

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO

Proyecto SIRAP

Diseño del Sistema de Recuperación del Avión Piquero

Felipe Sebastián Morales Vega

Tesis de grado presentada como requisito para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

Quito, Mayo 2012

Universidad San Francisco de Quito

Colegio Politécnico

HOJA DE APROBACIÓN DE TESIS

Diseño del Sistema de Recuperación del Avión Piquero

Felipe Sebastián Morales Vega

Pedro Meneses, Msc.
Director de la Tesis

Laurent Sass, Phd.
Miembro del Comité de Tesis

Edison Bonifaz, Phd.
Miembro del Comité de Tesis

Santiago Gangotena, Phd.
Decano del Colegio Politécnico

Quito, Mayo 2012.

© Derechos de autor
Felipe Sebastián Morales Vega
2012

Agradecimientos

El siguiente trabajo de tesis fue realizado directa o indirectamente por varias personas. Es por esto que agradezco a todas aquellas personas por su ayuda, apoyo en todos los momentos.

Agradezco primero a Dios, a mis padres Marco Morales y Ruth Vega, a mis hermanos Christian y Mateo Morales por su amor, por ser mis guías, mi apoyo y fuerza en todo momento en especial en los momentos más duros.

Agradezco a Carolina Ortega por su constante apoyo, amor, empuje y preocupación por mí y el trabajo realizado. Gracias.

Agradezco a mis profesores y a la Universidad San Francisco de Quito, ya que fueron aquellos encargados de mi aprendizaje y de mi constante evolución durante todo este tiempo universitario.

También agradezco a todos mis compañeros y amigos que están a mi lado y con quienes he compartido grandes momentos.

Gracias a todos.

Resumen

El siguiente documento presenta el trabajo realizado como respuesta a la necesidad existente del proyecto Galápagos UAV- Piquero. Dicha necesidad es la de recuperar el avión Piquero en el aire sin que este sufra choques contra el suelo o la estructura en tierra. Teniendo esta necesidad y tras investigaciones de sistemas de retribución de UAV nace el concepto del proyecto SIRAP. Dicho proyecto pasó por las etapas de diseño mecánico, que son el pre-diseño, diseño crítico y construcción del primer prototipo. Con el prototipo se pudo obtener los resultados del sistema, conocer su comportamiento, confiabilidad y las mejoras que se puede implementar posteriormente.

Abstract

The following document presents the work done as a response to the necessity of the Galapagos UAV- Piquero project. This need consist on retrieving the UAV Piquero from the air without suffering any hits with the ground or the ground structure. Having this necessity and after investigations of several retrieval systems for UAV's, is that the concept of the SIRAP Project it is born. The following project went thru all the stages of mechanical design, which are the preliminary design, critical design and the construction of the first prototype. Whit this prototype, the results of the entire retrieval system are obtained, and also its behavior, reliability and the improvements that can be put into effect later.

Tabla de Contenido.

1. Capítulo 1: Planteamiento	1
1.1. Introducción	1
1.2. Planteamiento del Problema.....	2
1.3. Alcance	3
1.4. Objetivos.....	3
1.5. Objetivos Específicos	3
1.6. Requerimientos Técnicos (TRD).....	4
1.6.1. Descripción General	4
1.6.2. Magnitudes	4
1.6.3. Confiabilidad	5
1.6.4. Mantenimiento.....	5
1.6.5. Otros requerimientos.....	6
1.7. Acta Finalización Capítulo 1.....	7
1.7.1. Objetivos	7
1.7.2. Alcance	7
1.7.3. Requerimientos Técnicos.....	7
2. Capítulo 2: Diseño Preliminar (PDR)	9
2.1. Lluvia de ideas e investigación de alternativas	9
2.1.1. Prototipos	11
2.1.1.1. Propuesta 1	11
2.1.1.2. Propuesta 2	14
2.1.1.3. Propuesta 3	17
2.2. FODA para selección de mejor alternativa.....	19
2.3. Diseño Paramétrico de Todos los Componentes de Alternativa Seleccionada.....	21
2.3.1. Sistema Incorporado en el Avión	21
2.3.2. Sistema en Tierra	28
2.4. Planes de pruebas y Estudios	31
2.4.1. Pruebas de Ángulo.....	32
2.4.2. Pruebas de Funcionamiento	32
2.5. Acta de Finalización Capítulo 2.....	36

2.5.1. Objetivos	36
2.5.2. Alcance	36
2.5.3. Desarrollo	36
3. Capítulo 3: Diseño Crítico (CDR)	37
3.1. Prototipo Final.....	37
3.2. Modelos 3D.....	38
3.2.1. Dibujos Específicos de los Componentes	38
3.2.2. Manufactura	39
3.3. Descripción de las Partes	43
3.4. Cálculos Detallados de Componentes	48
3.5. Pruebas.....	51
3.5.1. Pruebas de Confiabilidad y Resistencia.....	51
3.6. Materiales.....	54
3.7. Plan de Mantenimiento	55
3.8. Comparación de TRD con Resultados.....	56
3.9. Acta de Finalización Capítulo 3	57
4. Capítulo 4: Conclusiones y Recomendaciones	59
5. Referencias.....	63
Cálculos (Anexo A)	65
Pruebas de Ángulo (Anexo B.).....	89
Pruebas de Funcionamiento (Anexo C.)	98
Pruebas de Confiabilidad. (Anexo D.).....	111
Plan de Mantenimiento (Anexo E)	126
Planos de Diseño SIRAP (Anexo F).....	128
Fichas Técnicas (Anexo G)	145

Índice de Figuras.

Figura 2- 1: Gancho propuesta 1 (Inventor 2010)	12
Figura 2- 2: Componentes Gancho propuesta 1. Pata, Tapa, Tubo. (Inventor 2010).....	12
Figura 2- 3: Métodos y aparatos para indicar y/o ajustar la tensión en el miembro de tensión, incluyendo las líneas de recuperación del avión. (Patente No 7,578,467 B2).	13
Figura 2- 4: Gancho propuesta 2 (Inventor 2010).....	15
Figura 2- 5: PataFija (Inventor 2010).....	15
Figura 2- 6: Láminas de Acero de Resorte. (Inventor 2010).....	15
Figura 2- 7: Cono Estructural. (Inventor 2010).....	16
Figura 2- 8: Sistema de Redes en tierra (Northrop Grumman)	17
Figura 2- 9: Gancho propuesta 3	18
Figura 2- 10: Pata Fija (Inventor 2010)	18
Figura 2- 11: Pata Móvil. (Inventor 2010)	18
Figura 2- 12: Cono Estructural 3 (Inventor 2010).....	19
Figura 2- 13: GPI (Prototipo I) y GPII (Prototipo II)	21
Figura 2- 14: Construcción Cono Principal.....	25
Figura 2- 15: GPI, Gancho Prototipo I Construido.....	25
Figura 2- 16: GPII, Estructura Principal Prototipo II	26
Figura 2- 17: GPII, Estructura Principal Prototipo II	27
Figura 2- 18: GPII, Estructura Principal Prototipo II	28
Figura 2- 19: Sistema en Tierra (Prototipo I).....	28
Figura 2- 20: Estructura Principal Ensamblada.....	30
Figura 2- 21: Resultados Positivos de la Prueba de Funcionamiento.....	34
Figura 3- 1: Gancho Prototipo Final (GPF).....	39
Figura 3- 2: Construcción cono superior e inferior (GPF_Cstr y GPF_CstrSup2)	40
Figura 3- 3: Patas fijas y Anillo de Sujeción (Hecho en Aluminio 6061)	41
Figura 3- 4: Patas fijas y Anillo de Sujeción (Hecho en Acero A36).....	42
Figura 3- 5: Componentes y Ensamblaje Final GPF	42
Figura 3- 6: Sistema de Recuperación del Avión Piquero.	43
Figura 3- 7: Componentes GPF.....	44
Figura 3- 8: Estructura GPF	44
Figura 3- 9: Componente Fijo GPF	45
Figura 3- 10: Componente móvil.....	45
Figura 3- 11: Componentes Sistema en Tierra (StrT).....	46
Figura 3- 12: Sistema de Poleas.....	47
Figura 3- 13: Ilustración Cono estructural Principal GPF	48

Figura 3- 14: Simulación Elementos Finitos Cono Estructural Inferior GPF (Esfuerzo).....	49
Figura 3- 15: Ilustración Pin 3.....	50
Figura 3- 16: Resultados Positivos de la Prueba de Confiabilidad y Resistencia.	53
Figura A- 1: Ilustración componente Fijo (GPF)	69
Figura A- 2: Ilustración Cono Principal GPF.....	70
Figura A- 3: Simulación Elementos Finitos Cono Estructural Inferior GPF (Esfuerzo).....	71
Figura A- 4: Simulación Elementos Finitos GPF2_Cstr (Deformación)	71
Figura A- 5: Simulación Elementos Finitos GPF_CstrSup2 (Esfuerzos)	72
Figura A- 6: Simulación Elementos finitos GPF_CstrSup2 (Deformación).....	72
Figura A- 7: Ilustración GPF_CstrSup2.....	73
Figura A- 8: Estructura en Tierra (StrT).	75
Figura A- 9: Simulación Deformaciones Estructura en Tierra (StrT).	76
Figura A- 10: Análisis Viga 6 (Inventor 2012)	77
Figura A- 11: Análisis Viga 2 (2012)	78
Figura A- 12: Análisis Viga 4 (Inventor 2012)	79
Figura A- 13: Ilustración Poleas, cable y contrapesos.....	84
Figura B- 1: Fotografías Pruebas de Comportamiento a 60 km/h.....	94
Figura B- 2: Diagrama de Cuerpo Libre (Análisis de Fuerzas).....	95
Figura C- 1: Estructura en Tierra Ensamblada	104
Figura C- 2: Prototipo I.....	105
Figura C- 3: Gancho Prototipo II.....	106
Figura C- 4: Prototipo II Construido.....	106
Figura C- 5: Resultados Exitosos de las Pruebas.....	107
Figura C- 6: Gancho enredado.....	108
Figura D- 1: Estructura en Tierra Ensamblada.	117
Figura D- 2: Gancho Prototipo Final I (GPF)	117
Figura D- 3: Daño GPF (Falla en el punto de Soldadura).....	118
Figura D- 4: Daño 2 GPF (Rotura en el punto de soldadura).....	119
Figura D- 5: Gancho prototipo Final (GPF)	119
Figura D- 6: Resultados Exitosos (Enganches).	123
Figura D- 7: Resultados Exitosos (Enredos.)	124

Índice de Tablas.

Tabla 1- 1: Requerimientos Técnicos	8
Tabla 2- 1: Análisis FODA del proyecto SIRAP (Sistema de Recuperación del Avión Piquero).	20
Tabla 2- 2: Resultados Prueba de Funcionamiento	33
Tabla 3- 1: Reacciones en el Pin 3.....	50
Tabla 3- 2: Procedimiento a seguir para las Pruebas de Confiabilidad.	52
Tabla 3- 3: Criterios y Posibles Resultados de las Pruebas de Confiabilidad y Resistencia.....	52
Tabla 3- 4: Plan de Mantenimiento.....	55
Tabla 3- 5: Resultados Finales Proyecto SIRAP.	56
Tabla 3- 6: Codificación Partes.	58
Tabla A- 1: Propiedades Mecánicas Aluminio 6061	68
Tabla A- 2: Reacciones de la Estructura en Tierra	80
Tabla A- 3: Reacciones Unión Pin 3.....	81
Tabla C- 1: Resultados Prueba	109
Tabla D- 1: Tabla de Resultados Prueba de Confiabilidad.	123
Tabla E- 1: Acciones a realizar en el mantenimiento.	127
Tabla E- 2: Plan de Mantenimiento Sistema Incorporado en el Avión.	127
Tabla E- 3: Plan de Mantenimiento Sistema en Tierra.	127

1. Capítulo 1: Planteamiento

1.1.Introducción

Las islas Galápagos, ubicadas en el océano Pacífico, pertenecen al territorio ecuatoriano y están conformadas por 13 islas grandes y 6 islas pequeñas, además de rocas e islotes cubriendo una superficie de 7850 km². Estas islas son una provincia más del Ecuador siendo su capital Puerto Baquerizo Moreno. (SJS)

Este hermoso territorio que posee el Ecuador, fue declarado Patrimonio Nacional de la Humanidad en 1978 por la UNESCO y las Naciones Unidas las declaro Reserva Biológica Mundial. (Cobiella y Cobiella)

El archipiélago Galápagos es famoso por su única y vasta variedad de fauna y flora. Debido a esto se ha convertido en uno de los lugares más turísticos de nuestro país. Así como es un lugar altamente atractivo para el turismo, también lo es para actividades ilícitas como son la pesca ilegal, la caza de especies endémicas en peligro de extinción e incluso la introducción de especies extrañas a este territorio, las cuales desplazan o eliminan a las especies originarias. Debido a estas actividades ilegales es que las islas Galápagos corren un gran peligro al ir perdiendo sus especies endémicas tanto de fauna y flora.

Debido a este problema y a la gran extensión de territorio por monitorear es que nace la necesidad de tomar acciones, y así es como surge la idea de ayudar a los trabajos de control, que ya se hacen en las islas Galápagos, por medio de un sistema de control aéreo que cubra extensas áreas y al menor costo posible. Este proyecto se basa en la construcción de aviones

no tripulados (UAV por sus siglas en inglés) ya que estos presentan costos de construcción, de adquisición, operación y mantenimiento muchísimo menores que el de aviones tripulados. Se realiza esta comparación ya que ambos son los métodos más efectivos y eficientes para este tipo de sistema de control.

Por esta razón la Universidad San Francisco de Quito en conjunto con la institución Embry Riddle Aeronautical University, considerada la mejor universidad Estados Unidos en Ingeniería Aeronáutica y Aeroespacial, y la Dirección del Parque Nacional Galápagos han emprendido el trabajo de poner en práctica esta solución dada y así nace el proyecto Galápagos UAV – Piquero. Dada la magnitud del proyecto este se dividió en distintos grupos de trabajo encargados en el diseño, autopiloto, comunicación, materiales, catapulta y recuperación del avión. El siguiente trabajo de grado se basará específicamente en este último grupo, enfocado en la recuperación del avión.

1.2.Planteamiento del Problema

El proyecto Sistema de Recuperación Avión Piquero (SIRAP) nace del proyecto principal Galápagos UAV – Piquero, como parte del grupo de trabajo encargado en los sistemas de catapulta y recuperación del avión. El proyecto Galápagos UAV–Piquero pretende implementar un sistema de control aéreo mediante el uso de aviones no tripulados. SIRAP, pretende solucionar el problema de recuperación del avión disminuyendo al mínimo el daño posible en la estructura del avión o incluso eliminando en su totalidad los daños que se pudieran generar por un choque contra alguna estructura o contra el suelo.

1.3.Alcance

El proyecto SIRAP pretende diseñar y construir el prototipo a escala del sistema de recuperación del avión. El proceso de diseño y construcción del sistema estará basado en varias etapas siendo complementarias una con otra.

1.4.Objetivos

- Poner en práctica los conocimientos adquiridos durante la carrera de Ingeniería Mecánica
- Diseñar, construir y probar el prototipo del sistema de aterrizaje del avión.

1.5.Objetivos Específicos

- a) Buscar información relacionada para el desarrollo apropiado del proyecto SIRAP.
- b) Proponer varios diseños para el gancho y el sistema en tierra
- c) Diseñar los componentes para el gancho y el sistema en tierra
- d) Dimensionar partes.
- e) Comprar materiales necesarios.
- f) Construir el prototipo del sistema de recuperación del avión.
- g) Realizar las pruebas necesarias para un correcto funcionamiento del sistema.
- h) Redactar el informe necesario de cada etapa.

1.6. Requerimientos Técnicos (TRD)

El proyecto se basará a partir de los requerimientos técnicos que se establecerán, ya que son estos los que imponen los lineamientos para hacer el diseño, por ende todos los cálculos y pruebas necesarias.

1.6.1. Descripción General

- El sistema de recuperación del avión deberá ser capaz de retribuir al avión piquero de tal manera que este no tenga ningún daño en su estructura y sus componentes.
- El sistema deberá ser capaz de recuperar el avión dentro de su rango de desviación y en todo aterrizaje el avión no deberá hacer contacto con el suelo para así evitar cualquier daño considerable en la estructura del avión.
- El sistema constará de dos partes, una estática situada en tierra, mientras que la otra deberá ser un componente que constará como parte del avión y la cual deberá estar incorporada dentro del fuselaje del avión.

1.6.2. Magnitudes

- El rango de desviación del avión es de 5 metros verticales y 5 metros horizontales.
- Se debe detener una fuerza máxima de desaceleración equivalente a 4G
- El peso máximo del sistema que será parte del avión no deberá sobrepasar un peso máximo de 1 lb.

- El sistema deberá ser capaz de desacelerar una carga de 25kg. Este valor se ha planteado de esta manera porque es el peso máximo del avión; así se podrá realizar el diseño para cualquier caso de emergencia como por ejemplo que el avión despegue y tenga que regresar en seguida por cualquier tipo de problema que pueda existir.
- El sistema en tierra deberá utilizar un área máxima de 100 m² (10x10 metros) para la recuperación del avión sin contacto con el suelo.
- El sistema deberá ser capaz de recuperar el avión en vuelo a una velocidad de 60 km/h.

1.6.3. Confiabilidad

- El sistema en aire deberá poder realizar 50 aterrizajes satisfactorios y exitosos sin la necesidad de realizar un mantenimiento.
- Se debe obtener una confiabilidad lo suficientemente alta, se requiere que sea del 99%. Para esto se dará un margen de desviación del avión de 5 metros verticales y 5 metros horizontales.

1.6.4. Mantenimiento

Se deberá realizar un plan de mantenimiento que permita un adecuado funcionamiento del sistema de recuperación (SIRAP), es decir, que permita cumplir con los requisitos de resistencia, confiabilidad y que trabaje correctamente en un ambiente salino.

1.6.5. Otros requerimientos

- Todo el sistema deberá ser operado por dos personas.
- El avión al ser diseñado para monitorear las Islas Galápagos deberá trabajar en un ambiente salino, lo cual se traduce en que todo el sistema deberá combatir la corrosión que se pueda dar.
- Los materiales que se utilizarán para hacer las piezas o componentes de todo el sistema deberán ser de fácil acceso y se los debe encontrar en el mercado ecuatoriano.

1.7. Acta Finalización Capítulo 1

1.7.1. Objetivos

- Realizar la introducción y justificación del proyecto SIRAP
- Plantear el problema a solucionar.
- Definir objetivos y alcance del proyecto
- Establecer los Requerimientos Técnicos de Diseño (TRD)

1.7.2. Alcance

El capítulo finalizado pretende introducir el proyecto SIRAP para solucionar el problema hallado además de definir adecuadamente el alcance del mismo. Por otra parte establece los Requerimientos Técnicos de Diseño establecidos por la persona interesada y el encargado de hacerlo.

1.7.3. Requerimientos Técnicos

Se presenta un resumen de los Requerimientos Técnicos de Diseño Establecidos.

Requerimientos Técnicos		
Descripción	Magnitudes	Peso
Gancho	-----	1 lb
Estructura en Tierra	10x10m	-----
Desaceleración	4G	-----
Peso del Avión	-----	25 kg
Confiability	99%	-----
Costo del sistema	700 usd	-----

Otros Requerimientos Técnicos
Operado en un ambiente salino, oxidación es un problema a considerar.
Operado por un máximo de dos personas
Las piezas o componentes deben ser de fácil acceso y adquisición y deben encontrarse en el mercado ecuatoriano.

Tabla 1- 1: Requerimientos Técnicos

2. Capítulo 2: Diseño Preliminar (PDR)

En todo proceso de diseño mecánico se deben seguir varias fases, donde una de ellas es la etapa de diseño conceptual o diseño preliminar (por sus siglas en inglés PDR Preliminary Design Review). Esta fase es importante ya que durante esta se entregan varias ideas o conceptos que puedan o pretendan resolver el problema o necesidad que se tiene. (Budynas y Nisbett 6)

Durante la fase del diseño preliminar, para el proyecto SIRAP, se irán analizando diferentes propuestas, se construirán diferentes prototipos a los cuales se los examinará y se realizará pruebas para obtener información que permita conocer cómo funciona y cómo se los puede mejorar.

2.1. Lluvia de ideas e investigación de alternativas

La fase de Diseño Preliminar o Diseño Conceptual se basa principalmente en presentar varias ideas o propuestas que pretendan solucionar el problema planteado como se mencionó anteriormente. En este caso se dará varias ideas que pretendan cumplir con los requerimientos del problema o necesidad que se tiene, la cual es recuperar el avión Piquero sin que este toque el suelo o tenga algún daño estructural.

Se ha investigado varias opciones de sistemas de recuperación de aviones no tripulados UAV (por sus siglas en inglés Unmanned Aerial Vehicle); de todas las opciones encontradas se encontró que hay dos que son altamente efectivas. Uno de estos sistemas consta de una estructura fija en tierra compuesta por varias redes elásticas que funcionan como una red de

araña envolviendo al avión y así deteniéndole por completo, en la figura 2-7 se lo puede observar. (Northrop Grumman)

Como otra opción se ha encontrado una empresa dedicada el negocio de UAV llamada insitu. El sistema de recuperación del avión no tripulado se basa en su patente SkyHook® retrieval system; esta se basa primordialmente de un cable suspendido alrededor de unos 15 metros de alto, donde el avión vuela en dirección a este y un gancho colocado en el ala del avión se engancha con el cable y este se encarga de detener al avión con la fuerza que llega (Ver Figura 2-3). (Insitu)

Así, tras haber investigado sistemas de retribución de aviones no tripulados UAV, se ha podido observar y analizar diferentes sistemas que permiten obtener diferentes ideas para solucionar el problema y necesidad que se tiene del sistema de recuperación del avión Piquero. Durante todo este proceso se debe dar un seguimiento a las diferentes piezas que componen a ambos sistemas, tanto al sistema que se encuentra en vuelo, como al sistema en tierra.

Se hace el seguimiento ya que los diseños o componentes irán cambiando o evolucionando durante todo el proceso de diseño, en especial al inicio, ya que es cuando se realizan varios bosquejos de los diseños. Por esta razón se realizará el seguimiento de las diferentes partes para poder ir viendo su evolución conforme se avance el proyecto.

2.1.1. Prototipos

En esta etapa conceptual de diseño del proyecto del sistema de recuperación del avión se presentarán varios tipos de propuestas que puedan o se esperan que cumplan con los requerimientos técnicos establecidos anteriormente. Estos prototipos tienen la finalidad de dar una mayor versatilidad y variabilidad a posibles soluciones a un problema. Con las propuestas que se entregarán se harán distintos análisis de diseño para poder determinar que opción es la que mejor se pueda ajustar a las necesidades de diseño.

Como se ha mencionado anteriormente, se presentarán varias opciones que pretendan cumplir con los requerimientos técnicos establecidos para así al final llegar a un prototipo o diseño final. Para este caso específico se entregará 3 diseños preliminares para los dos sistemas que componen todo el diseño del sistema de recuperación del avión.

2.1.1.1. Propuesta 1

Como una primera propuesta se ha dado un sistema en tierra que se trate de una estructura con cables que será donde el sistema incorporado en el avión, se enganche y detenga al avión. Además de esto también consta de un gancho con varias patas. Así es como se espera que el gancho que iría incorporado en el avión fuese el que se enganche en alguno de los cables.

