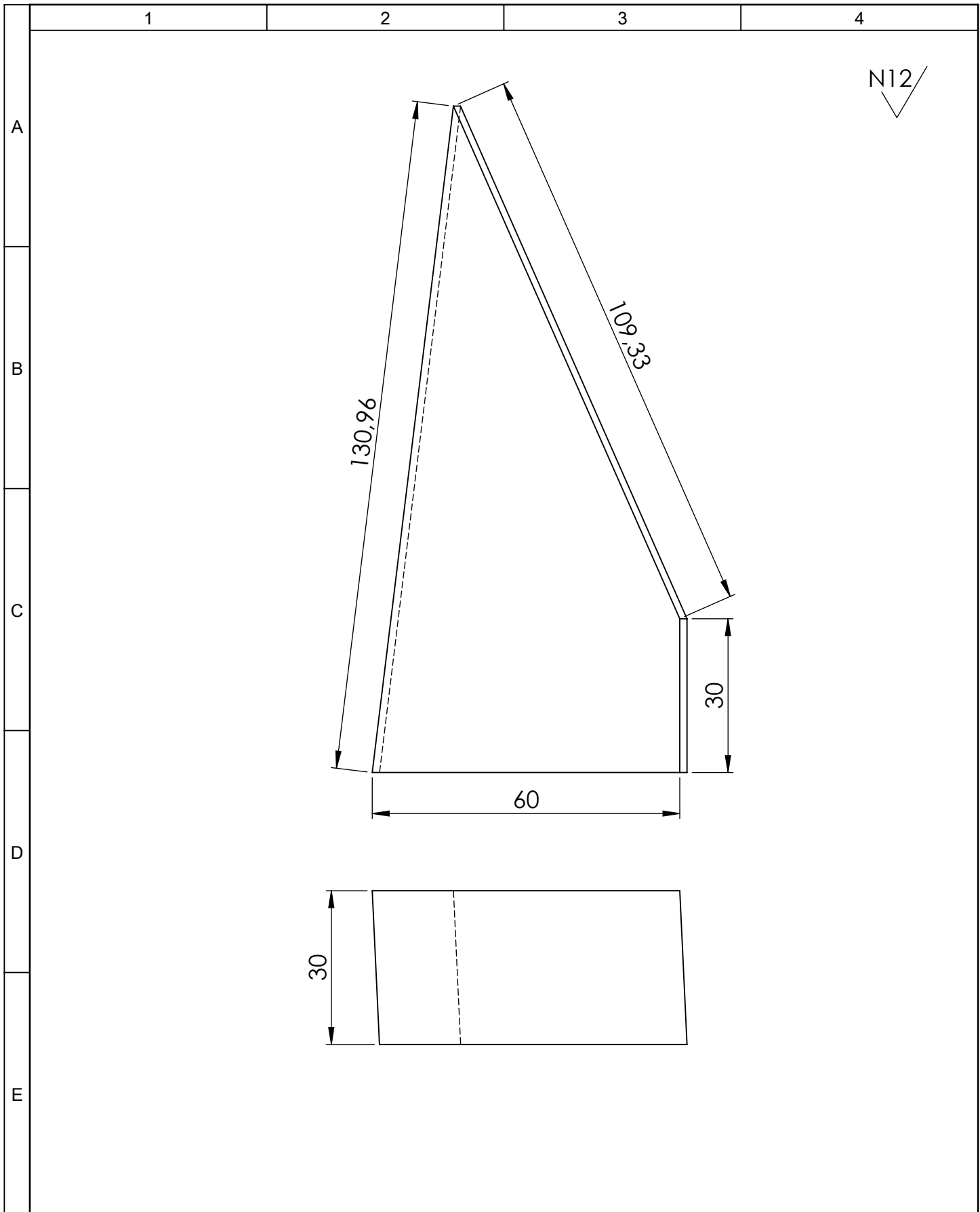
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Soporte de Tope de borde de salida 5	
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				