Sistema Incorporado en el Avión.

Como se menciono existe un sistema en tierra y un sistema incorporado en el avión. Del sistema incorporado en el avión se ha diseñado el siguiente dispositivo que se muestra en la Figura 2.1.

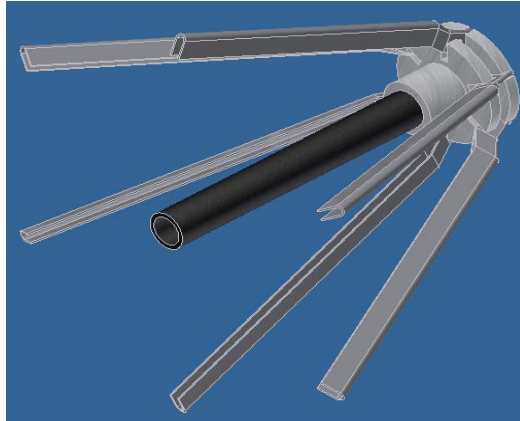


Figura 2- 1: Gancho propuesta 1 (Inventor 2010)

Esta ilustración muestra el ensamblaje de la primera propuesta del gancho el cual se basó en la estructura de un paraguas. Este gancho consta de varios componentes los cuales se pueden identificar en la gráfica a continuación.

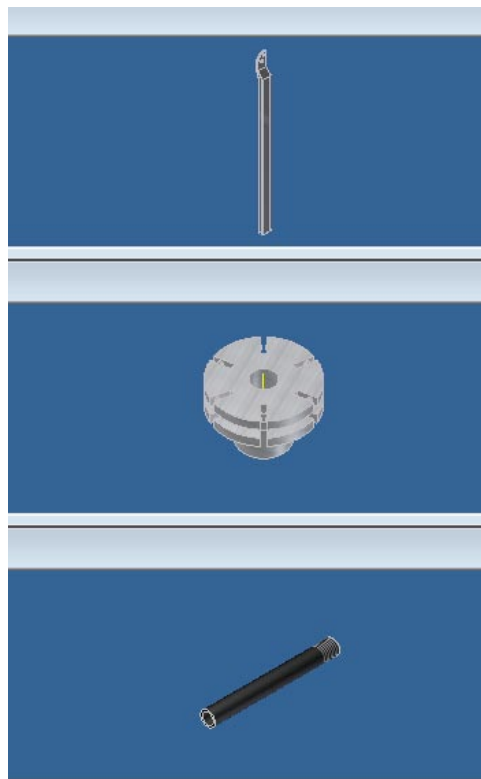


Figura 2- 2: Componentes Gancho propuesta 1. Pata, Tapa, Tubo. (Inventor 2010)

Como se puede observar en la ilustración 2, el gancho consta de tres partes principales las cuales son el tubo principal, que es el que actúa como la estructura que brindará equilibrio y soporte a todo el gancho; la tapa, la cual irá enroscada al tubo para así sujetarse de esta, y al mismo tiempo también funcionará como el principal soporte para las patas que funcionarían para engancharse en los cables del sistema en tierra.

Sistema en Tierra

Para el sistema en Tierra como propuesta se ha ideado un sistema de cables con poleas, esta idea se la obtuvo de una empresa dedicada al negocio de UAV's llamada insitu. El sistema de recuperación del avión se basa en su patente No: 7,578,467 B2 SkyHook® retrieval system, la cual se puede observar en la figura 2.3 (Goodrich y Salmon)

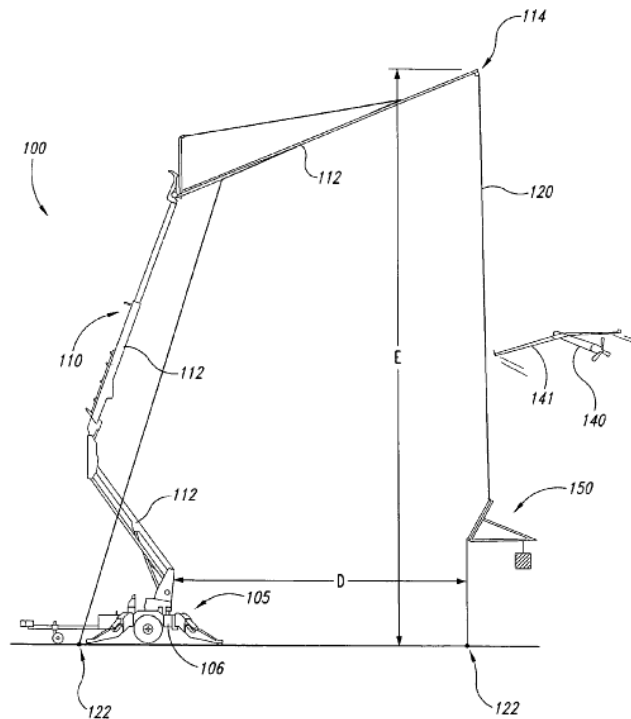


Figura 2- 3: Métodos y aparatos para indicar y/o ajustar la tensión en el miembro de tensión, incluyendo las líneas de recuperación del avión. (Patente No 7,578,467 B2).

Este sistema patentado en nuestro caso no funcionaría de la misma manera debido al material con el que se construye las alas del avión ya que es sumamente frágil y no soportaría un choque con una desaceleración de 4G's en estas, ya que se desarmaría o incluso podría romperse; pero a partir de este sistema se pudo obtener varias ideas para así realizar variaciones o modificaciones las cuales se deben probar o analizarlas para corroborar su efectividad.

La propuesta presentada está compuesta de su estructura principal o esqueleto, de un sistema de poleas y de varios cables anclados a la superficie del esqueleto del sistema en tierra.

2.1.1.2. Propuesta 2

La propuesta 2 que se presenta se basa de la misma manera de un sistema fijo en tierra y un sistema incorporado al avión. La diferencia principal es en el sistema en tierra que se basará en una configuración de redes y no de cables. De la misma manera se tendrá un gancho con varios dedos.

Sistema incorporado en el Avión.

Como una segunda opción para el sistema incorporado en el avión se diseño otro gancho como se muestra en la figura 2.4

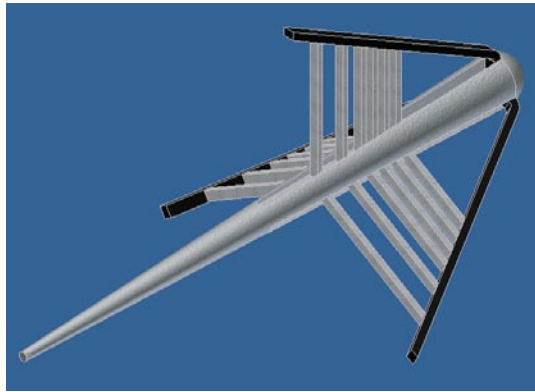


Figura 2- 4: Gancho propuesta 2 (Inventor 2010)

Como se puede observar en este gancho, este también consta de varios componentes, de una estructura principal y de sus diferentes patas, además consta de múltiples láminas las cuales se pretenden que sean de acero de resorte.

Los componentes de este gancho son los que se muestran en las figuras a continuación.

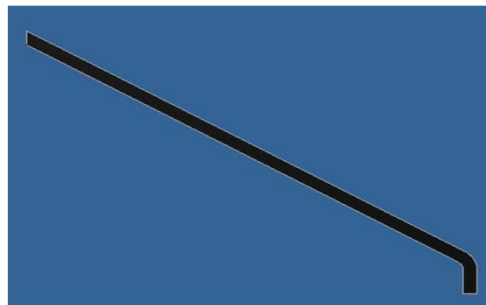


Figura 2- 5: Pata Fija (Inventor 2010)

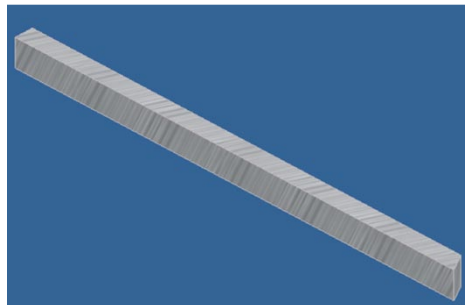


Figura 2- 6: Láminas de Acero de Resorte. (Inventor 2010)

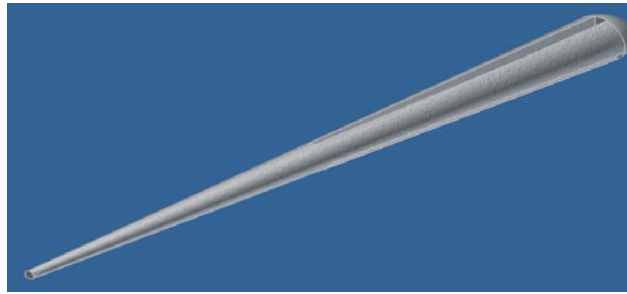


Figura 2- 7: Cono Estructural. (Inventor 2010)

Como se puede observar estos son los 3 componentes principales. El cono estructural que tiene esta configuración específica para poder eliminar o evitar algún choque o posible salto del gancho con las piolas o cables de la estructura en tierra, además de esta manera nos aseguramos que el gancho junto con sus patas viajen lo suficientemente inclinados ya que su centro de gravedad estará cada vez más cerca del extremo de mayor diámetro.

Las patas irán situadas en este mismo extremo soldadas al cono estructural para brindar mayor dureza; así mismo las láminas de acero de resorte se colocarán de manera fija a las patas y su otro extremo estaría suelto pero en contacto con el cono estructural para permitir el paso del cable en una sola dirección y de esta manera enganchar al avión. Estas láminas se pretenden que sean de acero de resorte, lo cual se espera que brinde la elasticidad necesaria para poder permitir el paso del cable y que puedan regresar a su posición original.

Sistema en Tierra.

Para el sistema en tierra se ha propuesto un sistema parecido al investigado o consultado de la compañía Northrop Grumman Corporation, la cual se basa en una estructura compuesta por redes la cual funcionan como una telaraña envolviendo al avión y evitando que esta choque contra el piso. A continuación un esquema del sistema de redes.



Figura 2- 8: Sistema de Redes en tierra (Northrop Grumman)

2.1.1.3. Propuesta 3

Como una tercera propuesta se presenta un gancho similar al anterior, pero basado en la funcionalidad de un mosquetón, principalmente en la parte del seguro. Para el sistema en tierra se presenta un sistema de cables en una estructura, similar al de la propuesta #1 pero con ciertos cambios.

Sistema incorporado en el Avión.

Para el gancho se utilizará un diseño como el que se muestra a continuación, este se basa principalmente, para el enganche, en el sistema de un mosquetón específicamente al componente del gozne, que es el elemento móvil. (Escala a tope)

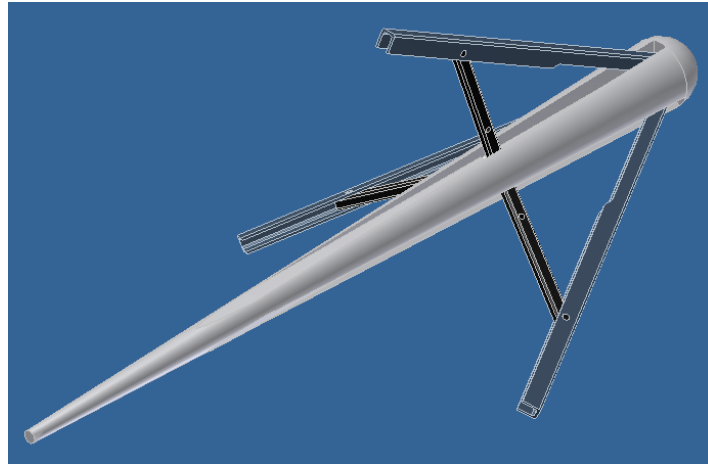


Figura 2- 9: Gancho propuesta 3

Sus partes principales son las mostradas en las figuras siguientes:

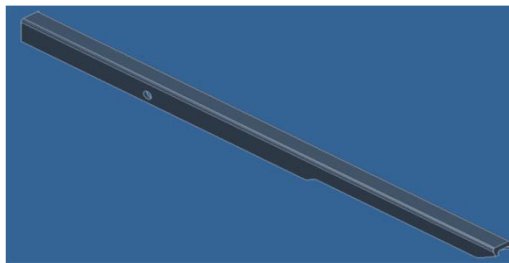


Figura 2- 10: Pata Fija (Inventor 2010)

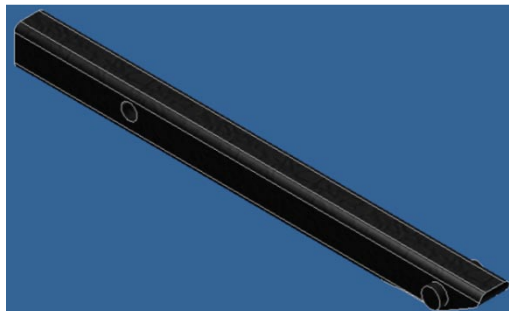


Figura 2- 11: Pata Móvil. (Inventor 2010)

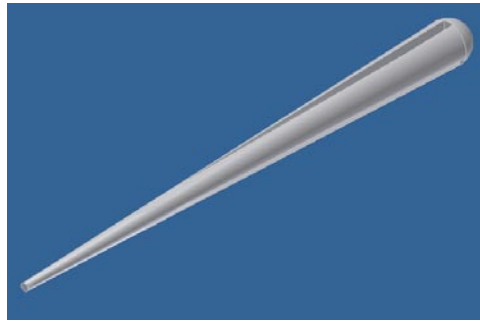


Figura 2- 12: Cono Estructural 3 (Inventor 2010)

Esta tercera propuesta es muy parecida a la propuesta #2 con la diferencia que en vez de tener patas de acero de resorte se tiene una sola pata que deberá cumplir con la función de un elemento móvil. Para poder lograr la elasticidad necesaria se utilizará resortes en el interior de la pata, basándonos en el funcionamiento de los mosquetones usados en deportes como alpinismo, rapel, entre otros.

Sistema en Tierra:

Para el sistema en tierra se basará en un sistema parecido planteado en la propuesta 1 con la diferencia que está en vez de ser varios cables será un solo cable que forme entre 3 a 5 filas de posibles lugares donde se pueda enganchar el sistema incorporado en el avión. Los extremos de este cable irán conectados a un contrapeso para poder realizar la desaceleración de las 4G con la que llega el avión.

2.2. FODA para selección de mejor alternativa

El análisis FODA (por sus siglas, Fortalezas, Oportunidades, Debilidades y Amenazas) es un análisis basado en parámetros o criterios de diseño críticos para poder escoger la mejor propuesta y poder empezar con la construcción del primer prototipo. Con este se realizará las

pruebas necesarias para obtener datos pertinentes que permitan visualizar, reconocer y analizar las posibles fallas que se puedan dar en el sistema propuesto y de esta manera buscar soluciones que permitan llegar a un prototipo final del sistema de enganche.

La manera en la que se realiza este análisis es dando valores numéricos a cada uno de los criterios, así se puede al final obtener una valorización general y obtener la mejor opción. El método a utilizar para dar cada valor será mediante una comparación analítica entre cada una de las propuestas. Los valores irán desde 0, siendo el valor más bajo, hasta 10 siendo la mejor puntuación. Para llegar a obtener estos valores se lo hizo con un grupo de personas con experiencia en dichos análisis

En la siguiente tabla se muestra el análisis FODA.

ANÁLISIS FODA			
Propuestas			
Parámetros a evaluar	Propuesta #1	Propuesta #2	Propuesta #3
Facilidad de construcción de componentes	8	7	8
Facilidad de enganche	3	8	8
Seguridad tras haberse enganchado	4	8	8
Facilidad de ensamblaje	8	7	7
Posible Confiabilidad	4	7	8
Posible Resistencia	5	7	8
Peso	5	7	8
Total:	40	59	63

Tabla 2- 1: Análisis FODA del proyecto SIRAP (Sistema de Recuperación del Avión Piquero).

De las tres propuestas de sistemas, se puede observar que la propuesta #3 es la que mejor calificación ha obtenido; así se obtuvo la mejor propuesta para poder empezar con su construcción y futuras pruebas necesarias.

2.3. Diseño Paramétrico de Todos los Componentes de Alternativa Seleccionada

A continuación se presentará planos con vistas isométricas de los prototipos a construir para sus posteriores pruebas. Esta sección no pretende dar dimensiones del prototipo de pruebas, por lo tanto los planos entregados aquí serán guías e ilustraciones de cómo lucirán los primeros prototipos. También se podrá ir observando cómo va evolucionando este prototipo para llegar a un diseño final del mismo.

2.3.1. Sistema Incorporado en el Avión

En esta sección se mostrarán planos que indiquen las vistas isométricas de cada uno de los prototipos del sistema incorporado en el avión (GPI y GPII). Además se irá explicando y detallando los procesos de manufactura de cada una de sus partes hasta llegar a obtener el prototipo deseado o diseñado. En la figura 2.13 se pueden observar los prototipos GPI y GPII.

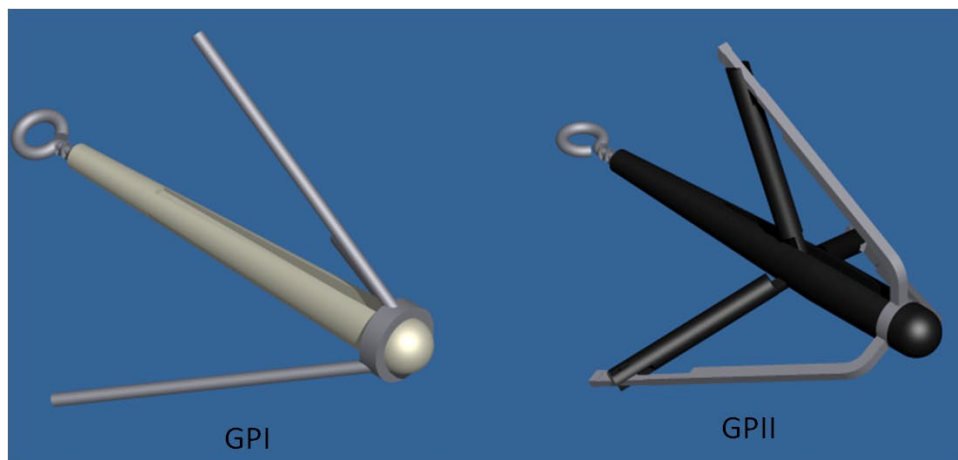
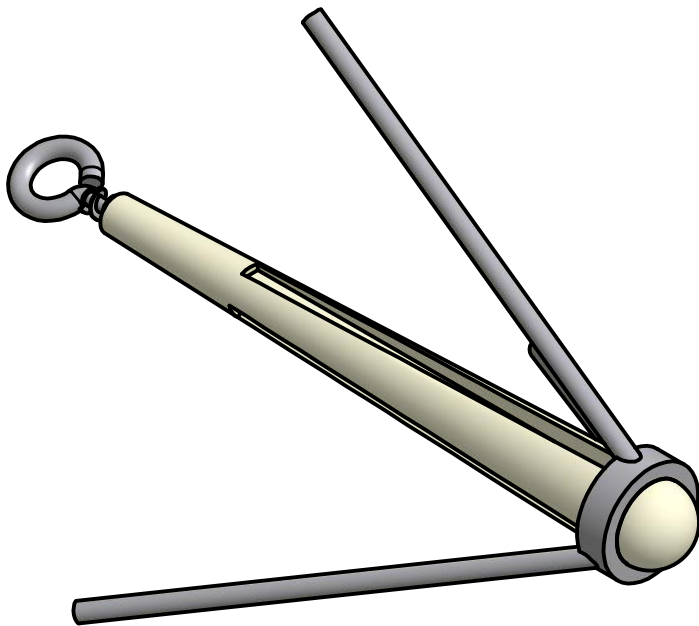
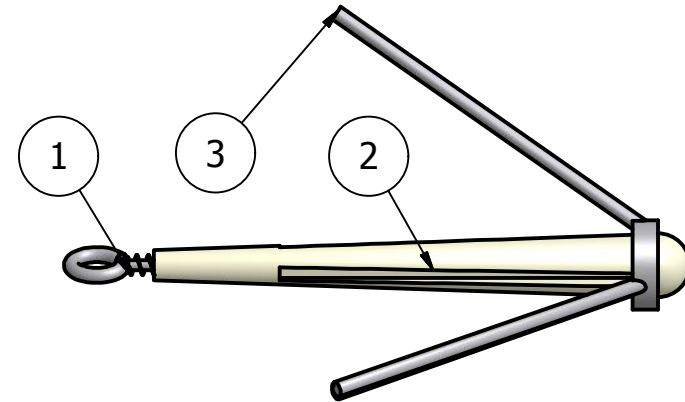
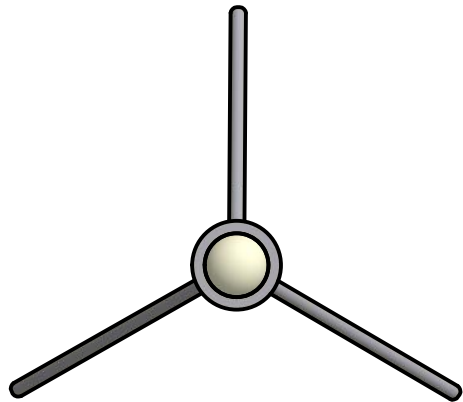
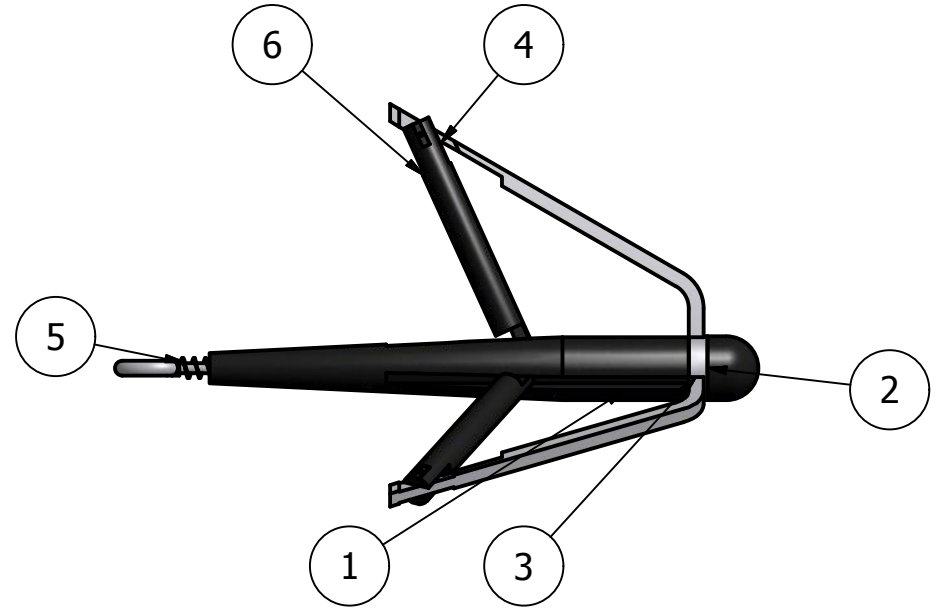
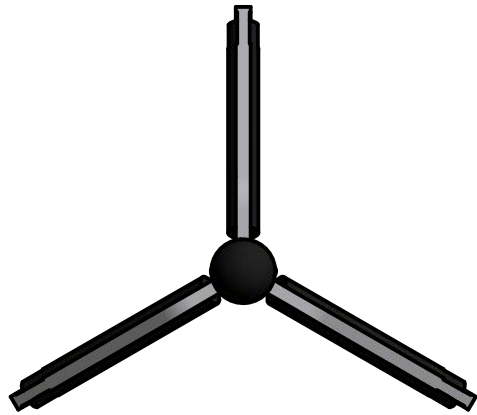


Figura 2- 13: GPI (Prototipo I) y GPII (Prototipo II)



LISTA DE PARTES			
ITEM	CANT	NUM PARTE	MATERIAL
1	1	GPI_Ho	Acero A36
2	1	GPI_Cstr	Grilón
3	1	GPI_EnPt	

Diseñado por Felipe Morales		Aprobado por Pedro Meneses		Fecha 12/8/2011		Fecha 12/5/2011	
Universidad San Francisco de Quito				Ensamblaje Gancho Prototipo I			
				GPI_EnsGI		Edition	Hoja 1 / 1



LISTA DE PARTES

ITEM	CANT	NUM PART	MATERIAL
1	1	GPII_Cstr1	Grilon
2	1	GPII_Cstr2	Grilon
3	1	GPII_Ani	Acero A36
4	3	GPII_PF	Acero A36
5	1	GPII_Ho	Acero A36
6	3	GPII_EnsGz	

Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 2/9/2012	Fecha 1/31/2012
--------------------------------	-------------------------------	-------------------	--------------------

Universidad San Francisco de Quito	Ensamblaje Gancho Prototipo II		
	GPII	Edition	Sheet 1 / 1

Proceso de Construcción GPI: Prototipo I

El proceso de construcción se documenta a continuación. Para la maquinación del primer prototipo (GPI) se utilizó, para la estructura principal, una poliamida llamada Grilón o poliamida 6, el cual es su nombre químico. Este material fue seleccionado debido a las propiedades mecánicas que presenta:

- Muy resistente.
- Buena flexibilidad.
- Resistencia al desgaste
- Compacto, duro.
- Aislante eléctrico
- Muy buena mecanización
- Material soldable y adhesivo.
- Amplia resistencia a los productos químicos: aceites, grasas, disolventes orgánicos corrientes, hidrocarburos (gasoil, gasolina, etc.).
- Tiene limitaciones al amoníaco, agua con cloro y soluciones de potasio. No resiste al ácido sulfurado, fórmico, fosfórico, acético y ciertos oxidantes fuertes. (Grilón - Nylon - Poliamida 6)

El cono principal se construyó a partir de un eje de Grilón de 25,4 mm o 1 plg. y su maquinado se la realizó en el torno de la Universidad San Francisco de Quito de marca Pinacho Smart-turn 6 según los planos del GPI y GPII. La figura 2.14 muestra varias fotografías con el proceso de construcción del cono principal.

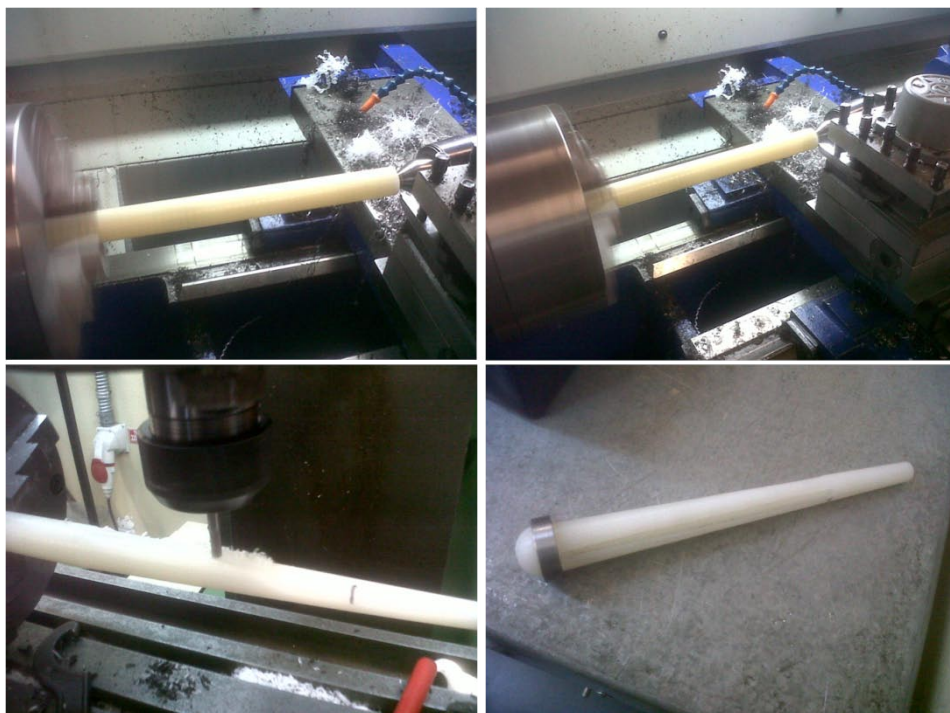


Figura 2- 14: Construcción Cono Principal

Para la construcción de las patas del gancho se utilizó un anillo de acero A36 y tres varillas circulares de 6mm de diámetro. Las varillas se las soldó al anillo de acero con una separación de 120° entre ellas dando como resultado el siguiente gancho.



Figura 2- 15: GPI, Gancho Prototipo I Construido.

Proceso de Construcción GPII: Prototipo II

Para el segundo prototipo se construyó la estructura principal del mismo material que el primer prototipo que es el Grilón o Nylon, pero esta vez se hizo de dos piezas principales de Grilón que son las que constituyen la estructura principal como se observa en la figura 2-16.



Figura 2- 16: GPII, Estructura Principal Prototipo II

Para maquinar las piezas mostradas anteriormente se utilizó el mismo torno mencionado anteriormente. Se inició con un eje de 1plg o 25.4mm y se fue dando la forma que se muestra en la figura anterior; para la pieza del cono superior se tuvo además que hacerlo con rosca M12.

De igual manera, para la construcción de las patas fijas se utilizó el mismo acero que para el primer gancho, es decir, el acero A36. A diferencia del primer prototipo las patas se harán de 3 varillas cuadradas de 6x6 mm y el anillo se usará un eje igualmente de 1plg o 25.4mm



Figura 2- 17: GPII, Estructura Principal Prototipo II

La manufactura de estas piezas se las realizó en un torno y una fresa para el anillo, y para las patas se utilizó una soldadora autógena para calentar la pieza y poder doblarla con un ángulo de 30° con respecto a la horizontal para eliminar una concentración de esfuerzos, la cual se formaría si se lo dobla en frío. Para el anillo se freso las guías a 120° para la colocación de las patas fijas.

Así una vez maquinadas las piezas según los planos se obtuvo el gancho final del prototipo II el cual se puede observar en la figura 2-18.



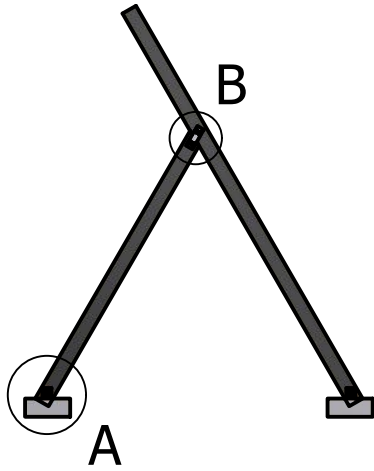
Figura 2- 18: GPII, Estructura Principal Prototipo II

2.3.2. Sistema en Tierra

A continuación se mostrará el plano del diseño del prototipo del sistema en tierra (Ver Figura 2-19). Se utilizará pernos y tuercas M8 de acero A36 para las uniones de los perfiles de aluminio con las platinas de unión, que serán del mismo acero que los pernos.



Figura 2- 19: Sistema en Tierra (Prototipo I)



A (1 : 20) B (1 : 20)



PARTS LIST			
ITEM	CANT	PARTE NUM	MATERIAL
1	1	perfil	Aluminio-6061
2	1	base	
3	2	placas union	Acero A36
13	1	Niquelinas	Acero A36

Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 12/8/2011	Fecha 12/6/2011
--------------------------------	-------------------------------	--------------------	--------------------

Universidad San Francisco de Quito	Estructura en Tierra		
	EstT_Ens.	Edition	Hoja 1 / 1

Proceso de Construcción

La parte principal de la estructura es el perfil hueco rectangular de Aluminio. Se escoge este tipo de perfil, principalmente por su peso ya que es realmente liviano además de tener un esfuerzo de fluencia alto. Esta pieza viene en una sola forma, de tal manera que para poder obtener el ángulo de inclinación necesario se debe cortar uno de sus extremos a un ángulo de 30° para así poder obtener los 60° de inclinación con respecto a la horizontal.

Como se puede observar se utilizará para la construcción de la estructura en tierra los componentes mostrados en las figuras anteriores dando como resultado en el siguiente ensamblaje.



Figura 2- 20: Estructura Principal Ensamblada.

2.4. Planes de pruebas y Estudios

Como se menciono anteriormente, existen varias fases dentro del diseño mecánico, una de ellas son las pruebas realizadas para ver la efectividad del prototipo diseñado. Así se podrá analizar y comprobar si cumple con los requerimientos de diseño para solucionar el problema establecido y para obtener información pertinente que permita mejorar los diseños para llegar a un diseño final.

Los planes de pruebas de esta etapa pretenden comprobar si la idea del sistema propuesto para recuperar el avión funciona; es decir, en estas primeras pruebas se verificará simplemente si el diseño funciona o no, sin preocuparse en su totalidad de simular las condiciones de vuelo como el peso y la velocidad de llegada del avión. En esta fase se pretende establecer los parámetros, criterios o guías para realizar las pruebas necesarias y saber que datos se necesita obtener de cada prueba para su posterior análisis así como de los componentes críticos.

Para este trabajo se realizarán las siguientes pruebas principales, con las cuales se procurará obtener una idea general del tipo del ángulo que tendrá el gancho cuando esté en vuelo, comprobar su confiabilidad, es decir, si funciona o no el sistema propuesto; ver si la resistencia del gancho soporta la colisión del avión con el sistema en tierra y si logra soportar el peso del avión colgado en su estructura.

Debido a que el proyecto de tesis se encuentra vinculado con el proyecto Galápagos UAV – Piquero, se llevará el registro de los planes de pruebas y de sus resultados en el mismo formato del proyecto Galápagos UAV.

2.4.1. Pruebas de Ángulo

Con esta prueba se pretende conocer el ángulo que formará el gancho con la vertical viajando a una velocidad de 60 km/h. Para esto se debe simular un viaje a esta velocidad de diseño con el gancho diseñado. Se verificará como influencia la velocidad con el ángulo.

Tras haber realizado esta prueba se obtuvo lo que se quería principalmente que era tener un dato estimado del ángulo con el que viajaría el gancho a una velocidad de 60 km/h. una vez finalizada la prueba se obtuvo que el ángulo de viaje oscila entre 20° y 30° con respecto a la vertical, además se pudo observar que la resistencia del viento o la fuerza del viento también influye en el ángulo con el que viajaría el gancho.

Los resultados así como su metodología se puede observar en el Anexo A.

2.4.2. Pruebas de Funcionamiento

Las pruebas de funcionamiento se basarán básicamente en llegar a conocer si el sistema ideado del gancho y la estructura en tierra funcionan, es decir, verificar si la idea propuesta para recuperar el avión cumple con lo requerido y esperado.

En este caso se obtendrán datos visibles y documentados por medio de fotografías y videos que verifiquen que el gancho se engancha en alguno de los cables que se encuentran en la estructura en tierra y que logre detener el peso al que se encuentra sujeto.

Para esto se ideará un sistema de cables con poleas para poder simular un viaje parecido al que tendrá el avión, el cual se encuentra adjuntado en el plan de pruebas del funcionamiento del avión que según cálculos llegará a tener una velocidad aproximada de 45 km/h.

Tras haber finalizado estas pruebas para verificar si todo el sistema de recuperación del avión funciona, se puede llegar a la conclusión de que el concepto propuesto para detener al avión Piquero funciona. La tabla 2-2 muestra los resultados de la prueba de funcionamiento y la figura muestra los resultados visibles de la prueba.

Pruebas de Funcionamiento

Prueba No	Resultado	Observaciones
1	Negativo	Fallo al momento de enganchar, cable utilizado muy corto
2	Positivo	Detuvo el peso; enganchándose en el cable. 2 patas enganchadas
3	Positivo	Detuvo el peso; enganchándose en el cable. 2 patas enganchadas
4	Positivo	Detuvo el peso; no se engancho en el cable. Se enredo el gancho en el cable.
5	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
6	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
7	Positivo	Detuvo el peso; no se engancho en el cable. Se enredo el gancho en el cable.
8	Positivo	Detuvo el peso; no se engancho en el cable. Se enredo el gancho en el cable.
9	Negativo	Fallo el momento de enganchar, el gancho reboto con el cable de la estructura y sobrepaso la estructura sin enganchar
10	Positivo	Detuvo el peso; Si engancho en el cable

Tabla 2- 2: Resultados Prueba de Funcionamiento



Figura 2- 21: Resultados Positivos de la Prueba de Funcionamiento.

Por otra parte se realizó varias observaciones acerca de cómo funciona todo el sistema y como se lo puede mejorar como son las siguientes:

- El ángulo de apertura de las patas se puede agrandar para obtener una mejor confiabilidad y abarcar más área para el enganche.
- Mejorar la sujeción de la pata móvil o gozne.
- Alivianar el peso del gancho, aunque este se encontraba por debajo del peso máximo establecido ya que tenía un peso de 0.8 lb o 362,87 gr.
- Se encontró que tiene golpes entre el cable de la estructura y el cable del gancho, se debe ver como se puede eliminar esto.
- El modo de sujeción entre el gancho y el cable se lo debe mejorar ya que el grillete que se utiliza interfiere al momento del enganche porque se traba con el cable de la estructura.

En el anexo B se encuentra en detalle las generalidades, metodología y especificaciones de este tipo de prueba, de donde se obtuvieron los resultados.

2.5. Acta de Finalización Capítulo 2

2.5.1. Objetivos

- Investigar ideas de diseño.
- Proponer varios diseños para el proyecto SIRAP.
- Realizar pruebas del diseño del prototipo construido.
- Analizar el diseño del prototipo construido para mejorar el diseño.
- Hacer los lineamientos para el prototipo final.

2.5.2. Alcance

Indicar los diferentes diseños propuestos para el proyecto y mostrar la evolución de los mismos para encaminar el diseño del prototipo final

2.5.3. Desarrollo

El capítulo 2, diseño preliminar (PDR por sus siglas en inglés), trata acerca de la investigación realizada para dar propuestas de diseño que solucionen que puedan solucionar el problema. Por otra parte permite tras haber escogido un diseño, construir un prototipo y realizar pruebas para poder analizarlo y dar las directrices para un prototipo final mejorado y mejor detallado.

Las pruebas realizadas en esta etapa se basaron en conocer la posible trayectoria que tendría el gancho a una velocidad aproximada de 60 km/h, y por otro lado observar y conocer si el diseño propuesto funcionaba o no, es decir si detenía el peso y además si se enganchara con los cables de la estructura en tierra.

3. Capítulo 3: Diseño Crítico (CDR)

La fase de diseño crítico, por sus siglas en inglés (CDR: Critical Design Review), se refiere a la etapa en la que se entrega el prototipo final. Dicho diseño se presenta después de haber realizado análisis que permitan comprobar el funcionamiento del diseño propuesto. En esta etapa el esquema propuesto fue analizado y se procura mejorarlo para obtener una mejor respuesta del sistema. (Budynas y Nisbett 7)

3.1. Prototipo Final

Para el prototipo final del diseño del proyecto SIRAP se estableció varias posibles mejoras que permitan un mejor funcionamiento tanto del gancho como del sistema en tierra, las cuales se evaluarán una vez finalizado su construcción.

Sistema Incorporado en el avión

Para el sistema incorporado en el avión se mejoró los siguientes aspectos:

- El ángulo de apertura de las patas se incrementó para obtener un área mayor de enganche, lo cual se espera que brinde una mejoría en la confiabilidad del sistema.
- Alivianar el peso del gancho (0.8lb); aunque este se encontraba dentro del rango establecido, es decir, menos de una 1lb, se pudo observar que si hay como disminuir el peso para un mejor comportamiento del gancho.
- El modo de sujeción del cable al gancho se cambio debido a los problemas que este generaba, ya que el modo de sujeción escogido anteriormente generaba enredos o que se golpee el lugar de sujeción con el cable en la estructura en tierra.

Sistema en Tierra.

El sistema en tierra, al ser un sistema estático también necesito ser mejorado, en este caso se pensó en cambiar o mejorar lo siguiente:

- **Sistema de Poleas:**
 - En este caso se vio que la fricción de las poleas es muy alta lo cual generaba un impacto muy brusco al momento del enganche con el cable en tierra y no permitía un movimiento suave de los cables junto con los contrapesos. Por esta razón se cambiará la configuración de las poleas así como su material.
 - Por otro lado se observó que el usar un solo cable también generaba mucha dificultad de movimiento de este, en especial cuando se engancha en cables que se encuentran en la mitad. Por esta razón se pretende a cambiar a un cable por línea, es decir, utilizar más de un solo cable.
- **Diseño de la Estructura:** si bien se tiene una estructura de 5 metros de alto, la cual se encuentra a escala, esta funciona muy bien para comprobar el funcionamiento de todo el sistema y ayuda a conocer los posibles cambios que se puedan mejorar en la misma como:
 - El diseño de la estructura deberá ser cambiada para una mejoría en su estabilidad.
 - Colocación de cables tensores para soportar cargas transversales y brindar mayor estabilidad en la estructura.
 - Disminuir la luz del voladizo al final de la estructura en su parte más alta.

3.2. Modelos 3D

3.2.1. Dibujos Específicos de los Componentes

Los planos del prototipo final del sistema en tierra y del sistema incorporado en el avión tendrán la descripción y detalle de cada una de las partes y ensamblajes. En dichos planos se podrán constatar las dimensiones requeridas de cada uno de los componentes o partes, para así poder realizar los cortes necesarios tanto en la fresa como en el torno. Dichos planos se pueden encontrar adjuntos en anexos F.

Las dimensiones que constatarán en dichos planos se encuentran en unidades del Sistema Métrico Internacional, en milímetros específicamente.

A continuación se mostrarán imágenes isométricas de los sistemas completos, mas no de sus dimensiones ni detalles.

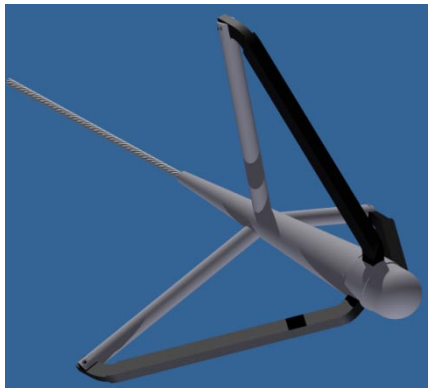


Figura 3- 1: Gancho Prototipo Final (GPF)

3.2.2. Manufactura

La manufactura se centra principalmente en el sistema incorporado del avión, es decir, en el gancho. Esto se debe a que la estructura en tierra utilizada anteriormente cumple de manera muy efectiva para realizar las pruebas y comprobar posteriormente el tipo de comportamiento, resistencia y confiabilidad de todo el sistema, por ende, la manufactura de este no se lo volverá a realizar, mas su diseño si se presenta en los planos de diseño adjuntos en anexos F.

Sistema Incorporado en el Avión.

Para la manufactura del sistema incorporado del avión (GPF) se lo hizo por secciones como se puede observar en los planos de este último prototipo. Para ello se empezó maquinando su estructura principal. Esta sección consta de dos componentes el cono inferior (GPF2_Cstr) y el cono superior (GPF_CstrSup2). Ambas piezas se maquinaron en el torno de la Universidad San Francisco de Quito, de marca Pinacho modelo Smart Turn 6. Para dichas piezas se utilizó un eje de Aluminio 6061 de 25.4 mm (1 plg) para obtener las piezas finales. (Ver figura 3-2)

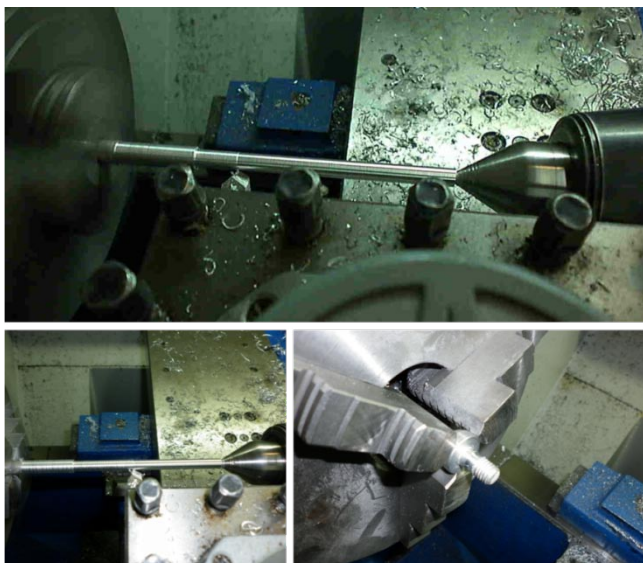


Figura 3- 2: Construcción cono superior e inferior (GPF_Cstr y GPF_CstrSup2)

Para la manufactura de las patas fijas y el anillo de sujeción se utilizó esencialmente la fresa. En un primer instante se construyó esta pieza en aluminio 6061, se cortaron los pedazos de la varilla de aluminio de la longitud requerida según planos, posteriormente se procedió a la maquinación del anillo para generar las guías donde se iban a colocar las patas fijas y posteriormente soldarlas. Para la soldadura del mismo se procedió a hacerlo con el electrodo AlSi5 ok 96.40, el cual según su ficha técnica (Ver anexo G) es apropiado para esta clase de trabajo. (Ver figura 3-3)



Figura 3- 3: Patas fijas y Anillo de Sujeción (Hecho en Aluminio 6061)

Una vez realizado el trabajo y tras haber logrado hacer la soldadura entre el anillo y la pata fija se pudo observar la gran dificultad que conllevaba este tipo de trabajo, es decir, la soldadura en aluminio es algo muy complicado de hacerlo, así como meticuloso ya que se puede dañar ambas piezas a soldar. Finalmente una vez terminado el trabajo de manufactura de este componente se procedió a realizar las pruebas descritas en el anexo D, y como se pudo observar el punto de soldadura fue el que fallo; por esta razón se decidió cambiar de material y hacerlo en acero A36.

El cambio de material se debió en gran parte a la falta de rigidez del aluminio así como de resistencia en su punto de soldadura. El trabajo para ambos fue parecido como se puede observar en la figura 3-3 y figura 3-4.



Figura 3- 4: Patas fijas y Anillo de Sujeción (Hecho en Acero A36).

Como se puede observar el resultado final es parecido de ambas partes, pero la diferencia radica principalmente en el material y la facilidad con la que se pudo soldar en el acero, además de su resistencia así como rigidez.

Una vez terminado de construir cada uno de los componentes que conforman el sistema incorporado en el avión se procedió a la construcción del mismo (Ver figura 3-5).



Figura 3- 5: Componentes y Ensamblaje Final GPF

Tras esto se procedió a verificar el peso del gancho el cual se lo encontró en 277.8 gr (0,61 lb) lo cual es 85.07 gr menos que el diseño anterior.