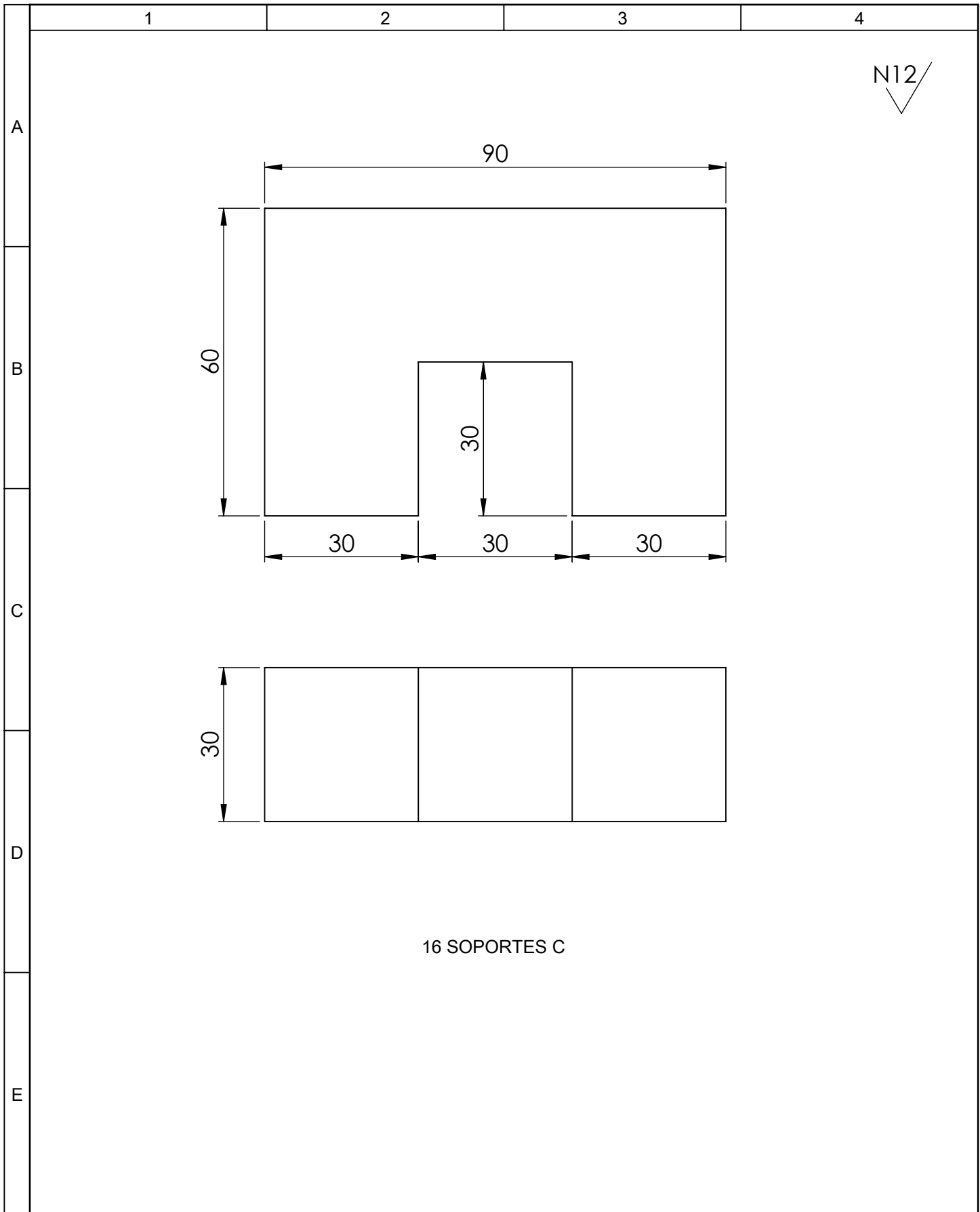
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Soporte de Tope de borde de salida 6	
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Soporte de Tope de borde de salida 7	
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 24 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