3.3. Descripción de las Partes

El sistema de recuperación del avión Piquero (SIRAP) consta de sus dos subsistemas, el sistema incorporado en el avión (GPF) y el sistema en tierra (StrT). El sistema completo se puede observar en la figura 3-6.

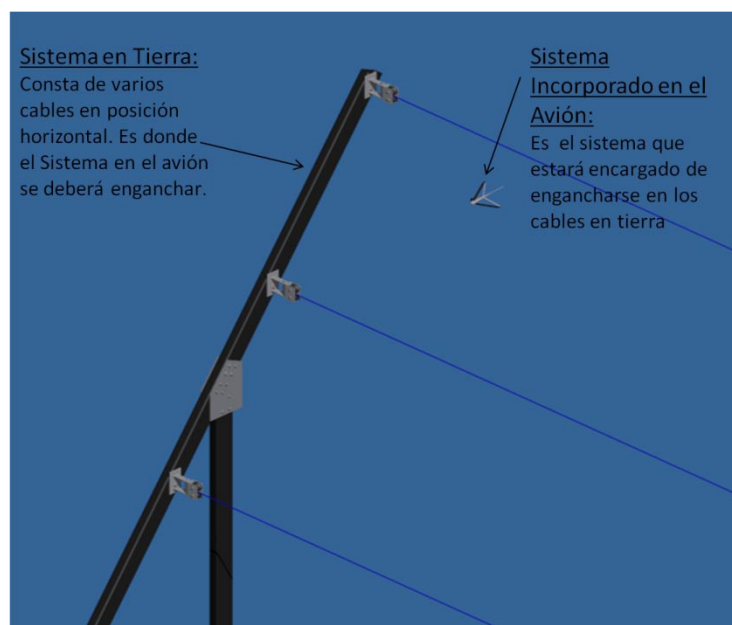


Figura 3- 6: Sistema de Recuperación del Avión Piquero.

a. Sistema Incorporado en el Avión.

El sistema incorporado en el avión, consta principalmente del gancho GPF y todos sus componentes ver figura 3-7. Este es el encargado de estar conectado en el avión y poder engancharse con el sistema en tierra. El gancho GPF (Gancho Prototipo Final) consta de los siguientes componentes:

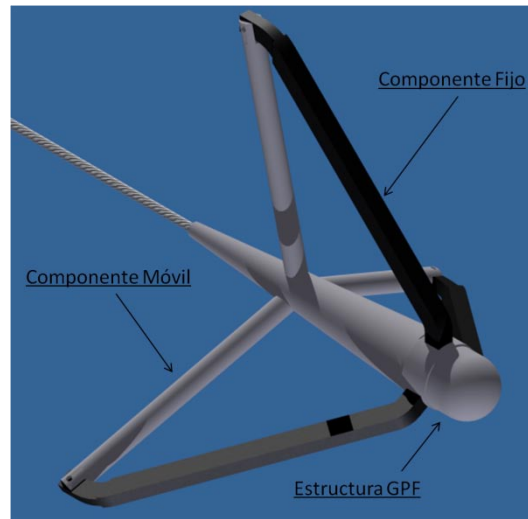


Figura 3- 7: Componentes GPF.

i. Estructura GPF

La estructura principal del gancho consta de 3 componentes los cuales están encargados de dar la forma del gancho y de sujetar sus demás componentes. Sus partes son el cable que de un extremo estará en el gancho y su otro extremo estará sujeto al avión Piquero. Además constará con su cono principal inferior (GPF2_Cstr) y su cono principal superior (GPF_CstrSup2). La pieza GPF2_Cstr es la encargada de alojar el cable en esta sección y junto con la pieza GPF_CstrSup2 sujetan el componente fijo del gancho (GPF). (Ver figura 3-8).

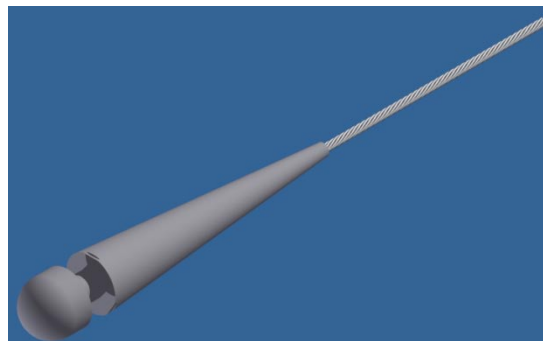


Figura 3- 8: Estructura GPF

ii. Componente fijo

El componente fijo del GPF consta de su anillo de sujeción (GPF_An) y de sus patas fijas (GPF_PF). El componente GPF_An sirve de guía y soporte para colocar los GPF_PF en la posición deseada, es decir, con un ángulo de separación de 120° entre cada uno de sus patas fijas. (Ver figura 3-9).

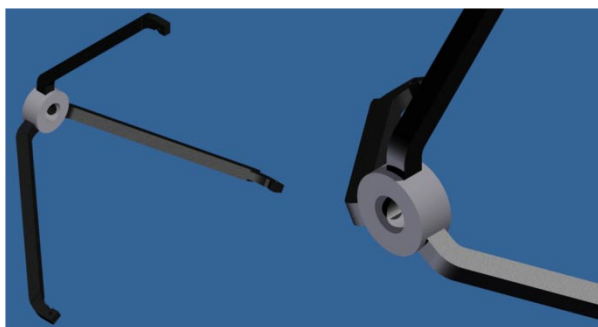


Figura 3- 9: Componente Fijo GPF

iii. Componente móvil

El componente móvil o gozne se encuentra compuesto por su resorte (GPF_ReCmp) y de su pata móvil (GPF_Gzn). Estos componentes son los encargados de realizar la función de enganche del gancho y proveer la seguridad necesaria para que no se suelte el sistema en aire con el sistema en tierra. (Ver figura 3-10).

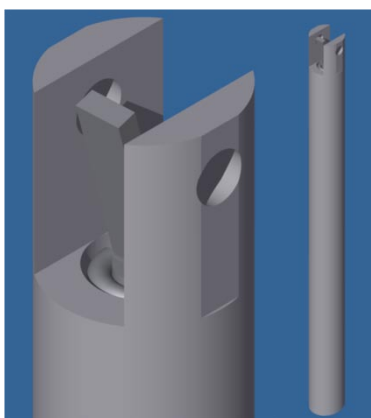


Figura 3- 10: Componente móvil

b. Sistema en Tierra

El sistema en tierra (StrT) es el encargado de hacer de pista de aterrizaje para el avión Piquero, es decir, esta es la estructura donde el avión “aterrizará.” Este sistema consta de varios componentes como se puede observar en la figura 3-11.

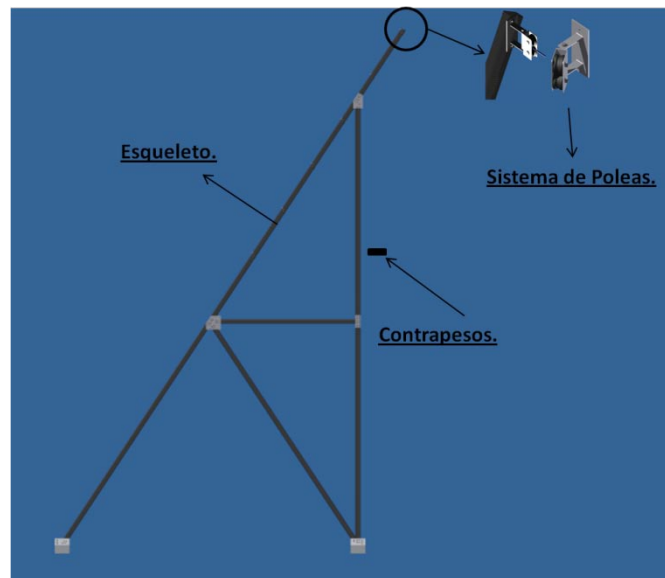


Figura 3- 11: Componentes Sistema en Tierra (StrT)

i. Esqueleto.

El esqueleto es la estructura fija en tierra, encargada de soportar el impacto del avión cuando este aterrice. Esta estará formado por perfiles rectangulares huecos de Aluminio 6061 de 4x2x3/16 pulgadas. Por otra parte el diseño de la estructura está basado en una estructura formada por triángulos para toda la estructura trabaje tanto a compresión como tensión. Además, se tendrá que colocar cables tensores para brindar estabilidad en caso de que exista alguna fuerza lateral. Para la unión de los perfiles en cada nodo se utilizará platinas de acero galvanizadas y pernos M10 de acero inoxidable.

El esqueleto se empotrará al suelo que es será el encargado de soportar los momentos generados en la estructura.

ii. Contrapesos

Los contrapesos se los coloca para poder desacelerar el avión de 60 km/h hasta 0 km/h en una distancia de 4 metros. Estos son los encargados de detener al avión.

iii. Sistema de Poleas

El sistema de poleas sirve para poder dar movimiento a los contrapesos que se encuentran sujetos mediante cables de acero recubiertos de vinyl. Estos están encargados de que los cables que están sujetos a los contrapesos y que pasan por las poleas tengan un movimiento suave sin mucha fricción y que no exista trabas entre el cable y la carcasa de las poleas. (Ver figura 3-12).

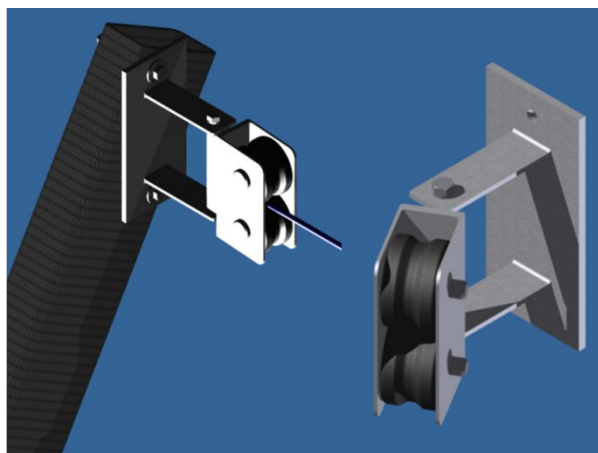


Figura 3- 12: Sistema de Poleas.

La configuración de la misma está diseñada de tal manera que permita un movimiento suave del cable al momento que este se enganche con el GPF y no exista remordimientos entre el cable de la estructura y la carcasa de las poleas y que sigan la trayectoria del cable; es decir, el sistema permite que las poleas junto con su carcasa tengan un movimiento rotacional para poder seguir sin ningún problema el recorrido del cable.

3.4. Cálculos Detallados de Componentes

La siguiente sección muestra los cálculos y simulaciones que se realizó de los componentes críticos para poder conocer los esfuerzos a los que estarán sometidas. Esto servirá para conocer si los materiales escogidos, así como sus dimensiones son suficientes para el trabajo a realizar. Por otro lado se identificó los componentes críticos para el GPF como su cono estructural principal que es donde tendrá la mayor concentración de esfuerzos al momento del enganche, debido que es en este donde irá el cable y de donde se ejercerá la fuerza axial.

➤ Cono Estructural Inferior (GPF2 Cstr)

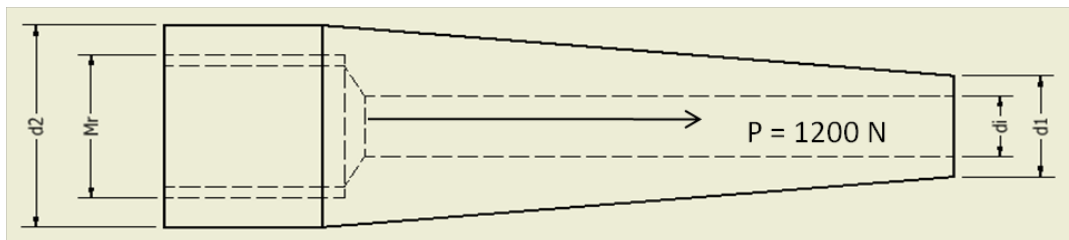


Figura 3- 13: Ilustración Cono estructural Principal GPF

Para el cálculo se usará las siguientes condiciones:

- Material: Aluminio (Al 6061)
- Diámetro inferior d_i : 4 mm
- Diámetro superior d_j : 6.647 mm
- Fuerza P : 1200 N.

$$A = \frac{\pi(d_1^2 - d_i^2)}{4}$$

$$A = \frac{\pi(6.647^2 - 4^2)}{4} = 22.13 \text{ mm}^2$$

$$\sigma = \frac{F}{A} = \frac{1200}{22.13} = 54.21 \text{ MPa}$$

El factor de seguridad que se tiene viene dado por.

$$n = \frac{\sigma_{fluencia}}{\sigma_{teorico}} = \frac{270 \text{ MPa}}{54.21 \text{ MPa}} = 5$$

A continuación se muestra la simulación de elementos finitos (Ver figura 3-14) que nos permite observar el esfuerzo máximo que se espera obtener el cual da un valor de 52.05 MPa.

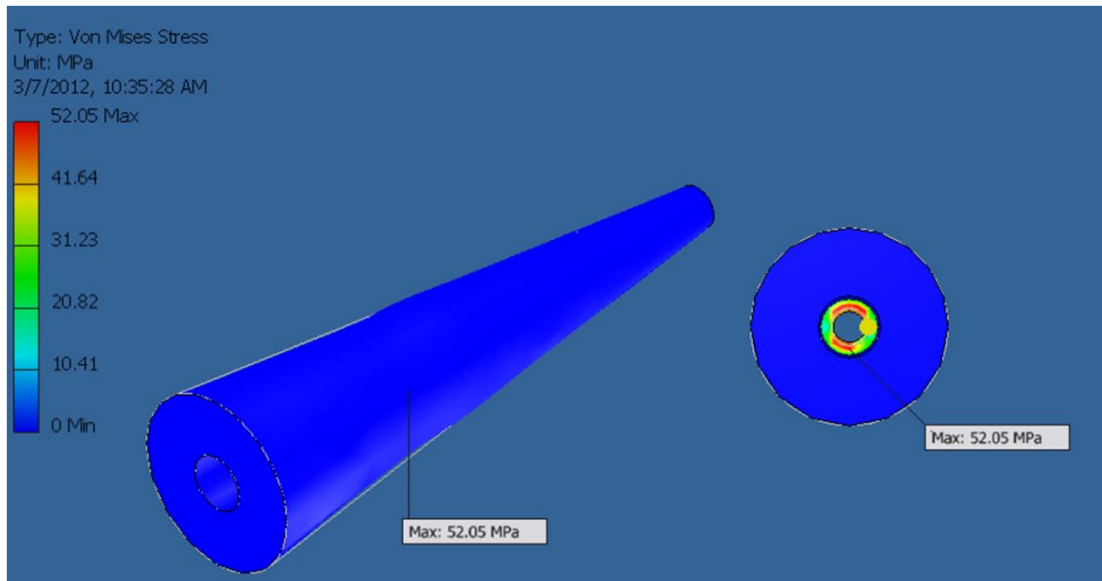


Figura 3- 14: Simulación Elementos Finitos Cono Estructural Inferior GPF (Esfuerzo)

Se calcula el porcentaje de error entre el valor teórico y el valor de la simulación:

$$e\% = \frac{\sigma_{teorico} - \sigma_{simulación}}{\sigma_{teorico}} = \frac{54.21 - 52.05}{54.21} = 3.99\%$$

El error de 3,99% brinda seguridad y confirmación de que los resultados de la simulación son confiables.

Estructura en Tierra

Tras las simulaciones y análisis que se realizó se pudo observar que la unión más crítica en la estructuras es la unión que se encuentra en voladizo. De la configuración (Ver figura A-23 y A-24) es el pin 3. Así que se realizará los cálculos de esfuerzos en este punto.

En la tabla A-2 se observa que los resultados en este punto son:

			Fuerza de Reacción	
			Magnitud	Componentes (Fx, Fy, Fz)
Unión Pin 3:	1698.376 N			-1658.265 N
				366.931 N
				0 N

Tabla 3- 1: Reacciones en el Pin 3

Con estas fuerzas podemos obtener los distintos esfuerzos a los que estarán sometidos los pernos, perfiles y las placas de unión.



Figura 3- 15: Ilustración Pin 3.

- Esfuerzo de aplastamiento entre la viga y el perno.

En este caso se utilizará la reacción en X ya que es este la que genera este esfuerzo ya que se encuentra justo en el eje de la viga.

$$\sigma_{b1} = \frac{P}{A} = \frac{1658.265 \text{ N}}{4td_{perno}} = \frac{1658.265}{4(4.76)(10)} = 8,71 \text{ MPa}$$

Al comparar con el esfuerzo de fluencia del Aluminio 6061 que es de 270 MPa se puede observar que la viga soportará la carga.

➤ Esfuerzo Cortante en el perno.

$$\tau_{perno} = \frac{P}{A} = \frac{1658.265 \text{ N}}{2\pi r_{perno}^2} = \frac{1658.265}{2\pi 5^2} = 10.55 \text{ MPa}$$

Comparando con el esfuerzo de fluencia del acero inoxidable que varía entre 280 y 700 MPa se puede llegar a la conclusión que el perno soporta la carga a la cual estará sometida.

➤ Esfuerzo de aplastamiento entre pernos y placas de unión.

$$\sigma_{b2} = \frac{P}{A} = \frac{1658.265 \text{ N}}{4t_{placa} d_{perno}} = \frac{1658.265}{4 * 3 * 10} = 13.82 \text{ MPa}$$

Todos los cálculos realizados se los podrá encontrar adjuntos en el anexo A. y en la siguiente tabla se podrá encontrar un resumen de que los materiales escogidos y que sus dimensiones, tanto para la estructura como para el gancho, soportan las cargas a las que serán sometidas. Además en el Anexo H se encuentran adjuntada la ficha técnica que muestra las tensiones que soportan los cables, lo que indica que el cable seleccionado soportará las cargas a las que estará sometido.

3.5. Pruebas

3.5.1. Pruebas de Confiabilidad y Resistencia

La siguiente prueba se basará en obtener la confiabilidad que tendrá el sistema, es decir, se determinará de cada 100 intentos cuantas veces detiene el avión y por ende cuantas veces no lo

hace. De esta manera se obtendrá la confiabilidad del sistema. En la tabla 3-2 se muestra los pasos a seguir para realizar la prueba.

Paso Núm.	Acción	Observaciones.
1	Preparar el Sistema de Pruebas.	Preparar el sistema en tierra y el GPF para realizar las pruebas
2	Colocar el un extremo del cable a una altura de 12 m. y la otra a una altura de 4 m.	Se da esta diferencia de altura por limitaciones del lugar de pruebas.
3	Colocar la polea junto con el peso de 5kg. Y el GPF en el sector más alto del cable.	Se utiliza este peso por cuestiones de seguridad.
4	Soltar el peso junto con el GPF.	
5	Anotar el resultado obtenido.	Falló, enganchó, enredó y sus observaciones.
6	Repetir el paso 3 y 4 por 100 ocasiones.	

Tabla 3- 2: Procedimiento a seguir para las Pruebas de Confiabilidad.

En la siguiente tabla se muestra el formato de los criterios a evaluar en la prueba.

Prueba Número	Engancho	Enredo	Resultado	Observaciones
1	1	0	1	Detuvo el peso; si engancho en el cable.
2	0	1	1	Detuvo el peso. Engancho
.....
100	0	0	0	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura.

Tabla 3- 3: Criterios y Posibles Resultados de las Pruebas de Confiabilidad y Resistencia.

Por otra parte, se realizó cálculos para obtener la desaceleración que tendrá, con lo cual se obtuvo las fuerzas G a las cuales fue sometido el sistema.

Para conocer si el sistema cumple con los requisitos de diseño, lo principal es determinar que las fuerzas G sean mínimo de 4G y que la fuerza que tenga que resistir sea de 1200 N. Según los cálculos realizados (Ver anexo A) las fuerzas G experimentadas en el momento de detenerse

fueron de 7.9G. Esto se obtuvo con la velocidad con la que llegó al momento del enganche y con el espacio que recorrió el cable hasta detenerse. La siguiente imagen (figura 3-16) muestra fotografías de los resultados positivos de la prueba.



Figura 3- 16: Resultados Positivos de la Prueba de Confiabilidad y Resistencia.

Tras haber finalizado las pruebas y los cálculos respectivos se obtuvo las siguientes conclusiones:

- El sistema tiene una confiabilidad del 85%. Esta confiabilidad no cumple con el requisito de diseño de una confiabilidad del 99%.
- El diseño cumple con una desaceleración máxima de 4G's, aunque según cálculos resiste una desaceleración mayor.

- Hay que procurar tener una buena alineación de las patas fijas, es decir, que estas no se encuentren inclinadas, de tal manera que cambie el ángulo entre cada pata o que no se encuentre perpendicular al cono estructural principal.
- Soporta la fuerza de impacto de diseño, es decir, los 1200 N.
- Detiene la carga crítica de 25 kg.

Detalles más específicos de la siguiente prueba se pueden encontrar adjuntos en el Anexo D.

3.6. Materiales

Los materiales escogidos para cada uno de los sistemas fueron seleccionados con la finalidad de cumplir con todos los requisitos establecidos. En el caso del sistema en el avión este debe cumplir con un peso no máximo de una 1lb y que trabaje en un ambiente salino sin oxidarse. El sistema en tierra este tiene que soportar principalmente el ambiente salino de las Islas Galápagos. Para esto se escoge materiales como el aluminio que *“es estable al aire y resistente a la corrosión por el agua del mar a muchas soluciones acuosas y otros agentes químicos. Esto se debe a la protección del metal por una capa impenetrable de óxido. A una pureza superior al 99.95%, resiste el ataque de la mayor parte de los ácidos, pero se disuelve en agua regia. Su capa de óxido se disuelve en soluciones alcalinas y la corrosión es rápida.”* (Lenntech B.V).

Este material se escogió para muchos componentes de todo el sistema de recuperación. El perfil rectangular hueco de la estructura será de este material, así como para el GPF todos sus componentes, menos el componente fijo serán de aluminio. El material del componente fijo será de acero A36 debido a que este exige mayor resistencia y menor ductilidad que el aluminio. Al escoger este material se aumentó el peso del gancho, pero el aumento del mismo seguía estando dentro del rango permitido. Por otro lado hay que tener en cuenta que tiende a

oxidarse y esto es un problema por el ambiente a trabajar; para solucionar esto se dará un tratamiento superficial a esta pieza que consiste en un galvanizado en frío según la ficha técnica provista del producto 752 Compuesto Galvanizador en Frío en el anexo G.

Para las platinas así como los ángulos que unirán las juntas de los perfiles estructurales se realizará el mismo proceso de galvanizado ya que el material será el mismo acero A36.

Pernos y tuercas de la estructura serán de acero inoxidable. Para las poleas el material será de caucho rígido.

3.7. Plan de Mantenimiento

El plan de mantenimiento propuesto a continuación pretende asegurar un correcto funcionamiento de todo el sistema de recuperación del avión. La tabla 3-4 muestra el plan de mantenimiento que se realizará a cada sistema y cada qué tiempo.

Plan de Mantenimiento.		
Objetivos:		
Asegurar un correcto funcionamiento del Sistema de Recuperación del Avión Piquero.		
Estructura Incorporada en el Avión:		
Personal Requerido:	Tiempo entre mantenimiento:	Piezas a Mantener
1	25 ciclos.	Todos los componentes del GPF
Estructura en Tierra.		
Personal Requerido:	Tiempo entre mantenimiento:	Piezas a Mantener
1	500 ciclos.	Todos los Componentes de la estructura en tierra.

Tabla 3- 4: Plan de Mantenimiento.

El plan de mantenimiento detallado se lo puedo ver en el Anexo E. Se encontrará los componentes a dar mantenimiento, la acción a realizarse y cada qué tiempo.

3.8. Comparación de TRD con Resultados

Terminado el diseño final, manufactura, cálculos y las pruebas se debe comparar con los requerimientos técnicos establecidos para saber si se cumplieron o no. En la siguiente tabla se puede observar un resumen de los requerimientos y sus resultados.

Requerimiento Técnico	Magnitud	Resultado Obtenido	Conclusión
Peso Sistema en el Avión	1 lb	0.86 lb	Cumple con el requerimiento establecido
Fuerza G	4 G	7.9 G	Resiste las fuerzas G que se generan en el momento de detenerse.
Rango de Desviación del Avión	5x5 m	5x6 m	La estructura en tierra cumple el rango de desviación
Área de la estructura	10x10 m	6x9 m	Cumple con el espacio designado.
Confiabilidad	99%	85%	El sistema no cumple con el requisito

Tabla 3- 5: Resultados Finales Proyecto SIRAP.

3.9. Acta de Finalización Capítulo 3

3.9.1. Objetivos

- Presentar las mejoras propuestas para el GPF.
- Mostrar dibujos específicos de los diseños finales.
- Describir su manufactura.
- Justificar materiales escogidos.
- Realizar pruebas de resistencia y confiabilidad.

3.9.2. Alcance

Presentar toda la información necesaria del diseño preliminar (CDR) para su manufactura final. También se debe presentar los resultados de las pruebas de confiabilidad y resistencia de realizadas.

3.9.3. Dibujos Detallados

Dibujos específicos de todos los componentes se encuentran adjuntos en el Anexo H. Dichos planos incluyen información detallada de cada pieza como sus dimensiones, materiales. Las dimensiones mostradas en los planos se encuentran en milímetros (mm.)

3.9.4. Codificación

Se utilizará una codificación para reconocer cada componente según al sistema que corresponda. Los prefijos a usar ser pueden ver en la Tabla 3-1.

Codificación Partes	
Nombre	Código
Sistema en el avión	GPF
Sistema en Tierra.	StrT

Tabla 3- 6: Codificación Partes.

3.9.5. Pruebas

Se entrega un informe con el resultado de las pruebas y su respectivo análisis de resistencia y confiabilidad.

4. Capítulo 4: Conclusiones y Recomendaciones

Diseño Preliminar.

- Después de haber establecido los requisitos de diseño, el proceso de diseño preliminar, es la etapa inicial de diseño. Es aquí donde se aportan las ideas que puedan cumplir con los requisitos establecidos.
- Para cada propuesta entregada hay que analizarla de la mejor manera para obtener sus fortalezas y debilidades. No hay que descartarlas sin antes analizarlas.
- El análisis hecho a cada sistema propuesto, junto con la documentación realizada permitió durante todo el proceso de trabajo ir mejorando los diseños, junto con su funcionamiento así como su manufactura.
- El análisis FODA reconoció tanto las fortalezas como debilidades de cada una de las propuestas y permitió compararlas para obtener la mejor opción para el diseño final.

Diseño Crítico.

- Finalizada la fase del diseño preliminar se obtuvo una mejor idea del diseño del prototipo final, pero esto no quiere decir que la propuesta escogida en la fase anterior no vaya a sufrir cambios en su diseño.
- Tras varios procesos de diseño, construcción y pruebas, el diseño del prototipo final fue cambiando constantemente para poder obtener una mejor respuesta del diseño ante los requisitos establecidos.
- El diseño en su totalidad fue hecho con ayuda del software Autodesk Inventor Professional 2010 y Autodesk Inventor Professional 2012. Gracias a este software se pudo facilitar la idea general del diseño y de sus componentes, ya que se puede diseñar

cada pieza por separado y luego ensamblarlas en un solo sistema. El uso de estos programas fue de gran beneficio para una mejor visualización de su manufactura así como para su análisis en elementos finitos.

- Tras haber analizado el error existente entre cálculos teóricos y simulación por elementos finitos de algunas piezas se determinó que los resultados obtenidos mediante simulaciones son lo suficientemente confiables.

Manufactura.

- Tras todos los procesos de diseño y construcción de los prototipos se observó que el proceso de manufactura es una variante muy importante a tomar en cuenta al momento de diseñar, ya que hay maquinizados que resultan muy complicados; además las herramientas que se utilizan, son herramientas estandarizadas, lo que limita la manufactura, por ende, el diseño.
- El proceso de manufactura necesita ser planificado en tareas como obtención de material, de herramientas, costos y de personal para una construcción y ensamblaje adecuado de todo el sistema.
- Por otra parte el proceso de manufactura está limitado por los recursos disponibles en el mercado, en este caso por el mercado ecuatoriano. Ya que un requisito de diseño era que los materiales a usar sean de fácil obtención, se puede concluir que este requisito se ha cumplido satisfactoriamente ya que todos los materiales se los puede encontrar en locales comerciales aquí en el Ecuador y no hay necesidad de realizar importaciones de materiales ni de otra índole.

Resultados.

- El diseño final de todo el sistema cumple con varios de los requisitos de diseño como son el peso del sistema incorporado en el avión es menor a una 1lb; soporta una fuerza de desaceleración de 4G y desacelera una carga de 25 kg.
- La confiabilidad obtenida del sistema de recuperación (SIRAP) es del 85%. Este requerimiento no se cumplió ya que se esperaba obtener una confiabilidad del 99%. Como este es uno de los requisitos principales o fundamentales se puede explicar que la dificultad de cumplir con esta confiabilidad radica en lo complejo que es el comportamiento del gancho en el momento que se encuentra en vuelo, así como lo es al momento de engancharse satisfactoriamente en los cables de la estructura. Por otro lado el vuelo del avión también influye ya que es muy difícil que este sea lo bastante estable.
- Para poder mejorar el porcentaje del 85% , se recomienda aumentar la longitud de las patas fijas ya que con esto se ganaría mayor área de cobertura para el momento del enganche. Además se recomienda utilizar un cable más flexible que el de acero.
- Según los análisis realizados de las pruebas de confiabilidad se observó que el cable que sale del gancho (GPF) influye en gran manera al momento de engancharse con los cables de la estructura en tierra, ya que después de algunos intentos este se dobla y pierde su forma original.
- Para el sistema en tierra se recomienda tener una red elástica que permita recoger al avión una vez que este se enganche con la estructura. Esta debería ir situada en la parte posterior de la estructura en tierra. Se recomienda colocar esta red ya que el momento en que el avión se detenga debido al enganche este tenderá a tener un efecto péndulo lo que puede terminar en golpes al avión mismo con la estructura; por ende la colocación de

esta red eliminaría estos dos posibles problemas, eliminaría el efecto péndulo y cualquier golpe del avión.

- Se recomienda que el avión tenga un sistema de emergencia que complemente al sistema de recuperación SIRAP; este podría consistir en un sistema de paracaídas para aterrizar ya sea en el mar o en tierra.
- Adicionalmente se recomienda que el autopiloto, en caso de que el Piquero no se enganche con la estructura en tierra, siga con su vuelo e intente una vez más el enganche hasta que se logre hacerlo.

5. Referencias.

- Brimelow, E.I. Aluminio en la Construcción. Bilbao: URMO, S.A de Ediciones, 1978.
- Budynas, Richard G. y J. Keith Nisbett. «Diseño en ingeniería mecánica de Shigley.» Budynas, Richard G. y J. Keith Nisbett. Diseño en ingeniería mecánica de Shigley. México D.F: McGraw-Hill/InterAmericana Editores, S.A. de C.V., 2008. 6-7.
- Cobiella, Nidia Mabel y Mariana Jiménez Cobiella. Las Islas Encantadas. Noviembre de 2011 <<http://www.redecuatoriana.com/elpais/islasgalapagos.asp>>.
- Ecuador Vertical. Ecuador Vertical. Marzo de 2012 <<http://www.ecuadorvertical.com>>.
- Escala a tope. Noviembre de 2011 <<http://www.escala-a-tope.com.ar/003.swf>>.
- Gere, James M. Mecánica de Materiales. Quinta edición. México D.F.: Thomson Learning, 2002.
- Goodrich, Wayne y White Salmon. Methods and Apparatuses for Indicating and/or Adjusting Tension in Pliant tension Members, Including Aircraft Recovery Lines. Estados Unidos: Patente 7,578,467 B2. 25 de Agosto de 2009.
- Grilón - Nylon - Poliamida 6. 6 de Noviembre de 2011 <<http://www.aislantessh.com.ar/aislantes/16.htm>>.
- Hibbeler, R. C. Dynamics. New Jersey: Pearson Prentice Hall, 2004.
- Insitu. Insitu Unmanned Systems. 2 de Noviembre de 2011 <<http://www.insitu.com/retrievers>>.
- Lenntech B.V. Water Treatment Solutions Lenntech. 25 de Marzo de 2012 <<http://www.lenntech.es>>.
- Northrop Grumman. Northrop Grumman Corporation. 2 de Noviembre de 2011 <<http://www.northropgrumman.com/performance/#/unmanned-systems/air/bat>>.
- Randolph Kissell, J. y Robert L. Ferry. Aluminum Structures. A Guide to their Specifications and Design. New York: Jhon Wiley & Sons, Inc., 1995.

- SJS. Islas Galápagos. 7 de Noviembre de 2011 <<http://www.galapagos-ecuador.com/esp/020galapagos.html>>.

Cálculos (Anexo A)

Capítulo 2

Fuerza de impacto del avión

Dadas las condiciones de vuelo, el avión llegará con una velocidad de 60 *km/h* y deberá detenerse en un espacio de 4 metros, el peso crítico de diseño es de 25 kg. Se diseña específicamente para este peso pensando que el avión despegó y por alguna emergencia tiene que aterrizar en ese mismo instante, ya sea por condiciones ambientales, problemas del avión mismo o cualquier clase de acontecimiento que requiera el regreso inmediato del avión.

Este peso es la carga máxima que tendrá el avión ya con todos sus componentes como: Equipos de comunicación, peso del avión en sí, y peso del tanque de gasolina con su total capacidad.

A continuación se mostrarán los cálculos necesarios para obtener la fuerza de impacto.

Condiciones:

$$v_o = 60 \frac{km}{h} = 16,67 \frac{m}{s}$$

$$v_f = 0 \text{ km/h}$$

$$e_f = 4 \text{ m}$$

Cálculos:

Para los cálculos de fuerza se obtendrá la aceleración que tendrá el avión desde que se engancha hasta el momento en que se detiene, para esto se aplican las siguientes fórmulas de dinámica.

$$v_f = v_o + at$$

$$e_f = e_o + v_o t + \frac{1}{2} at^2$$

$$0 = 16,67 + at \quad 4 = 0 + 16,67\left(-\frac{16,67}{a}\right) + \frac{1}{2}a\left(-\frac{16,67}{a}\right)^2$$

$$t = -\frac{16,67}{a} \quad a = -\frac{138,94}{4} = 34,74 \frac{m}{s^2} \approx 4g$$

De esta manera podemos observar que la desaceleración que tendrá que soportar es máxima de 4 G.

La fuerza del avión viene dado por:

$$F = ma$$

$$F = 25 \text{ kg} * 34,74 \frac{m}{s^2}$$

$$F = 868,40 \text{ N}$$

Capítulo 3

Para los cálculos que se realizará en esta sección se utilizará los datos que se muestran en la tabla A-1, la cual muestra las propiedades mecánicas de los materiales que se utilizarán para los diferentes componentes.

Propiedades	Materiales				Unidades
	Grilón	Aluminio 6061	Acero Inoxidable.	Acero A36	
Mod Elasticidad (E)	2,1	70	190-210	190-210	GPa
σ_y :	-----	270	280	250	MPa
σ_u :	40	310	400	400	MPa

Tabla A- 1: Propiedades mecánicas de materiales a utilizar.

Cálculos del sistema incorporado en el avión

Para los cálculos se tomará en base las propiedades mecánicas del Aluminio 6061.

Propiedades	Material	
	Aluminio 6061	Unidades
Mod Elasticidad (E)	70	GPa
σ_y :	270	MPa
σ_u :	310	MPa

Tabla A- 2: Propiedades Mecánicas Aluminio 6061

Cálculos de Dimensiones Para el Gancho.

En un primer lugar se calculará la sección de la pata fija para obtener la dimensión que deberá tener esta para poder aguantar la fuerza de impacto.

Para el cálculo de las dimensiones del gancho nos basaremos en los siguientes criterios:

- Fuerza de impacto: 1200 N
- Es una viga en voladizo.

- Está sometido a fuerzas cortantes.
- Varilla cuadrada.

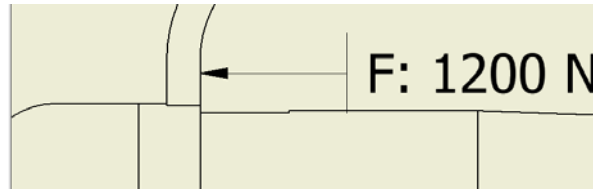


Figura A- 1: Ilustración componente Fijo (GPF)

El esfuerzo cortante se calcula a continuación.

El esfuerzo de fluencia a torsión es del aluminio 6061 para esto utilizamos el esfuerzo de fluencia a tensión. Como esta a cortante se compara con el 50% del esfuerzo de fluencia a tensión (Gere 36)

El esfuerzo de fluencia es: 270 MPa.

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

$$\tau = \frac{1200}{A}$$

$$270 = \frac{2 * 1200}{A}$$

$$A = 8,88 \text{ mm}^2 = b * b$$

$$b = 2,98 \text{ mm}$$

Aplicando un factor de seguridad se selecciona una varilla cuadrada de 7 mm.

$$n = \frac{7}{2,98} = 2.35$$

➤ **Cono Estructural Inferior (GPF2 Cstr)**

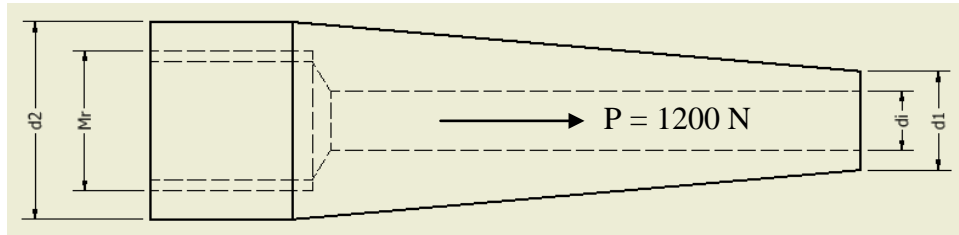


Figura A- 2: Ilustración Cono Principal GPF

Debido al diseño que se tiene del gancho se puede concluir que la parte crítica de diseño es donde se aplica la fuerza del impacto que es donde se apoya el cable.

Usaremos para esto las siguientes condiciones:

- Material: Aluminio (Al 6061)
- Diámetro inferior d_i : 4 mm
- Diámetro superior d_j : 6.647 mm
- Fuerza P : 1200 N.

$$A = \frac{\pi(d_1^2 - d_i^2)}{4}$$

$$A = \frac{\pi(6.647^2 - 4^2)}{4} = 22.13 \text{ mm}^2$$

$$\sigma = \frac{F}{A} = \frac{1200}{22.13} = 54.21 \text{ MPa}$$

El factor de seguridad que se tiene viene dado por.

$$n = \frac{\sigma_{fluencia}}{\sigma_{teorico}} = \frac{270 \text{ MPa}}{54.21 \text{ MPa}} = 5$$

A continuación se muestra la simulación de elementos finitos (Ver Figura A-3) que nos permite observar el esfuerzo máximo que se espera obtener el cual da un valor de 52.05 MPa.

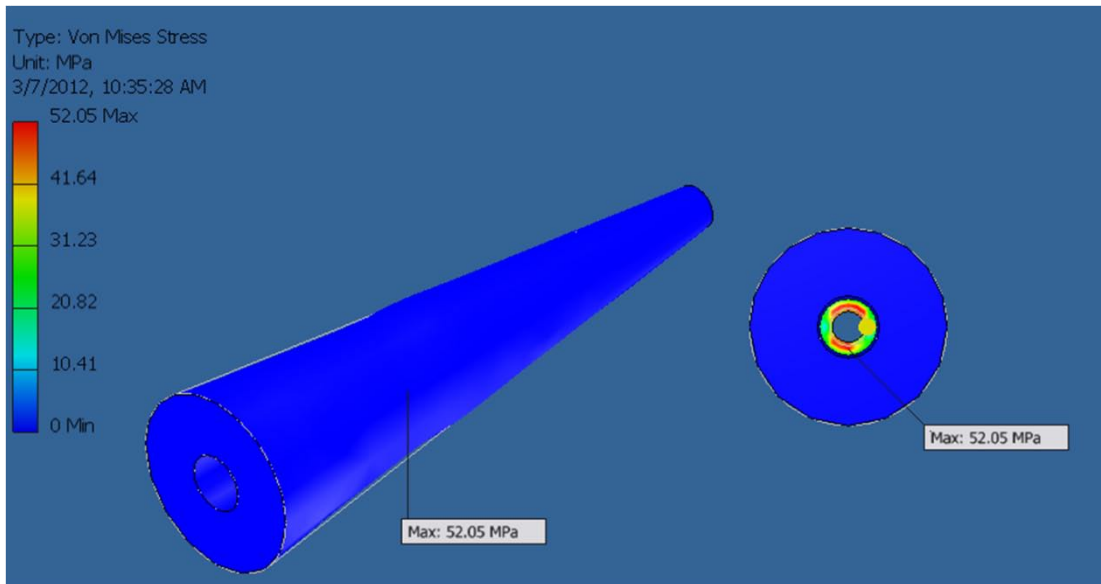


Figura A- 3: Simulación Elementos Finitos Cono Estructural Inferior GPF (Esfuerzo)

Se calcula el porcentaje de error entre el valor teórico y el valor de la simulación:

$$e\% = \frac{\sigma_{teorico} - \sigma_{simulación}}{\sigma_{teorico}} = \frac{54.21 - 52.05}{54.21} = 3.99\%$$

El error de 3,99% brinda seguridad y confirmación de que los cálculos son satisfactorios. El alargamiento máximo δ , según simulaciones en elementos finitos (Ver figura A-4), que tendrá la pieza será de 0.003842 mm lo cual es muy bueno ya que es un valor sumamente bajo.

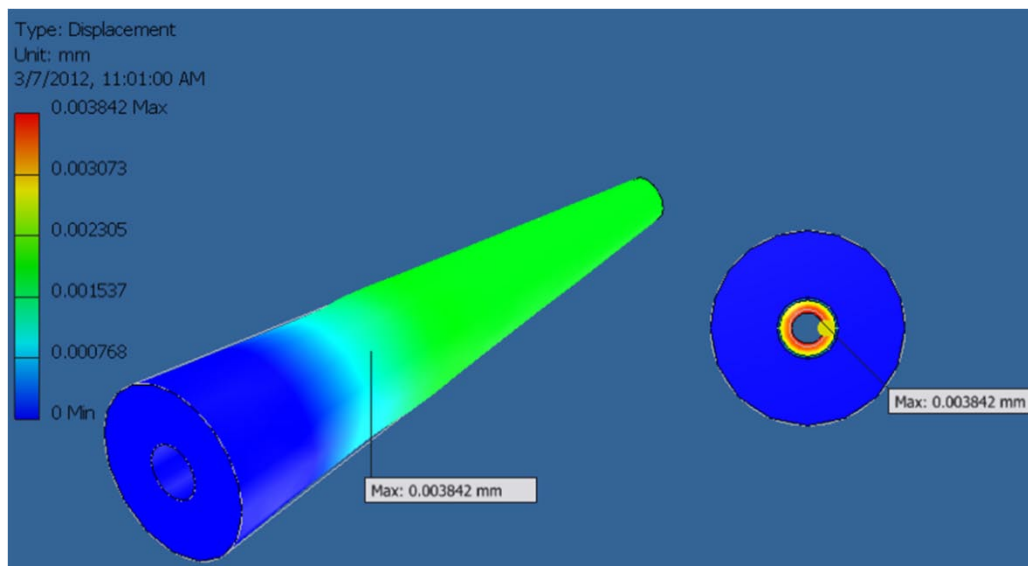


Figura A- 4: Simulación Elementos Finitos GPF2_Cstr (Deformación)

➤ **Cono Estructural Superior (GPF CstrSup2)**

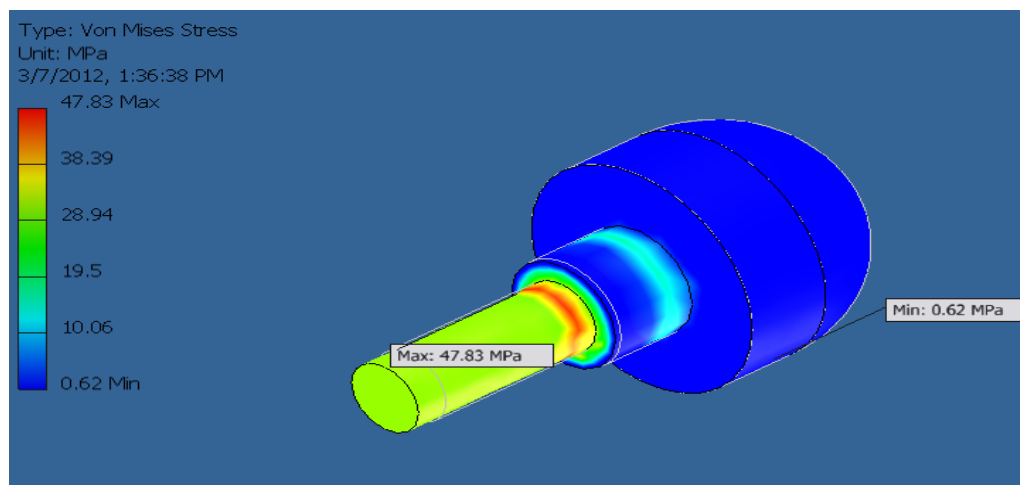


Figura A- 5: Simulación Elementos Finitos GPF_CstrSup2 (Esfuerzos)

Como se puede observar, el mayor esfuerzo que se tiene es de 47,83 MPa, lo cual nos indica que este soportaría la fuerza a la cual va a estar sometida, ya que el esfuerzo de fluencia del Aluminio 6061 es de 270 MPa, brindando así un factor de seguridad de 5.6.

A continuación se muestra los resultados del desplazamiento que existirá.