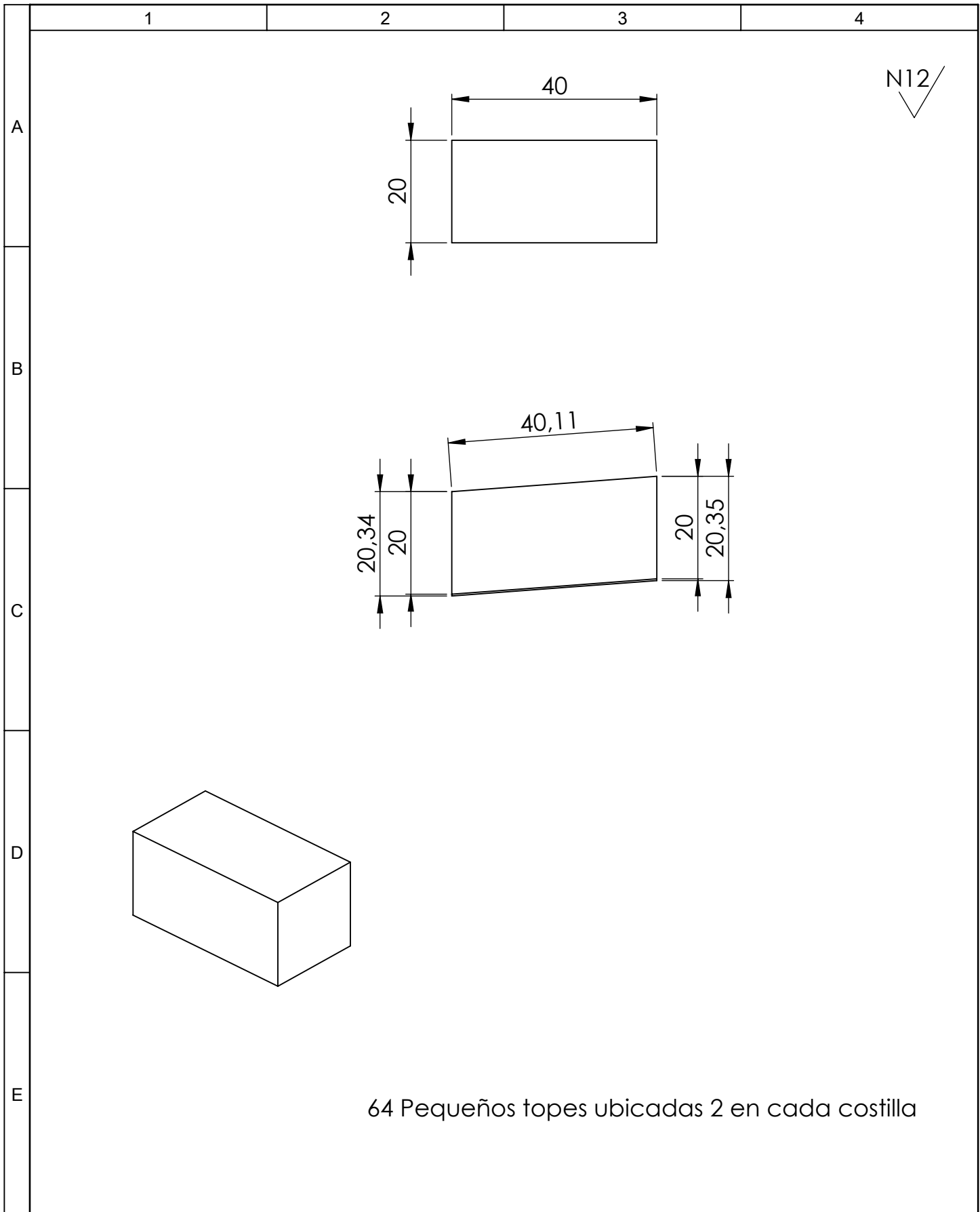
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	0.1 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Soporte de Toste de borde de salida 8	
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 25 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