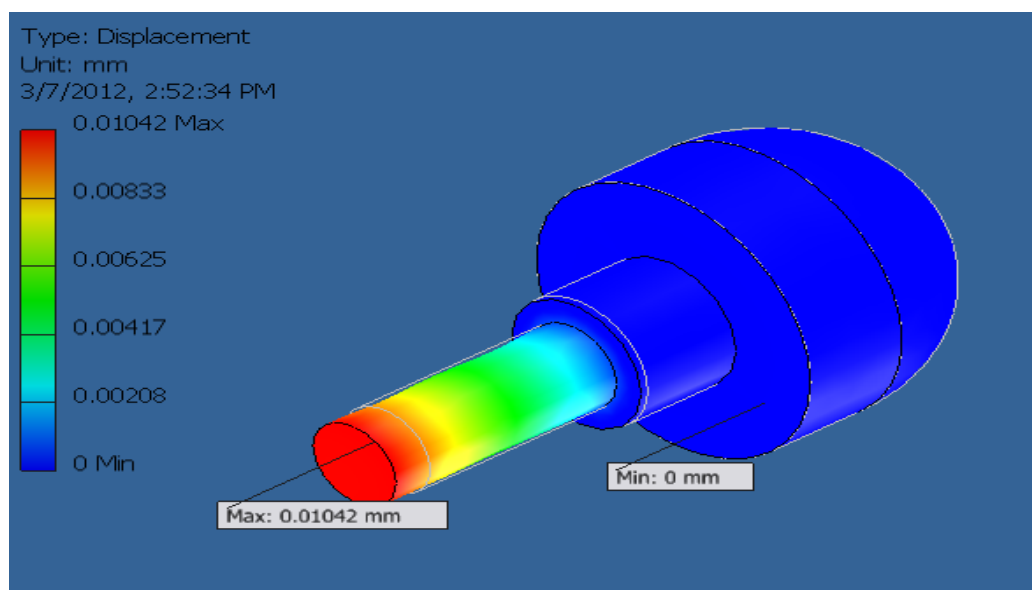


Figura A- 6: Simulación Elementos finitos GPF_CstrSup2 (Deformación)

Se puede observar que el desplazamiento máximo, según la simulación, será de 0.01042 mm lo cual es realmente imperceptible y un valor muy aceptado.

Cálculos teóricos.

Para los cálculos teóricos se asumirá que es una fuerza axial a la que se encuentra sometida la pieza. Como se muestra en la figura a continuación la pieza se encuentra dividida en 3 secciones para obtener sus deformaciones individuales debido a la fuerza a la cual se encuentra sometida.

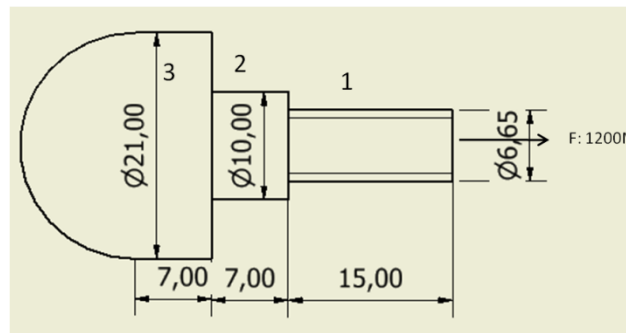


Figura A- 7: Ilustración GPF_CstrSup2

$$\delta_1 = \frac{PL_1}{EA_1} = \frac{1200 * 15 * 4}{70000 * \pi * d_1^2} = 0.007404 \text{ mm}$$

$$\delta_2 = \frac{PL_2}{EA_2} = \frac{1200 * 7 * 4}{70000 * \pi * d_2^2} = 0.001528 \text{ mm}$$

$$\delta_3 = \frac{PL_3}{EA_3} = \frac{1200 * 17.5 * 4}{70000 * \pi * d_3^2} = 0.000880 \text{ mm}$$

$$\delta_T = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 = 0.009954$$

Porcentaje de error:

$$e\% = \frac{\sigma_{teorico} - \sigma_{simulación}}{\sigma_{teorico}} = \frac{0.009954 - 0.01042}{0.009954} = -4.68\%$$

El porcentaje de error que se obtuvo antes del 3.99% y el del -4.68% brinda seguridad y confianza en las simulaciones de elementos finitos para posteriores análisis así como cálculos.

➤ **Cálculos del sistema en tierra**

El análisis a realizar se hará del diseño mostrado en la figura A-8. Los análisis hechos mostraron que el diseño de la estructura elimina momentos en sus bases y además la hace trabajar tanto a compresión como a tensión. Con el análisis hecho se vio que las vigas críticas son las vigas 2, 4 y 6. A estas vigas, consideradas las críticas, se harán los cálculos de sus juntas para obtener el diámetro de los pernos que los unirá así como los esfuerzos a los que estarán sometidos para observar si resisten o no.

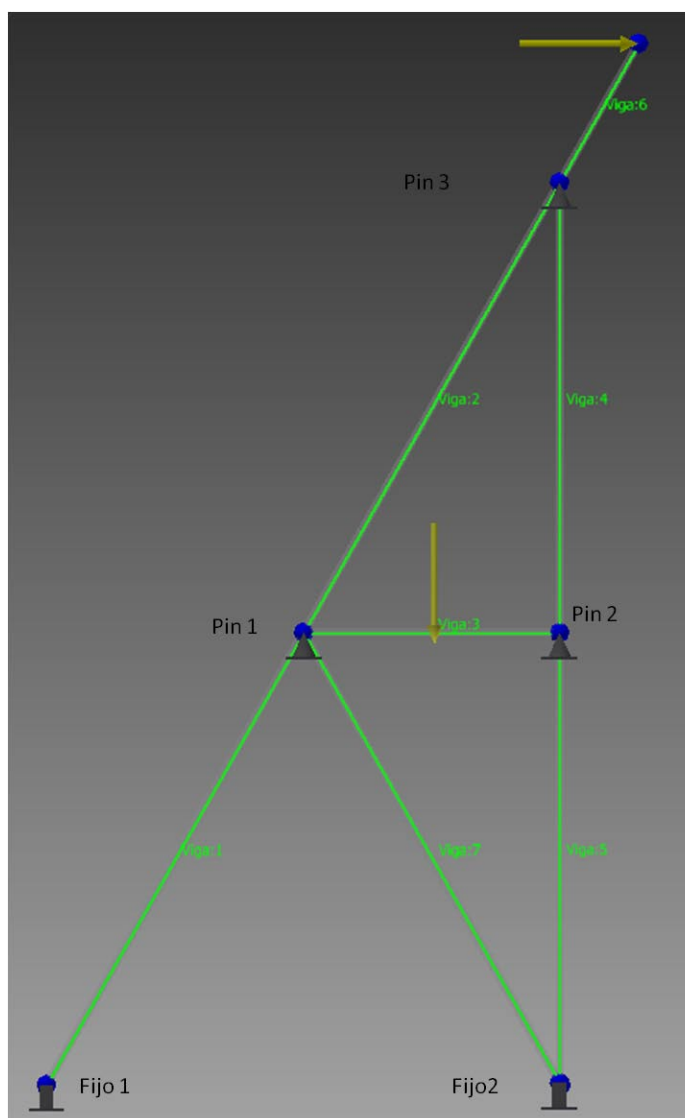


Figura A- 8: Estructura en Tierra (StrT).

Deformaciones Estructura

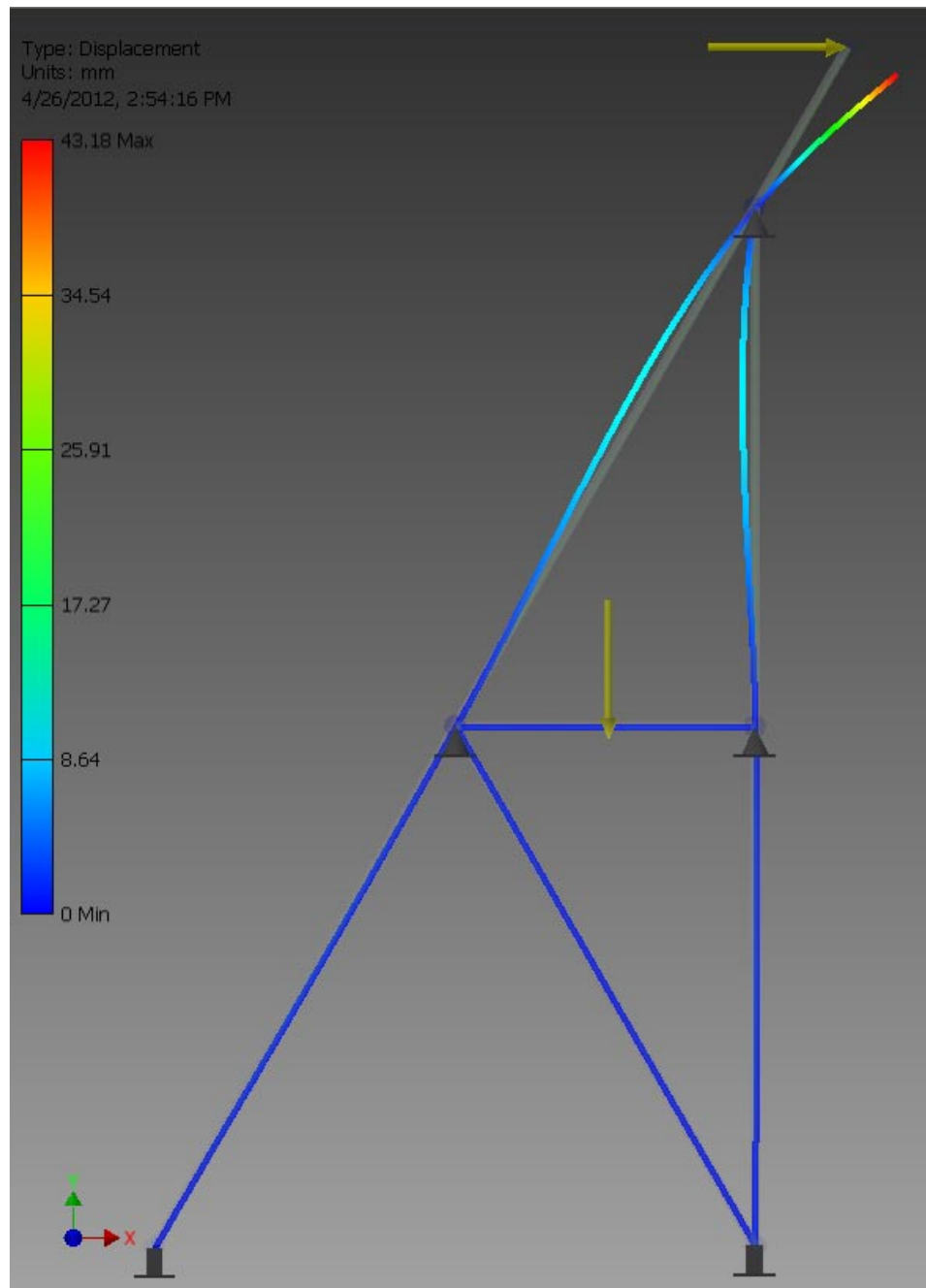


Figura A- 9: Simulación Deformaciones Estructura en Tierra (StrT).

Análisis Viga 6

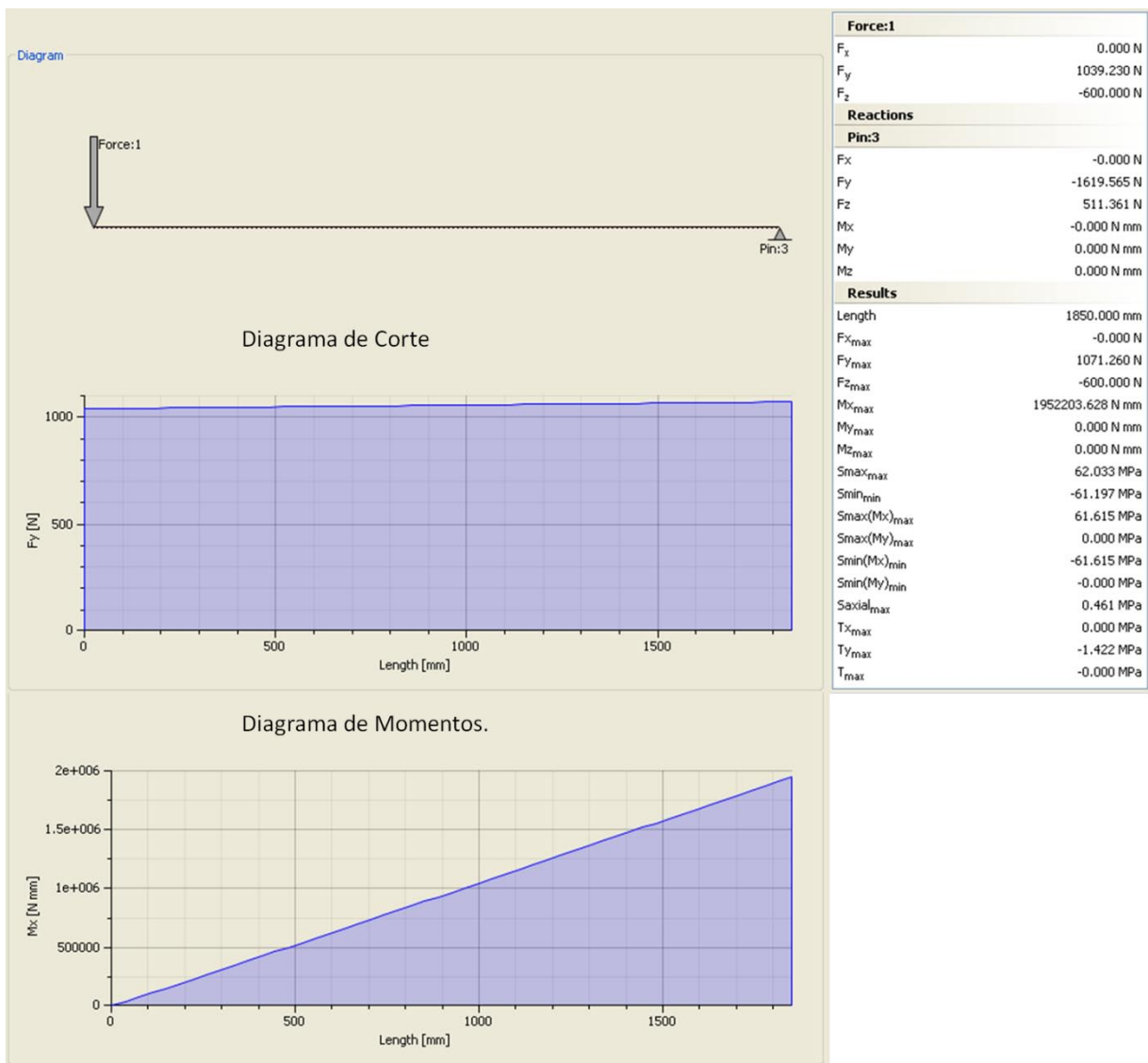


Figura A- 10: Análisis Viga 6 (Inventor 2012)

Análisis Viga 2

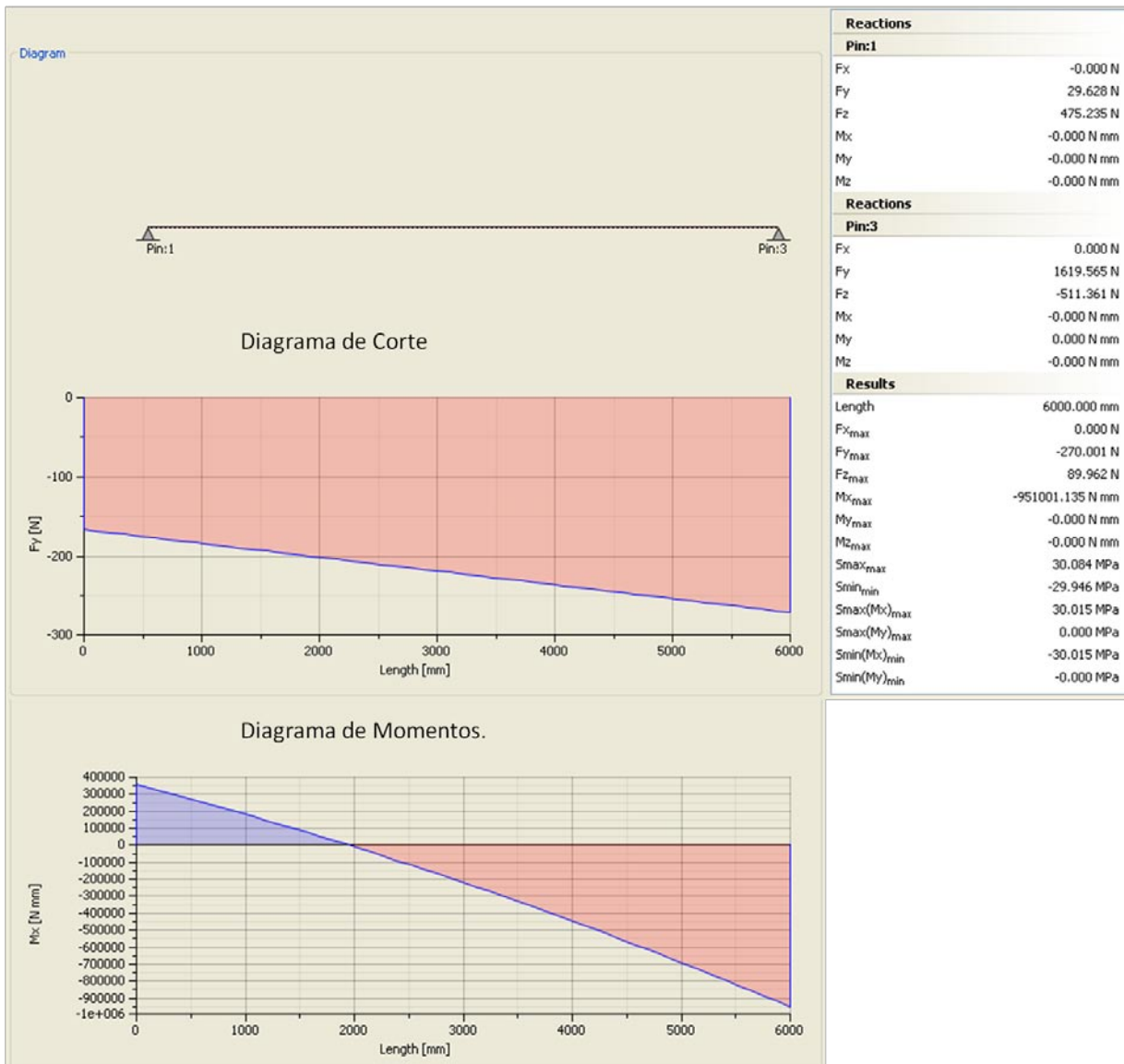


Figura A- 11: Análisis Viga 2 (2012)

Análisis Viga 4

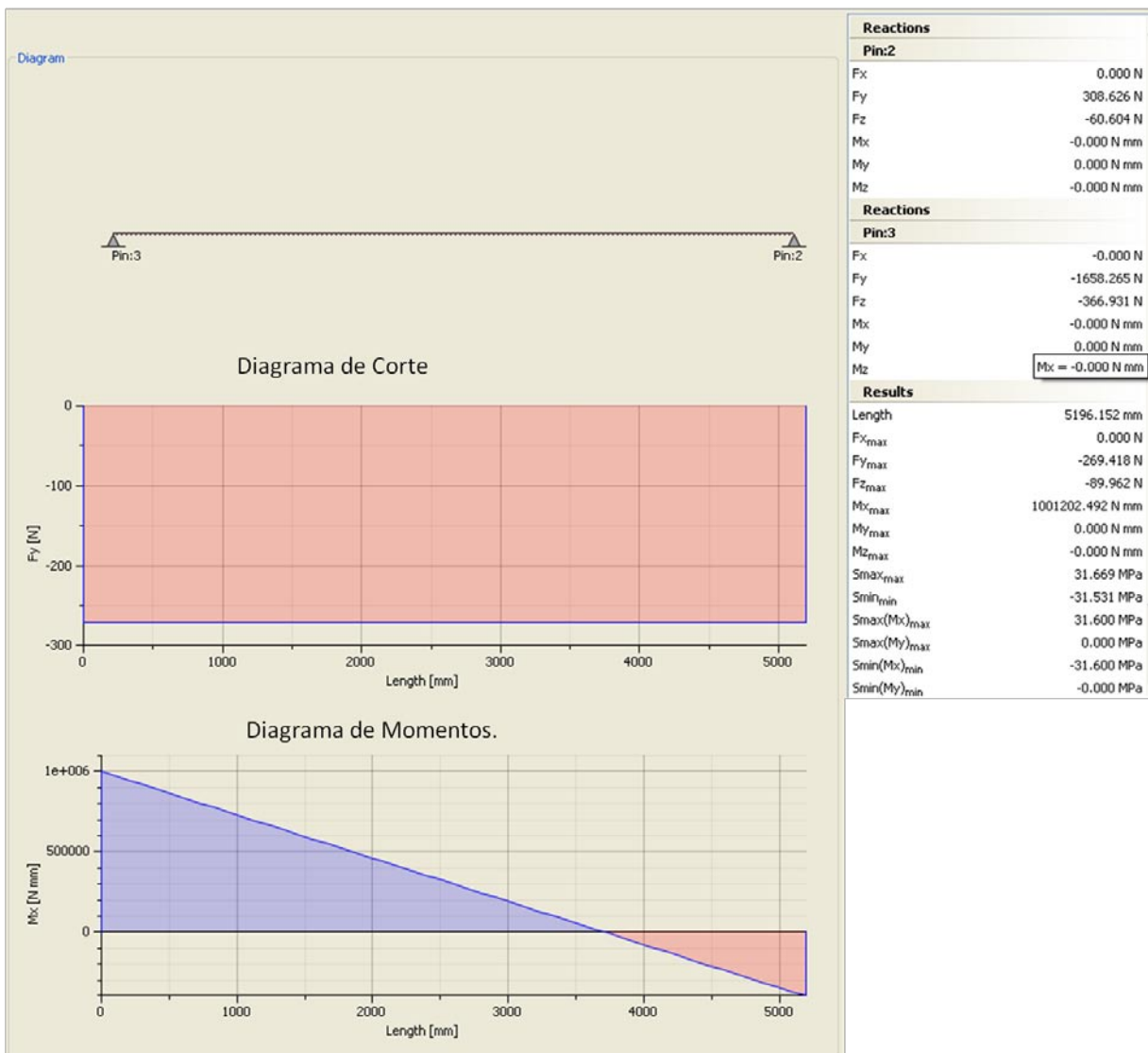


Figura A- 12: Análisis Viga 4 (Inventor 2012)

Los diagramas de fuerza cortante y momento flexionante sirven para conocer donde se ejercerán los mayores momentos así como sus fuerzas. Además ayuda a conocer el tipo de comportamiento que tendrán las vigas, ya sea a compresión o a tensión.

A continuación se muestra una tabla con un resumen de las reacciones que se presentan en cada unión de la estructura.

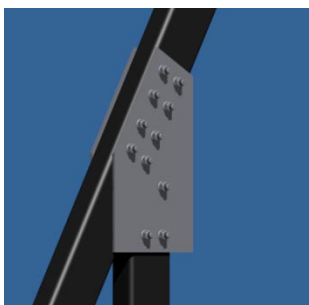
Restricción (Tipo de Unión)	Fuerza de Reacción		Reacciones de Momentos	
	Magnitud	Componentes (Fx, Fy, Fz)	Magnitud	Componentes (Mx, My, Mz)
Unión Fija: 1	111.620 N	-11.5 N	79135.754 N mm	0 N mm
		111.026 N		0 N mm
		0 N		79135.754 N mm
Unión Pin: 1	476.157 N	211.958 N	0 N mm	0 N mm
		426.379 N		0 N mm
		0 N		0 N mm
Unión Fija: 2	194.895 N	-50.821 N	42795.914 N mm	0 N mm
		188.153 N		0 N mm
		0 N		42795.914 N mm
Unión Pin: 2	314.520 N	308.626 N	0 N mm	0 N mm
		60.604 N		0 N mm
		0 N		0 N mm
Unión Pin: 3	1698.376 N	-1658.265 N	0 N mm	0 N mm
		366.931 N		0 N mm
		0 N		0 N mm

Tabla A- 3: Reacciones de la Estructura en Tierra

Tras haber analizado la estructura por elementos finitos se puede observar que las fuerzas de reacción más grandes se encuentran en el Pin 3, además los momentos obtenidos sirven para el diseño de su cimentación. Así de esta manera se asume que este punto o nodo de la estructura es el sector crítico ya que tiene un voladizo. El resto de la estructura al estar basada en una estructura de triángulos, y tras el análisis de las vigas, se puede observar que todas las vigas trabajan a compresión y tensión lo que genera en una estructura más estable y rígida.