N12

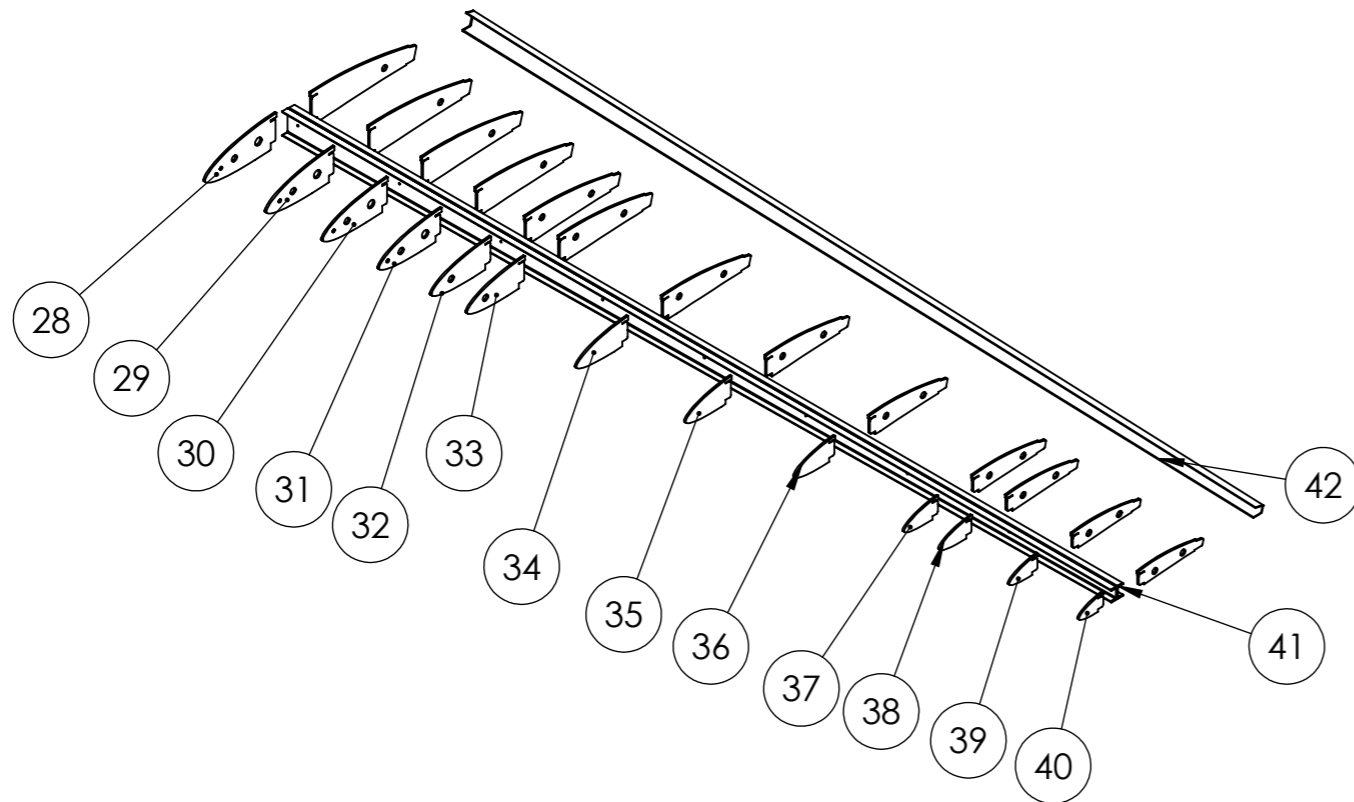
16 SOPORTES C

				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±2	0.73 Kg	Madera de Pino	
				Fecha	Nombre	Denominación:	Escala: 1:1
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego		
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Topes C	
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	



N12

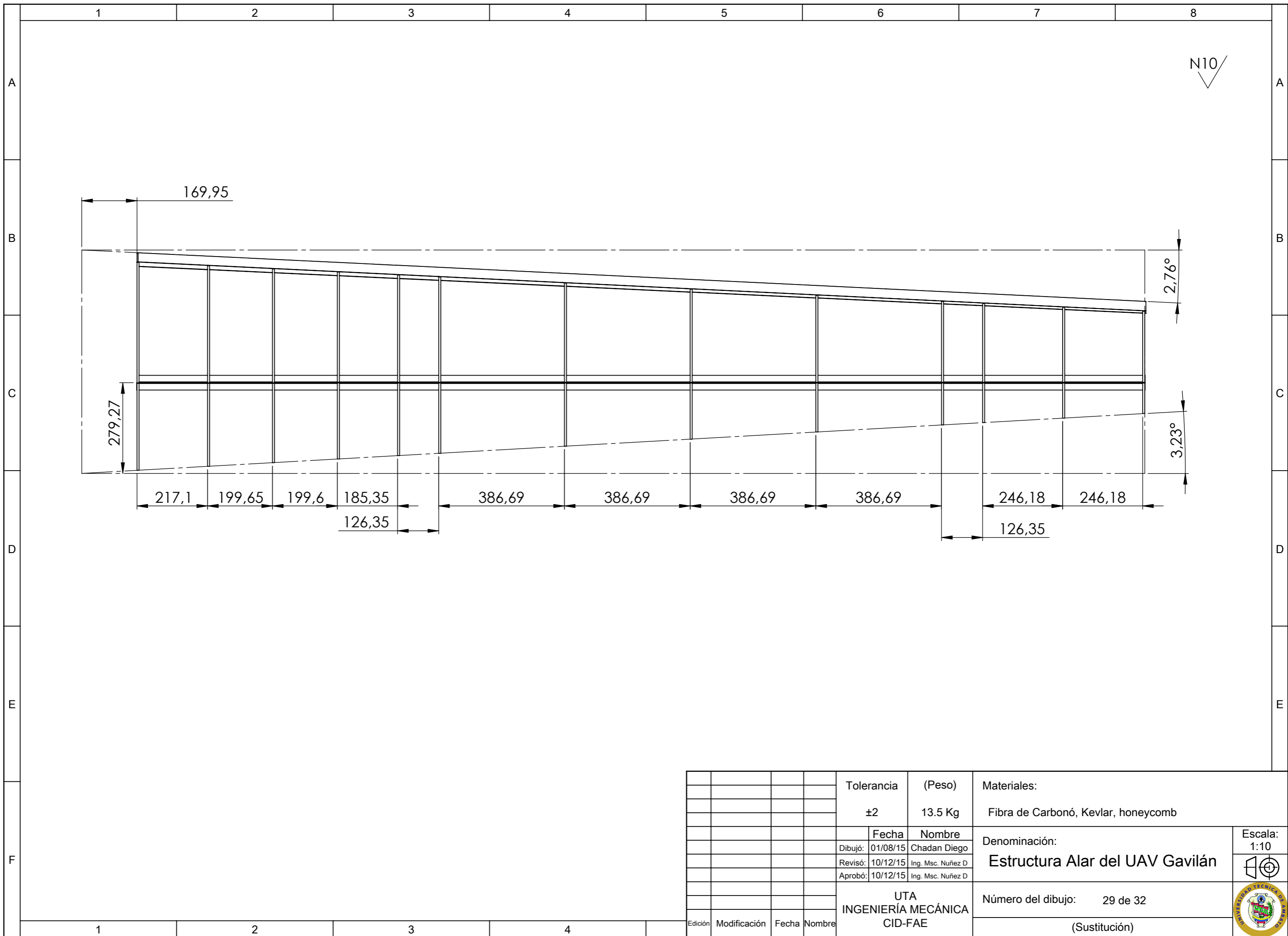
				Tolerancia	(Peso)	Materiales:		
				±1	0.6 Kg	Madera de Pino		
				Fecha	Nombre	Topes de Costillas		Escala:
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego			1:1
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D			
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Número del dibujo: 27 de 32		
Edición	Modificación	Fecha	Nombre	UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		(Sustitución)		



Pegamento estructural utilizado para unir los componentes Sikaflex 256
 Perfil Aerodinámico Eppler 395

No. de pieza	Denominación	No. de Dibujo/Lámin	Material	No. de Component	Peso kg/piez	Observaciones
42	Viga secundaria C	32	Fibra de Carbonó, Kevlar	2		Simétrico
41	Viga principal I	31	Fibra de Carbonó, Kevlar	2		Simétrico
40	Costilla 13		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
39	Costilla 12		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
38	Costilla 11		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
37	Costilla 10		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
36	Costilla 9		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
35	Costilla 8		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
34	Costilla 7		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
33	Costilla 6		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
32	Costilla 5		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
31	Costilla 4		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
30	Costilla 3		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
29	Costilla 2		Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico
28	Costilla 1	30	Fibra de fidrio, honeycomb	2		Simétrico

Tolerancia		(Peso)	Materiales:	
±2		13.5 Kg	Varios	
Fecha		Nombre	Denominación:	
Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego	Explosión Estructura Alar del UAV Gavilán	
Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Escala: 1:20	
Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			Número del dibujo: 28 de 32	
Edición			(Sustitución)	
Modificación				
Fecha				
Nombre				



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±2	13.5 Kg	Fibra de Carbonó, Kevlar, honeycomb	
					Fecha	Nombre	Denominación:
				Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego	
				Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	
				Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Estructura Alar del UAV Gavilán
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo:	29 de 32
						(Sustitución)	
				Edición	Modificación	Fecha	Nombre