➤ Cálculos de esfuerzos en la junta de las vigas 2, 7 y 8

Como se determino que la junta más crítica es la Unión Pin 3 nos basaremos en este punto para hacer los cálculos de los pernos que servirán como sujetadores entre ambos perfiles de la estructura.



Por medio del análisis se obtuvo que las reacciones en este punto son:

			Fuerza de Reacción	
			Magnitud	Componentes (Fx, Fy, Fz)
Unión Pin 3:	1698.376 N			-1658.265 N
				366.931 N
				0 N

Tabla A- 4: Reacciones Unión Pin 3

➤ Esfuerzo de aplastamiento entre la viga y el perno.

En este caso se utilizará la reacción en X ya que es este la que genera este esfuerzo ya que se encuentra justo en el eje de la viga.

$$\sigma_{b1} = \frac{P}{A} = \frac{1658.265 \text{ N}}{4td_{perno}} = \frac{1658.265}{4(4.76)(10)} = 8,71 \text{ MPa}$$

Al comparar con el esfuerzo de fluencia del Aluminio 6061 que es de 270 MPa se puede observar que la viga soportará la carga.

➤ Esfuerzo Cortante en el perno.

$$\tau_{perno} = \frac{P}{A} = \frac{1658.265 \text{ N}}{2\pi r_{perno}^2} = \frac{1658.265}{2\pi 5^2} = 10.56 \text{ MPa}$$

Comparando con el esfuerzo de fluencia del acero inoxidable que varía entre 280 y 700 MPa se puede llegar a la conclusión que el perno soporta la carga a la cual estará sometida.

➤ Esfuerzo de aplastamiento entre pernos y placas de unión.

$$\sigma_{b2} = \frac{P}{A} = \frac{1658.265 \text{ N}}{4t_{placa} d_{perno}} = \frac{1658.265}{4 * 3 * 10} = 13.82 \text{ MPa}$$

➤ **Cálculos Prueba Confiabilidad y Resistencia**

Condiciones iniciales:

Masa Colgante M:	5 kg
Masa Polea m:	0.050 kg
Gravedad g:	9.81 m/s ²
Altura:	8 m

En 1

$$K_1 = 0$$

$$U_1 = Mgh$$

En 2

$$K_2 = \frac{1}{2}Mv^2 + \frac{1}{2}I\omega^2$$

$$U_2 = 0$$

Para la realización de este cálculo consideramos la polea como un cilindro entero de donde la inercia está dada por: (Citar del libro de Física de la casa)

$$I = \frac{1}{2}mR^2$$

Y también se conoce que la velocidad de traslación está relacionada con la velocidad angular por medio de la siguiente fórmula: (Citar del libro de Física de la casa)

$$V = R\omega$$

La energía ni se crea ni se destruye, simplemente se transforma, entonces se sabe en este caso que la energía se conserva desde el punto 1 al punto 2, de aquí que se iguala la energía en el punto 1 igual a la energía en el punto 2.

$$E_1 = E_2$$

$$Mgh = \frac{1}{2}Mv^2 + \frac{1}{2}I\omega^2$$

$$Mgh = \frac{1}{2}Mv^2 + \frac{1}{2}\left(\frac{1}{2}mR^2\right)\left(\frac{v}{R}\right)^2$$

$$Mgh = \frac{1}{2}v^2\left(M + \frac{1}{2}m\right)$$

Se despeja v y se obtiene la siguiente fórmula:

$$v = \sqrt{\frac{2Mgh}{\left(M + \frac{1}{2}m\right)}}$$

Se reemplaza las distintas variables y así se puede obtener la velocidad a la que llegará el gancho el momento del impacto la cual será aproximadamente de:

$$v \approx 12,51 \frac{m}{s} \text{ o } 45,05 \frac{km}{h}$$

Para obtener la desaceleración se observa en que distancia se detiene el gancho y la velocidad de llegada.

$$v_0 = 12.45 \text{ m/s}$$

$$m = 4 \text{ Kg.}$$

$$e = 1 \text{ m.}$$

$$v_f = v_o + at$$

$$e_f = e_o + v_o t + \frac{1}{2} at^2$$

$$0 = v_o + at$$

$$e_f = 0 + v_o \left(-\frac{v_o}{a}\right) + \frac{1}{2} a \left(-\frac{v_o}{a}\right)^2$$

$$t = -\frac{v_o}{a}$$

$$a = -\frac{v_o^2}{2 * e_f} = -\frac{12.45^2}{2 * 1} = -77.5 \frac{m}{s^2} \approx 7.9G$$

Las fuerzas G de desaceleración a las que están sometidas son de 7.9 G y la fuerza de impacto fue de:

$$F = m * a = 4 * 77.5 = 310 N$$

La fuerza de impacto es menor a la que se necesita, para compensar esto se colgó del gancho 100 kg lo que nos dio una fuerza de

$$F = m * g = 100 * 9.81 = 981 N$$

Con esto se puede observar que el sistema soporta las cargas a las que será sometida.

➤ Contrapesos.

Para obtener los contrapesos necesarios partimos de la configuración de las poleas (ver figura A-11). Todas las fórmulas, así como los cálculos obtenidos parten de la configuración del cable, de los contrapesos y de las poleas.

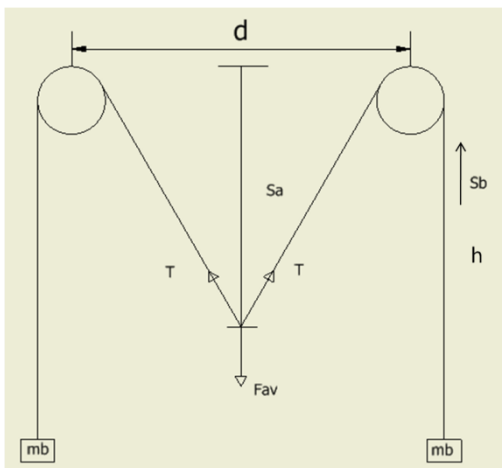


Figura A- 13: Ilustración Poleas, cable y contrapesos.

De esta configuración se realiza el análisis de cuerpo libre tanto para el avión como para los contrapesos. Del análisis de cuerpo libre del avión se obtiene la siguiente ecuación.

$$\sum F_y = ma$$

$$2T \operatorname{sen} \theta - F_{av} = m_T * a_A$$

Y del análisis de cuerpo libre del bloque se obtiene lo siguiente:

$$\sum F_y = ma$$

$$T - m_B * g = m_T * a_B$$

Una vez obtenida estas ecuaciones que relacionan los contrapesos necesarios y el peso del avión, así como su fuerza, procedemos a obtener la aceleración de los bloques para poder obtener los pesos a utilizar.

De esta configuración primero obtendremos la relación existente entre las longitudes S_a y S_b , siendo S_a la longitud a moverse el avión hasta detenerse y S_b el espacio que se moverá los contrapesos.

La relación es la siguiente:

$$L_T = d + 2h = \sqrt{S_A^2 + \frac{d^2}{2}} + 2(h - S_B)$$

Establecida la relación de movimiento entre el avión, una vez enganchado, y los contrapesos procedemos a derivar dos veces ya que nos interesa conocer la relación entre la aceleración del avión y la aceleración de los bloques.

Primera derivada:

$$0 = 2 * \left(\frac{1}{2}\right) \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2}\right)^2\right)^{-\frac{1}{2}} * 2S_A * \dot{S}_A - 2\dot{S}_B$$

$$0 = 2S_A \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right)^{-\frac{1}{2}} * v_A - 2v_B$$

Segunda derivada:

$$0 = 2\dot{S}_A \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right)^{-\frac{1}{2}} * v_A + 2S_A \left(-\frac{1}{2} \right) \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right)^{-\frac{3}{2}} * 2S_A * \dot{S}_A * v_A + 2S_A \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right)^{-\frac{1}{2}} * \dot{v}_A - 2\dot{v}_B$$

$$0 = 2v_A^2 \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right)^{-\frac{1}{2}} - 2S_A^2 v_A^2 \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right)^{-\frac{3}{2}} + 2S_A \left(S_A^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right)^{-\frac{1}{2}} * a_A - 2a_B$$

$$0 = 2V_a^2 - 2S_a^2 V_a^2 \left[S_a^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right]^{-1} + 2S_a a_A - 2a_B \left[S_a^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right]^{-1/2}$$

Así obtenida la derivada despejamos la ecuación para obtener la aceleración de los bloques,

lo que da:

$$a_B = \frac{2V_a^2 - 2S_a^2 V_a^2 \left[S_a^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right]^{-1} + 2S_a a_A}{2 * \left[S_a^2 + \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right]^{-1/2}}$$

Para realizar los cálculos nos basamos en variables que conocemos que se muestran en la siguiente tabla:

Velocidad del avión Va:	0 m/s
Espacio de Frenado del Avión Sa:	4 m
Aceleración del Avión aA:	34.75 m/s ²
Masa de Contrapesos mb:	? kg
Masa del Avión:	25 kg
Fuerza del avión:	868.4 N
Distancia cable:	6 m
Gravedad:	9.81 m/s ²

Reemplazando datos se obtiene que la aceleración de los bloques será:

$$a_B = 32.54 \frac{m}{s^2}$$

Dado que conocemos ya la aceleración con la que los contrapesos se moverán se puede relacionar las fuerzas de ambos cuerpos para obtener los contrapesos necesarios.

$$T = \frac{m_T * a_A + F_{av}}{2 * \text{sen}\theta}$$

$$T - m_B * g = m_T * a_B$$

$$T = m_T * a_B + m_B * g$$

$$T = \frac{m_T * a_A + F_{av}}{2 * \text{sen}\theta} = m_T * a_B + m_B * g$$

$$\frac{m_T * a_A}{2 * \text{sen}\theta} - m_T * a_B = m_B * g - \frac{F_{av}}{2 * \text{sen}\theta}$$

$$m_T \left(\frac{a_A}{2 * \text{sen}\theta} - a_B \right) = m_B * g - \frac{F_{av}}{2 * \text{sen}\theta}$$

$$m_T (a_A - 2a_B * \text{sen}\theta) = (2m_B * g * \text{sen}\theta) - F_{av}$$

Sabemos que la masa total del sistema está dado por:

$$m_T = 2m_B + m_{av}$$

Con esto reemplazamos en la fórmula anterior:

$$(2m_B + m_{av})(a_A - 2a_B * \text{sen}\theta) = (2m_B * g * \text{sen}\theta) - F_{av}$$

$$2m_B a_A - 4a_B m_B * \text{sen}\theta + a_A m_{av} - 2a_B m_{av} * \text{sen}\theta = 2m_B * g * \text{sen}\theta - F_{av}$$

$$2m_B a_A - 4a_B m_B * \text{sen}\theta - 2m_B * g * \text{sen}\theta = 2a_B m_{av} * \text{sen}\theta - 2F_{av}$$

$$m_B (2a_A - 4a_B * \text{sen}\theta - 2g * \text{sen}\theta) = 2a_B m_{av} * \text{sen}\theta - 2F_{av}$$

$$m_B = \frac{(2a_B m_{av} * \text{sen}\theta - 2F_{av})}{(2a_A - 4a_B * \text{sen}\theta - 2g * \text{sen}\theta)}$$


$$\text{sen}\theta = \frac{S_A}{\sqrt{\left(\frac{d}{2}\right)^2 + S_A^2}}$$

Reemplazando valores se obtiene que la masa a utilizar será la siguiente:

$$m_B = 8.7 \text{ kg} \approx 9 \text{ kg}$$

Pruebas de Ángulo (Anexo B.)

Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Ángulo)

	Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Ángulo)		DESIGN NOTES 005
	Modelo del Avión: Piquero		
Design Notes por:	Felipe Morales	Fecha:	10/21/2011
Verificado por:	Ing. Diego Araujo	Fecha:	

Resumen:

Este plan de pruebas tiene como propósito general obtener datos que nos permitan observar y analizar la posible trayectoria y comportamiento del sistema incorporado en el avión del sistema general de recuperación del avión. Esta prueba preliminar determinará el comportamiento general del gancho en movimiento.

Documentos Adicionales Relacionados

Número Doc.	Descripción	Fecha	Autor

Revisiones

Revisiones	Descripción	Fecha	Autor

Índice de Contenidos

Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Comportamiento)	92
1. General	92
2. Metodología	92
2.1 Equipos y Materiales.....	93
2.2 Procedimiento	93
3. Análisis	94
3.1 Análisis 1	94
3.2 Análisis 2.....	95
4. Conclusiones	96

Tabla de Figuras.

Figura B- 1: Fotografías Pruebas de Comportamiento a 60 km/h	94
Figura B- 2: Diagrama de Cuerpo Libre (Análisis de Fuerzas).....	95

Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Ángulo)

1. General

El siguiente plan de pruebas tiene como propósito determinar la posible trayectoria y comportamiento del gancho en vuelo a una velocidad de 60 km/h. como requerimientos para el sistema en vuelo son los siguientes.

1. Peso del sistema en vuelo: 1 lb.
2. Sujeción en la estructura principal del avión

El plan de pruebas presentado en este documento tiene como objetivo obtener datos que nos permitan llegar a determinar con un gran nivel de certeza el tipo de trayectoria que tendrá el gancho cuando este se encuentre en vuelo en el avión Piquero y regresando a tierra para poder determinar el ángulo que tendrá con respecto a la horizontal del fuselaje del avión.

2. Metodología

Se necesita obtener el tipo de trayectoria que tendrá el gancho cuando este sujeto al avión y este se encuentre viajando a una velocidad de 60 km/h. Específicamente se necesita obtener el ángulo de inclinación con respecto a la horizontal del fuselaje del avión. Para esto se realizará la siguiente metodología.

2.1. Equipos y Materiales.

- Gancho.
- Cable de Acero.
- Sujetadores.
- Palo
- Automóvil
- Cámara de Video.
- Cámara Fotográfica.

2.2. Procedimiento

Los siguientes pasos muestran como se realizarán las pruebas para obtener los datos que se necesitan.

1. El un extremo del cable se lo amarrará a un palo para poder tener un lugar de soporte y poder sacarlo una distancia prudente para obtener mejores resultados.
2. El otro extremo irá amarrado al gancho en uno de sus extremos.
3. Se llevará el automóvil a una velocidad aproximada de 60 Km/h.
4. Se observará el posible ángulo al que viajará el gancho.
5. Se documentará las pruebas mediante fotografías y videos
6. Se repetirá varias veces el mismo procedimiento.

3. Análisis

3.1. Análisis 1

Como un primer análisis se realizarán videos de 30 segundos de duración aproximadamente que muestren el comportamiento del gancho a la velocidad aproximada de 60 km/h; además se tomarán fotografías para poder constatar de mejor manera el comportamiento.

A continuación se muestran varias ilustraciones con el comportamiento que tuvo el gancho con una velocidad de 60 km/h



Figura B- 1: Fotografías Pruebas de Comportamiento a 60 km/h

Como se puede observar en las ilustraciones el gancho tiene un comportamiento bastante similar en todos los casos, hay que recalcar que en cada uno de ellos se llegó a velocidades aproximadas de 60 km/h, por lo general variaba entre 60 y 70 km/h.

3.2. Análisis 2

En un segundo análisis se harán cálculos para obtener un dato teórico del ángulo que debería tener el gancho con los datos de velocidad y peso del primer prototipo del gancho.

Para esto se asume el siguiente diagrama.

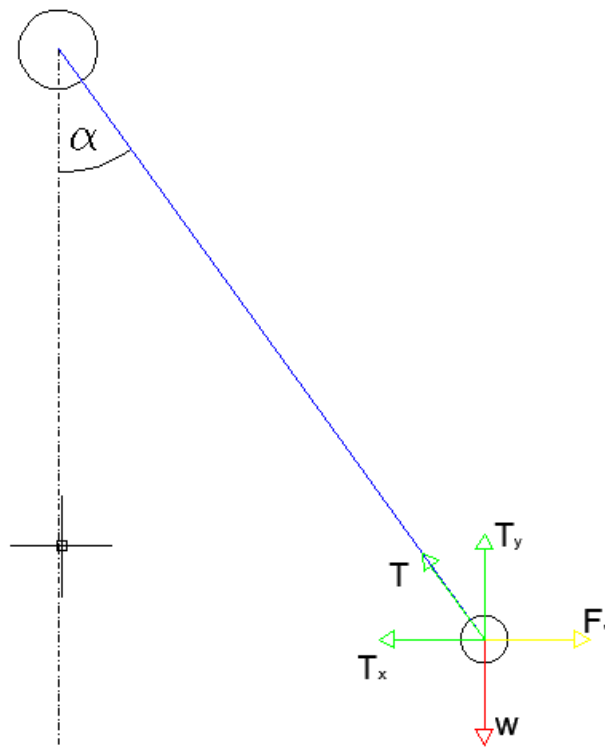


Figura B- 2: Diagrama de Cuerpo Libre (Análisis de Fuerzas)

$$\begin{aligned}
 W &= mg & V_o &= 0 \frac{km}{h} & t &= 5 \text{ seg} \\
 T_y &= T \cos \alpha & T_x &= T \sin \alpha \\
 F_v &= ma & V_f &= 60 \frac{km}{h} = 16.67 \frac{m}{s}
 \end{aligned}$$

Realizamos Sumatoria de fuerzas, para obtener de esta manera los posibles valores de las fuerzas ejercidas sobre el gancho, donde W es la fuerza por el peso del gancho en sí, F es la fuerza generada por la velocidad a la que viaja que es 60 km/h y T es la fuerza que se ejerce en el cable que está sujeto al gancho.

$$\begin{aligned}\sum F_y &= 0 & \sum F_x &= 0 \\ W &= T_y & F &= T_x \\ W &= T \cos \alpha & F &= T \sin \alpha \\ T &= \frac{W}{\cos \alpha} & F &= W \tan \alpha\end{aligned}$$

Después de hacer el análisis de fuerzas se despejará el ángulo α

$$\tan \alpha = \frac{W}{F} \quad a_{prom} = \frac{V_f - V_i}{t_f - t_i} = \frac{16,67 - 0}{5 - 0} = 3,334 \text{ m/s}^2$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{W}{F} \quad F = ma \quad W = mg$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{9,81 * m}{3,334 * m}$$


$$\alpha = 18,77^\circ$$

4. Conclusiones

Tras haber realizado las pruebas necesarias del comportamiento del gancho a una velocidad de 60 km/h, se puede constatar que este tiene un ángulo que oscila entre 20° y 30°

con respecto a la vertical, este dato es de gran utilidad ya que podemos así conocer con una mayor certeza como se va a comportar el gancho en vuelo. Con este dato podremos diseñar de mejor manera el sistema en tierra.

Pruebas de Funcionamiento (Anexo C.)

	Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Funcionamiento)		DESIGN NOTES 006
	Modelo del Avión:		Piquero
	Diseño de Notas por:	Felipe Morales	Fecha: 01/15/2012
	Verificado por:	Ing. Pedro Meneses	Fecha:

Resumen:
<p>Este plan de pruebas tiene como propósito general observar y analizar si la propuesta de diseño implementado funciona y a través de esto verificar la confiabilidad del sistema de recuperación diseñado, además de un posterior análisis para poder mejorar el diseño de todo el sistema.</p>

Documentos Adicionales Relacionados

Número Doc.	Descripción	Fecha	Autor

Revisiones

Revisiones	Descripción	Fecha	Autor
A	Primer informe	01/30/12	FM

Índice de Contenidos

Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Confiabilidad y Resistencia).....	101
1. General	101
2. Metodología	102
2.1 Equipos y Materiales.....	102
2.2 Procedimiento.....	103
3. Análisis	103
3.1 Análisis 1	104
3.2 Análisis 2.....	106
4. Conclusiones	109

Índice de Tablas

Tabla C- 1: Resultados Prueba	109
-------------------------------------	-----

Índice de Figuras.

Figura C- 1: Estructura en Tierra Ensamblada	104
Figura C- 2: Prototipo I.....	105
Figura C- 3: Gancho Prototipo II.....	106
Figura C- 4: Prototipo II Construido.....	106
Figura C- 5: Resultados Exitosos de las Pruebas.....	107
Figura C- 6: Gancho enredado.....	108

Abreviaciones y Términos de Ecuaciones.

Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Confiabledad y Resistencia)

1. General

El propósito del siguiente plan de pruebas es determinar y verificar si la idea propuesta para recuperar el avión Piquero funciona. De la misma manera se pretende analizar el sistema para poder mejorar los diseños y realizar un último diseño ya más detallado. Para este caso no es primordial lograr las mismas condiciones de vuelo ni de carga; estas se las realizará en una etapa final de diseño. Como requisitos técnicos son los siguientes:

1. Peso del sistema en vuelo: 1 lb.
2. Sujeción en la estructura principal del avión.
3. Velocidad de desaceleración: 60 km/h.
4. Evitar colisiones del avión en tierra y cualquier estructura en tierra.
5. Desaceleración máxima de 4G.
6. Carga Crítica de 25 kg.

Con el plan de pruebas presentado en este documento se procurará tener condiciones similares a los requisitos 1, 5 y 6; pero más allá de eso se procurará conocer si la idea soluciona el problema y si lo hace como se lo puede mejorar, dando paso a la etapa final del diseño, donde se realizará.

2. Metodología

En la siguiente prueba se necesitará simular un viaje de 60 km/h con el peso crítico de diseño de 25 kg; con este peso lograremos verificar si el gancho diseñado y la estructura en tierra resisten las fuerzas de impacto y de desaceleración a las cuales serán sometidas en el momento de la recuperación del avión Piquero.

Para poder realizar esto se usará un sistema de cables con una pendiente, un sistema parecido a una tarabita. De esta manera desde el punto más alto se soltará un peso sujeto a una polea y por medio de gravedad y del ángulo de inclinación se logrará simular el viaje de los 60km/h y la fuerza de desaceleración de 4G.

2.1. Equipos y Materiales

- Gancho.
- Cable de Acero.
- Sujetadores.
- Mosquetones.
- Pesas.
- Cámara de Video.
- Cámara Fotográfica.
- Perfiles huecos rectangulares de aluminio.
- Pernos.
- Arandelas.
- Platinas.
- Poleas.

2.2. Procedimiento

Los siguientes pasos muestran como se realizará la configuración de los materiales y las pruebas para obtener los datos que se necesitan.

1. Sujetar un extremo del cable en la posición más alta de la pared
2. Colocar el otro extremo del cable en una posición más baja para dar una pendiente.
3. Colocar la polea en el cable.
4. Amarrar el peso necesario a la polea para realizar las pruebas.
5. Armar la estructura en tierra según los planos de diseño realizados.

3. Análisis

Para poder realizar el análisis debido se debe preparar la prueba como un primer paso, el cual se basa en el ensamblaje del lugar de pruebas. Esta consiste de un sistema de cables con polea para simular la velocidad de aterrizaje del avión, además de la estructura en tierra donde se enganchará el gancho para poder detener el avión, en este caso el peso sujeto.