Escala:
1:10

1

2

3

4

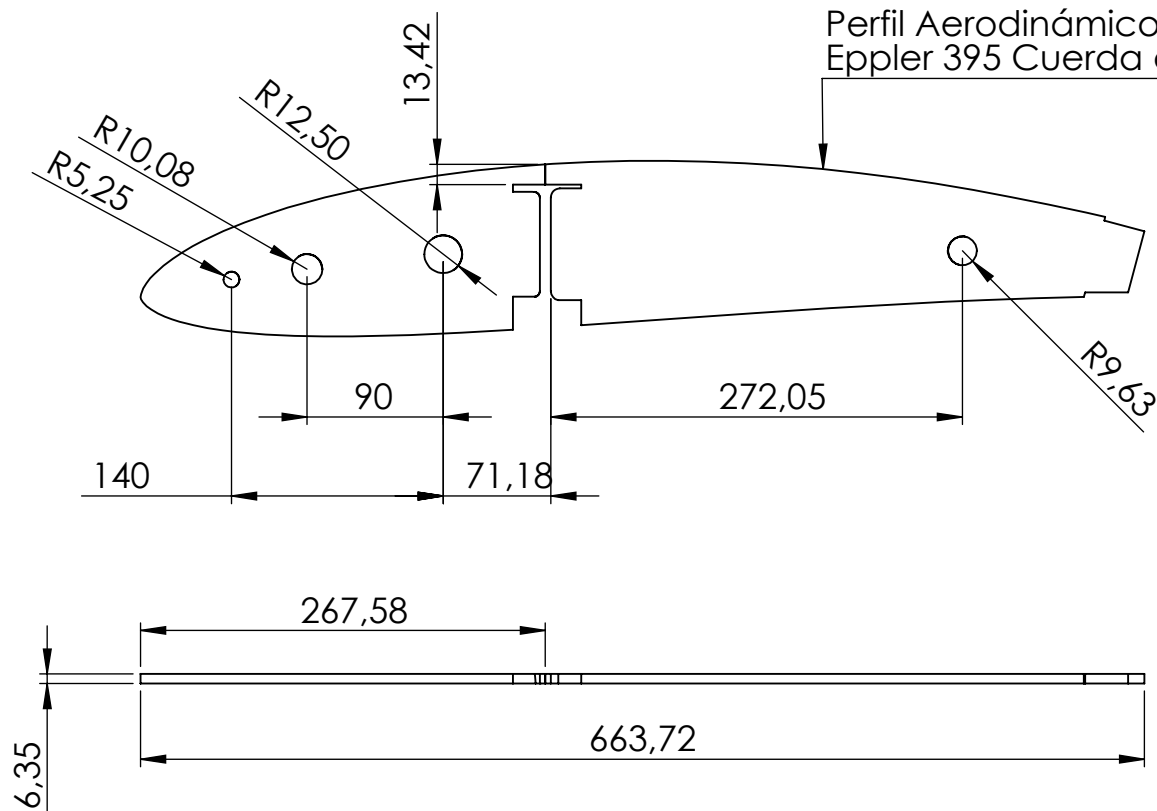
A

N10

B

Perfil Aerodinámico
Eppler 395 Cuerda de 500

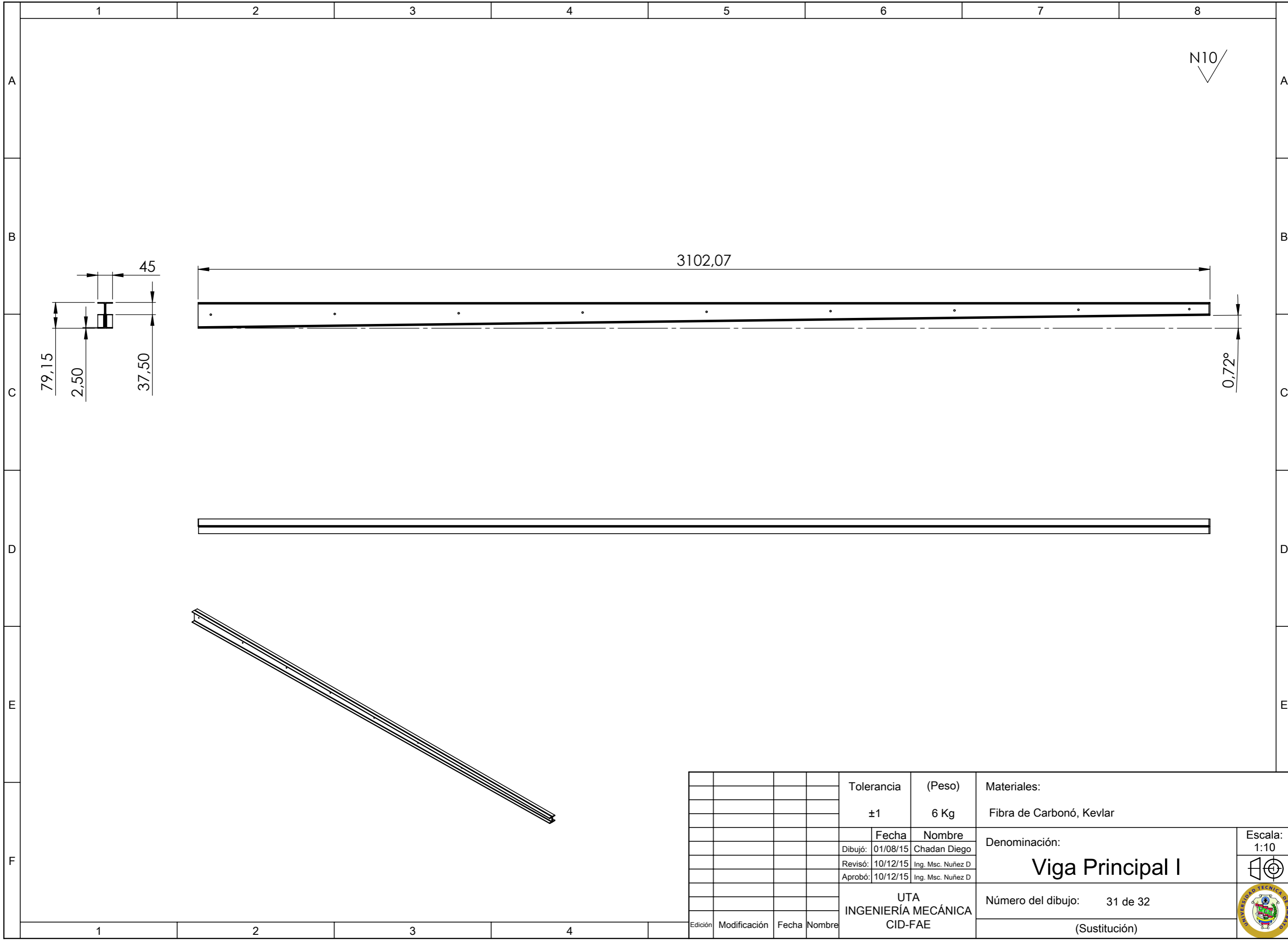
C



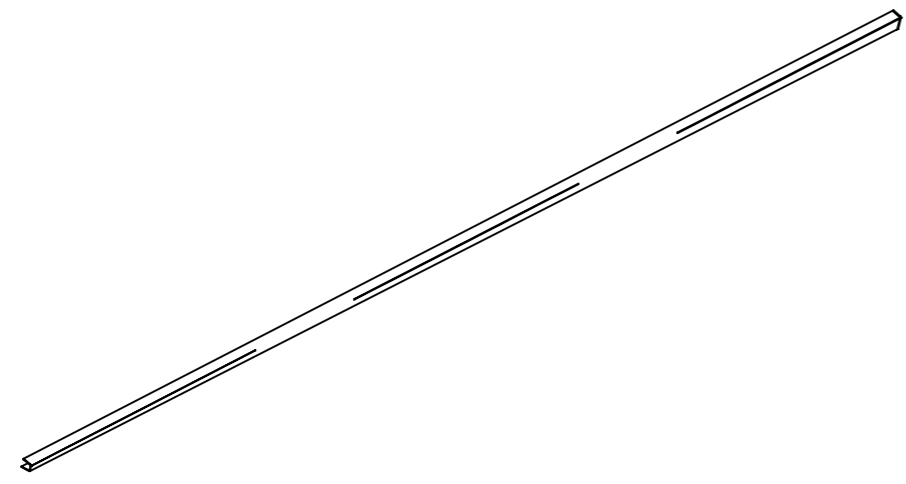
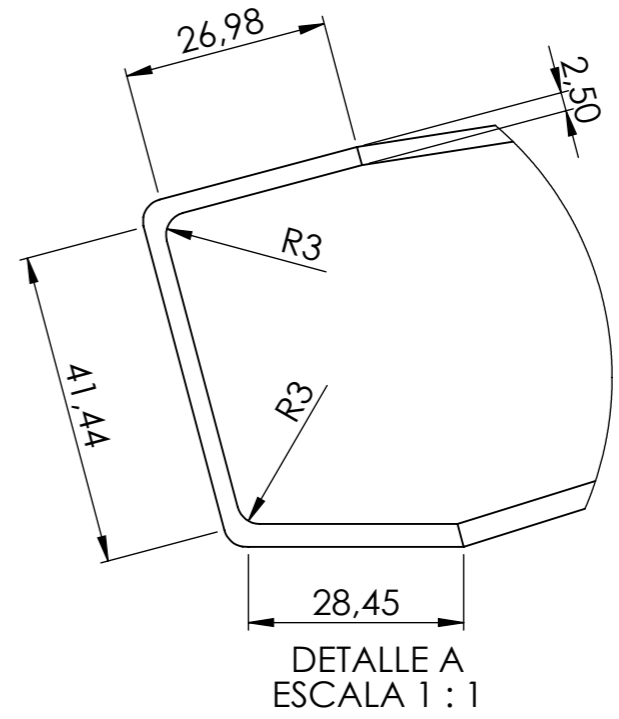
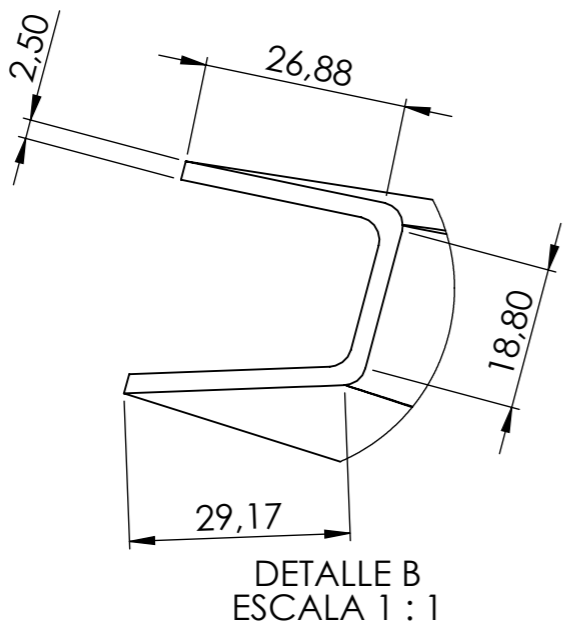
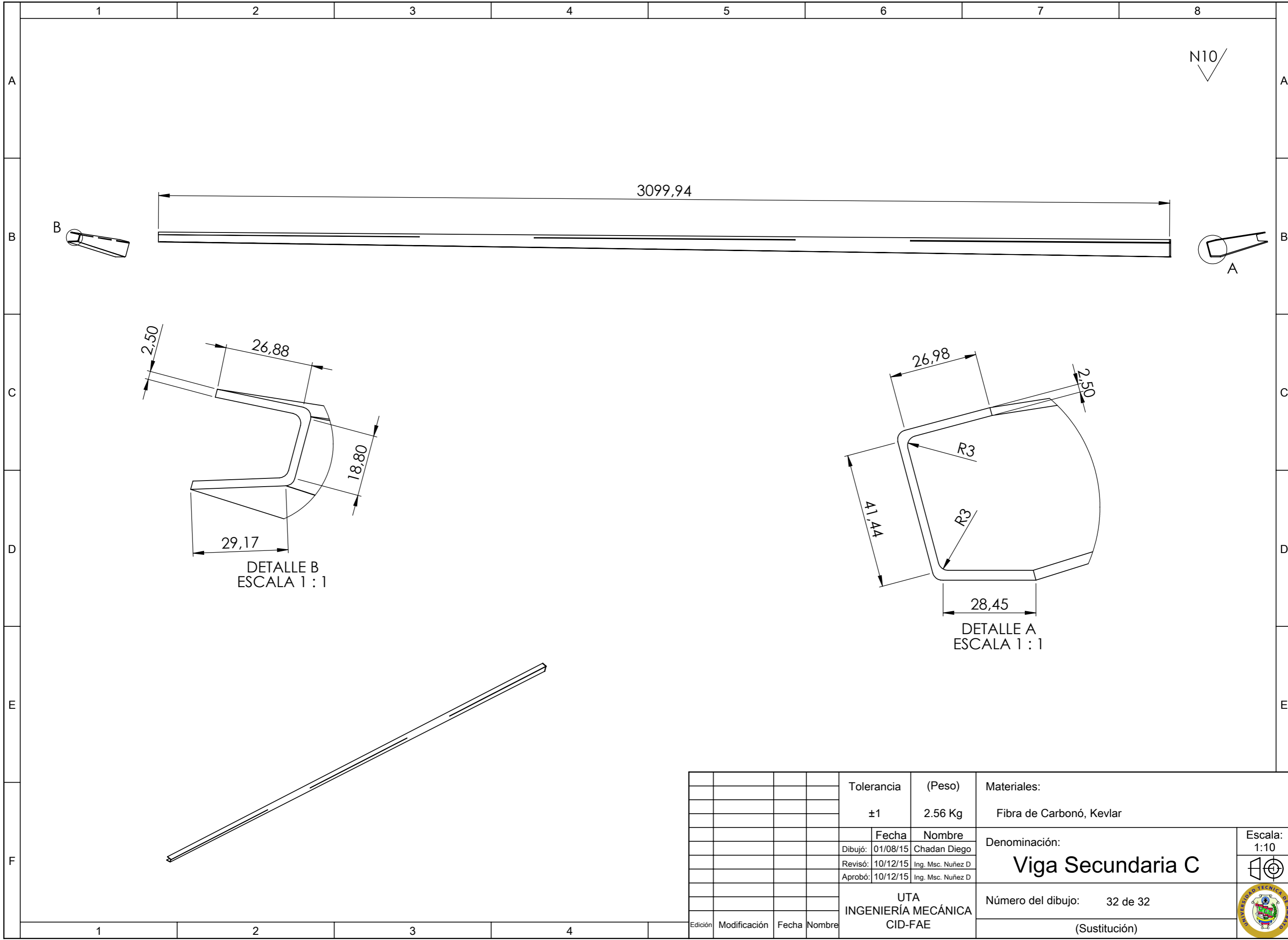
D

E

				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±0.5	0.154 Kg	Fibra de Vidrio, Honeycomb	
				Fecha	Nombre	Denominación:	
				Dibujó: 01/08/15	Chadan Diego	Costilla 1	
				Revisó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				Aprobó: 10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D		
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE		Número del dibujo: 30 de 32	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre			(Sustitución)	
						Escala: 1:5 	



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	6 Kg	Fibra de Carbonó, Kevlar	
					Fecha	Nombre	Denominación:
				Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego	
				Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	
				Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Escala: 1:10
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			
							Número del dibujo: 31 de 32
				Edición	Modificación	Fecha	Nombre
						(Sustitución)	



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±1	2.56 Kg	Fibra de Carbonó, Kevlar	
					Fecha	Nombre	Denominación:
				Dibujó:	01/08/15	Chadan Diego	
				Revisó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	
				Aprobó:	10/12/15	Ing. Msc. Nuñez D	Escala: 1:10
				UTA INGENIERÍA MECÁNICA CID-FAE			
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				