El análisis de la siguiente prueba pretenderá examinar si el sistema funciona adecuadamente o no, se buscará fallas, se llevará un registro de los resultados para un posterior diagnóstico u observaciones de todo el sistema de recuperación.

La figura C-1 nos muestra el primer prototipo de la estructura diseñada para las pruebas de confiabilidad y resistencia del gancho. Esta se encuentra construida en perfiles huecos rectangulares de Aluminio 6061 ya que nos permite tener un peso liviano, de fácil manejo y manipulación, además que cumple con los requisitos de resistencia debido a sus propiedades mecánicas.



Figura C- 1: Estructura en Tierra Ensamblada

3.1. Análisis 1

Un primer análisis se hará con un prototipo de gancho diferente, el cual se basa en el diseño realizado por los estudiantes de la clase de Diseño Mecánico de la Universidad San Francisco de Quito (Leónidas Burgos, Gustavo Mirando, Ángel Moreta, Julio Obando, Nelson Calvache)



Figura C- 2: Prototipo I

La figura C-2 muestra ya el prototipo I construido y con el cual se realizaron algunas pruebas para observar si funcionaba o no, se realizaron cinco intentos en donde se observó que el sistema propuesto de diseño funciona, es decir, la estructura detiene el peso viajando a una velocidad aproximada de 40 km/h; por otra parte también se pudo observar que el gancho si cumple con su función aunque con algunas observaciones como las siguientes:

- Las patas de acero que debían funcionar como enganche no cumplieron con su función.
- Las patas de acero se doblaban para los lados, no eran de acero de resorte lo cual no permitió su adecuado funcionamiento.
- De los cinco intentos realizados, el primero falló ya que el gancho nunca llegó a hacer contacto con el cable colocado en la estructura en tierra.

3.2. Análisis 2

Para un segundo análisis se utilizará la misma estructura de la figura C-1, pero se usará un segundo diseño del gancho el cual se lo puede observar en la figura C-3 y en la figura C-4.

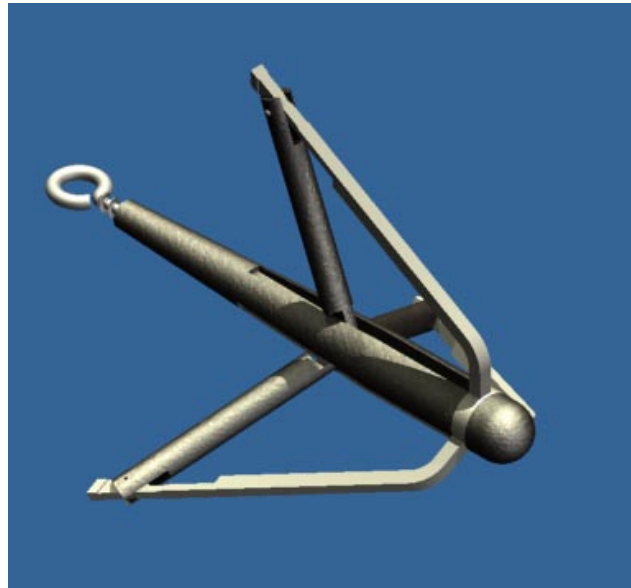


Figura C- 3: Gancho Prototipo II



Figura C- 4: Prototipo II Construido.

En esta prueba se modificó el sistema de traslado, es decir, el cable extendido del un techo al otro. El extremo colocado en el techo más alto se lo dejo en el mismo lugar, pero al

otro extremo se lo sujeto a un punto más bajo ganando así altura lo que se transforma en una mayor pendiente, por tanto mayor velocidad. Además el cable se lo tenso de mejor manera para tenerlo lo más recto posible y evitar que tienda a flexionarse como en las primeras pruebas con el prototipo I del gancho.

Una vez hecho las modificaciones en el sistema de traslado se procedió a realizar las pruebas necesarias para ver como se comportaba este gancho. Para esto se conecto el mismo peso que la prueba anterior y se sujeto el gancho al mismo, con la diferencia que esta vez se utilizo un cable más largo. Una vez hecho esto se procedió a realizar las pruebas.

Se muestra a continuación la documentación obtenida de las pruebas realizadas.



Figura C- 5: Resultados Exitosos de las Pruebas

La figura C-5 muestra algunos resultados de las pruebas en donde se puede apreciar que el gancho cumplió con su función como se esperaba o se quería, es decir, detuvo el peso sujeto enganchándose al cable de la estructura en tierra. Por otro lado también existieron pruebas en las que se detuvo el peso, pero el gancho no enganchó con ninguno de los cables de la estructura más bien se enredó en ellos como se puede observar en la figura C-6.



Figura C- 6: Gancho enredado.

Se hizo un seguimiento del número de pruebas realizadas donde se tiene un registro de los resultados y de las observaciones hechas en cada una de las pruebas. Estas se las puede observar en la tabla 3-1.

Pruebas de Funcionamiento

Prueba No	Resultado	Observaciones
1	Negativo	Fallo al momento de enganchar, cable utilizado muy corto
2	Positivo	Detuvo el peso; enganchándose en el cable. 2 patas enganchadas
3	Positivo	Detuvo el peso; enganchándose en el cable. 2 patas enganchadas
4	Positivo	Detuvo el peso; no se engancho en el cable. Se enredo el gancho en el cable.
5	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
6	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
7	Positivo	Detuvo el peso; no se engancho en el cable. Se enredo el gancho en el cable.
8	Positivo	Detuvo el peso; no se engancho en el cable. Se enredo el gancho en el cable.
9	Negativo	Fallo el momento de enganchar, el gancho reboto con el cable de la estructura y sobrepaso la estructura sin enganchar
10	Positivo	Detuvo el peso; Si engancho en el cable

Tabla C- 1: Resultados Prueba


4. Conclusiones

Tras haber finalizado estas pruebas para verificar si todo el sistema de recuperación del avión funciona, se puede llegar a la conclusión de que el concepto propuesto para detener al avión Piquero funciona. Por otra parte se realizó varias observaciones acerca de cómo funciona todo el sistema y como se lo puede mejorar como son las siguientes:

- El ángulo de apertura de las patas se puede agrandar para obtener una mejor confiabilidad y abarcar más área para el enganche.
- Mejorar la sujeción de la pata móvil o gozne.
- Alivianar el peso del gancho, aunque este se encontraba por debajo del peso máximo establecido ya que tenía un peso de 0.8 lb o 362,87 gr.
- Se encontró que tiene golpes entre el cable de la estructura y el cable del gancho, se debe ver como se puede eliminar esto.

- El modo de sujeción entre el gancho y el cable se lo debe mejorar ya que el grillete que se utiliza interfiere al momento del enganche ya que se traba con el cable de la estructura.

Pruebas de Confiabilidad. (Anexo D.)

	Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Confiabilidad y Resistencia.)		DESIGN NOTES 007
	Modelo del Avión: Piquero		
Diseño de Notas por:	Felipe Morales	Fecha:	26/03/2012
Verificado por:	Ing. Pedro Meneses	Fecha:	

Resumen:
<p>El propósito del siguiente plan de pruebas es analizar si el diseño del sistema de recuperación del avión cumple con los requisitos de diseño de confiabilidad, resistencia, y otros.</p>

Documentos Adicionales Relacionados

Número Doc.	Descripción	Fecha	Autor

Revisiones

Revisiones	Descripción	Fecha	Autor
A	Primer informe	26/03/12	FM

Índice de Contenidos

Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Confiabilidad y Resistencia).....	114
1. General	114
2. Metodología.....	114
2.1 Equipos y Materiales.....	115
2.2 Procedimiento.....	115
3. Análisis	116
3.1 Análisis 1.....	117
3.2 Análisis 2.....	119
4. Conclusiones.....	124

Índice de Tablas

Tabla D- 1: Tabla de Resultados Prueba de Confiabilidad.....	123
--	-----

Índice de Figuras.

Figura D- 1: Estructura en Tierra Ensamblada.....	117
Figura D- 2: Gancho Prototipo Final I (GPF)	117
Figura D- 3: Daño GPF (Falla en el punto de Soldadura).....	118
Figura D- 4: Daño 2 GPF (Rotura en el punto de soldadura).....	119
Figura D- 5: Gancho prototipo Final (GPF).....	119
Figura D- 6: Resultados Exitosos (Enganches).....	123
Figura D- 7: Resultados Exitosos (Enredos.).....	124

Plan de Pruebas Sistema de Recuperación (Confiabilidad y Resistencia).

1. General

El siguiente plan de pruebas tiene como propósito determinar la confiabilidad y resistencia del prototipo final del sistema de recuperación para el avión Piquero. En esta prueba se requerirá que el prototipo final cumpla con los siguientes requisitos.

1. Peso máximo del sistema en vuelo: 1 lb.
2. Desaceleración máxima de 4G.
3. Carga Crítica de 25 kg.
4. Fuerza de impacto: 981 N.
5. Confiabilidad: 99%.

Con el plan de pruebas presentado en este documento se procurará tener condiciones similares y cumplir con todos los requisitos numerados anteriormente.

2. Metodología.

Para la siguiente prueba se deberá simular condiciones de diseño, es decir, los requerimientos enumerados anteriormente. Principalmente que tenga una fuerza de 1200 N y una fuerza de desaceleración de 4G. Así se podrá verificar si el gancho diseñado y la estructura en tierra resisten las fuerzas de impacto y de desaceleración a las cuales serán sometidas en el momento de la recuperación del avión Piquero.

Igual que en la prueba de funcionamiento realizada se usará el sistema de cables descrito en ella. Se realizará los cálculos necesarios para verificar la fuerza de impacto que tiene, y la desaceleración a la que será sometido el sistema.

2.1. Equipos y Materiales.

- Gancho.
- Cable de Acero.
- Sujetadores.
- Mosquetones.
- Pesas.
- Cámara de Video.
- Cámara Fotográfica.
- Perfiles huecos rectangulares de aluminio.
- Pernos.
- Arandelas.
- Platinas.
- Poleas.

2.2. Procedimiento

Los siguientes pasos muestran como se realizará la configuración de los materiales y las pruebas para obtener los datos que se necesitan.

1. Sujetar un extremo del cable en la posición más alta de la pared
2. Colocar el otro extremo del cable en una posición más baja para dar una pendiente.
3. Colocar la polea en el cable.
4. Amarrar el peso necesario a la polea para realizar las pruebas.
5. Armar la estructura en tierra según los planos de diseño realizados.

3. Análisis

El análisis de la siguiente prueba pretenderá examinar si el sistema funciona adecuadamente o no, se buscará obtener un porcentaje de confiabilidad, se analizará fallas y se llevará un registro de los resultados para un posterior diagnóstico u observaciones de todo el sistema de recuperación, además de esto se obtendrá un porcentaje de aciertos y de fallos para obtener la confiabilidad estimada del sistema.

Para el análisis se utilizará el mismo sistema de cables con polea y sistema en tierra utilizados para la prueba descrita en el Anexo E.

La fotografía F-1 nos muestra el prototipo de la estructura en tierra diseñada para las pruebas de confiabilidad y resistencia del gancho. Esta se encuentra construida en perfiles huecos rectangulares de Aluminio 6061 ya que nos permite tener un peso liviano, de fácil manejo y manipulación, además que cumple con los requisitos para la prueba a realizarse debido a sus propiedades mecánicas.



Figura D- 1: Estructura en Tierra Ensamblada.

3.1. Análisis 1

Para este primer análisis se realizó con un gancho construido enteramente de aluminio, el cual se puede observar en la figura D-2.



Figura D- 2: Gancho Prototipo Final I (GPF)

Con este prototipo se empezó a realizar las pruebas y tras pocos intentos, aunque exitosos, se observó varios inconvenientes con el mismo, específicamente con las patas fijas del mismo así como su punto de soldadura en el anillo. En las patas fijas se empezó a observar una gran ductilidad de las mismas, es decir, cada vez que el gancho impactaba estas empezaban a aumentar su ángulo mucho más de lo permitido, es decir, proporcionaban una apertura muy grande, la cual eliminaba el contacto del gozne con el cono estructural principal. Al final, en la última prueba, que no fue exitosa, el gancho impacto con una pared y una de sus patas fijas se dobló internamente y se pudo observar daños y rajaduras en el punto de soldadura como se puede observar en la figura D-3. A esta se la sometió a una fuerza muy pequeña que no se la considera dada su magnitud y el punto de soldadura no resistió y terminó rompiéndose como se puede observar en la figura D-4.



Figura D- 3: Daño GPF (Falla en el punto de Soldadura).



Figura D- 4: Daño 2 GPF (Rotura en el punto de soldadura)

Tras haber obtenido estos resultados se tuvo que hacer un cambio mínimo en el diseño y con el cual se inició el siguiente análisis.

3.2. Análisis 2

Para este segundo análisis se modificó al diseño anterior los componentes del anillo así como de las patas fijas. En primer lugar se cambió el material de aluminio a un acero A36 para brindarle mayor rigidez y soporte; segundo se cambió el perfil de la pata fija de un circular a un cuadrado. En la figura D-5 se puede observar el diseño final para este análisis.

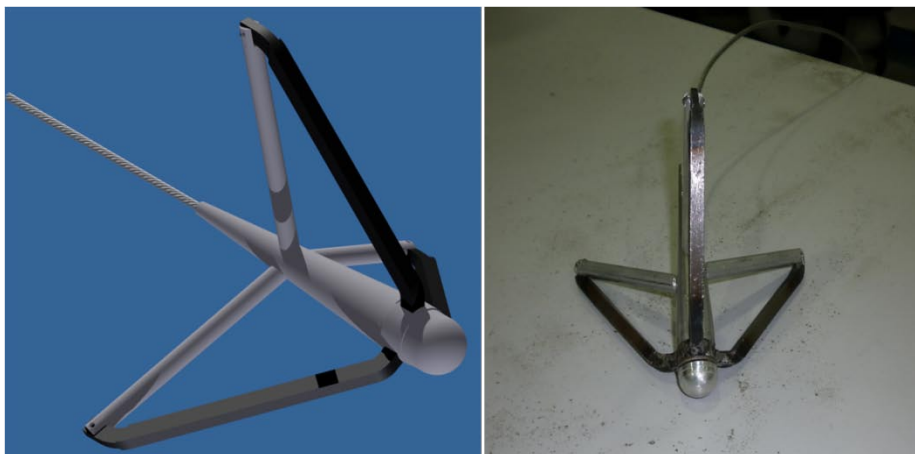


Figura D- 5: Gancho prototipo Final (GPF)

Una vez hechos los cambios mencionados anteriormente y construido el gancho se procedió a realizar las pruebas de confiabilidad. Es decir, cuantas veces enganchará y cuantas veces fallará. El resultado de estas pruebas se puede observar en la tabla D-1.

Pruebas de Confiabilidad y Resistencia finales.

Prueba No	Acierto Total	Enganche	Enredo	Resultado	Observaciones
1	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
2	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
3	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
4	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
5	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
6	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
7	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
8	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
9	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
10	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
11	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
12	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
13	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
14	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
15	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
16	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
17	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
18	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
19	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
20	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
21	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
22	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
23	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
24	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
25	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
26	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
27	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
28	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
29	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo

30	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
31	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
32	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
33	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
34	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
35	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
36	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
37	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
38	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
39	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
40	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
41	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
42	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
43	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
44	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
45	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
46	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
47	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
48	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
49	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
50	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
51	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
52	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
53	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
54	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
55	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
56	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
57	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
58	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
59	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
60	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
61	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
62	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
63	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la

					estructura
64	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
65	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
66	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
67	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
68	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
69	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
70	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
71	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
72	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
73	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
74	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
75	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
76	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
77	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
78	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
79	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
80	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
81	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
82	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
83	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
84	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
85	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
86	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
87	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
88	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
89	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
90	0	0	0	Negativo	Fallo, el gancho reboto con el cable de la estructura
91	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
92	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
93	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
94	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
95	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
96	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo
97	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
98	1	0	1	Positivo	Detuvo el peso, Enredo

99	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable
100	1	1	0	Positivo	Detuvo el peso; si engancho en el cable

Porcentaje Fallos:	15.00%
Confiabilidad:	85.00%
% Enganches:	49.00%
% Enredos:	36.00%

Tabla D- 1: Tabla de Resultados Prueba de Confiabilidad.

Como se puede observar se tiene un porcentaje de confiabilidad del 85%, el cual, aunque sea alto, no es lo suficientemente alto para cumplir con el requerimiento de diseño establecido. Dicho porcentaje de confiabilidad viene dado por las veces que se enganchó más las veces que se enredó el gancho, pero que de igual manera detuvo el peso satisfactoriamente. En la figura D-6 se puede observar algunos de los resultados exitosos de enganches en las pruebas y en la figura D-7 se puede observar resultados exitosos de enredos en las pruebas.



Figura D- 6: Resultados Exitosos (Enganches).



Figura D- 7: Resultados Exitosos (Enredos.)

Para poder comprobar si el gancho resiste o no al impacto se sujeto el gancho del extremo de sus patas fijas y del cable se sujetaron pesas hasta llegar a los 120 kilos, y así se pudo constatar que todos los componentes del gancho resisten los 1200 N que es la fuerza con la cual se ha diseñado todo el sistema; además esta fuerza ya brinda un factor de seguridad para la fuerza real que estará sometido que es 981 N.

4. Conclusiones

Tras haber finalizado estas pruebas para verificar la confiabilidad y resistencia, se puede llegar a las siguientes conclusiones:

- El sistema tiene una confiabilidad del 85%. Esta confiabilidad no cumple con el requisito de diseño de obtener una confiabilidad del 99%.
- El diseño cumple con una desaceleración de 4G's
- Hay que procurar tener una buena alineación de las patas fijas, es decir, que estas no se encuentren inclinadas, de tal manera que cambie el ángulo entre cada pata o que no se encuentre perpendicular al cono estructural principal.
- Soporta la fuerza de impacto de diseño, es decir, los 1200 N.
- Detiene la carga crítica de 25 kg.
- El peso del sistema incorporado en el avión es menor al máximo de 1 lb.

Plan de Mantenimiento (Anexo E)

Para el mantenimiento de ambos sistemas (Sistema incorporado en el Avión y Sistema en Tierra). Se realizarán las siguientes tareas:

Tareas de Mantenimiento

Acción	Código
Inspección	I
Cambio	Cm
Ajuste	Aj
Lubricación	Lb
Limpieza	Li
Galvanizar en Frío	G

Tabla E- 1: Acciones a realizar en el mantenimiento.

El plan de mantenimiento a seguir para todo el sistema de recuperación será el siguiente:

Plan de Mantenimiento.							
	Parte	Código	Cant.	Ciclos			
				25	50	75	100
				Sistema Incorporado en el Avión GPF	Cono Estructural Superior	GPF_CstrSup2	1
Cono Estructural Inferior	GPF2_Cstr	1			Aj		Aj
Componente Fijo	GPF_EnsPts	1			I,G		I,G
Componente Móvil	GPF_Gzn	3	I		I	I,Aj	I
Resorte	GPF_ReCmp	3	I		Cm	I	Cm
Cable.	GPF_cable	1	I		Cm	I	Cm

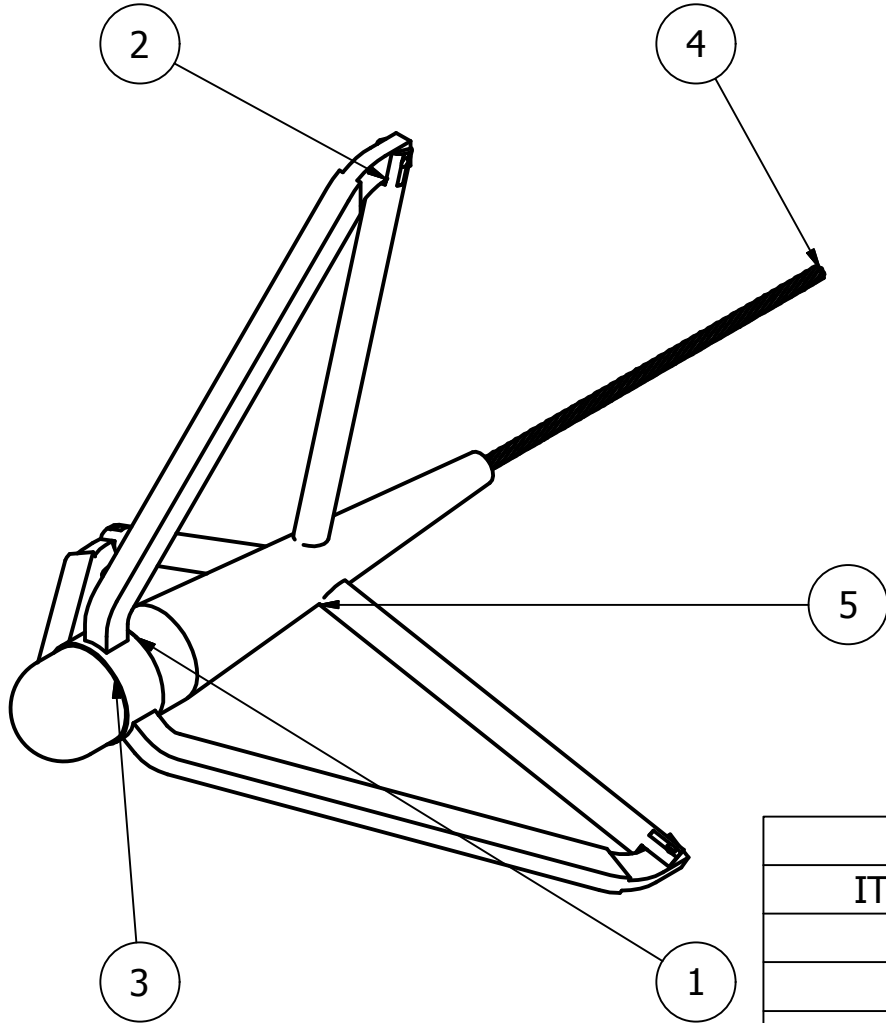
Tabla E- 2: Plan de Mantenimiento Sistema Incorporado en el Avión.

Plan de Mantenimiento.							
	Parte	Código	Cant	Ciclos			
				500	1000	1500	2000
				Sistema en Tierra (StrT)	Pernos		n
Tuercas		n	Li		Aj		Aj
Sistema de Poleas	StrT_EnsPol	10	I		Li		
Contrapesos	StrT_CoP	4			I		I
Juntas		12	I, Li			I, Li	
Cables.	StrT_Cab	5				Cm	

Tabla E- 3: Plan de Mantenimiento Sistema en Tierra.

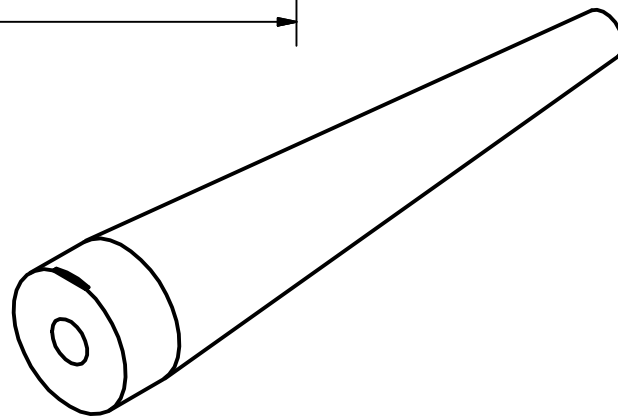
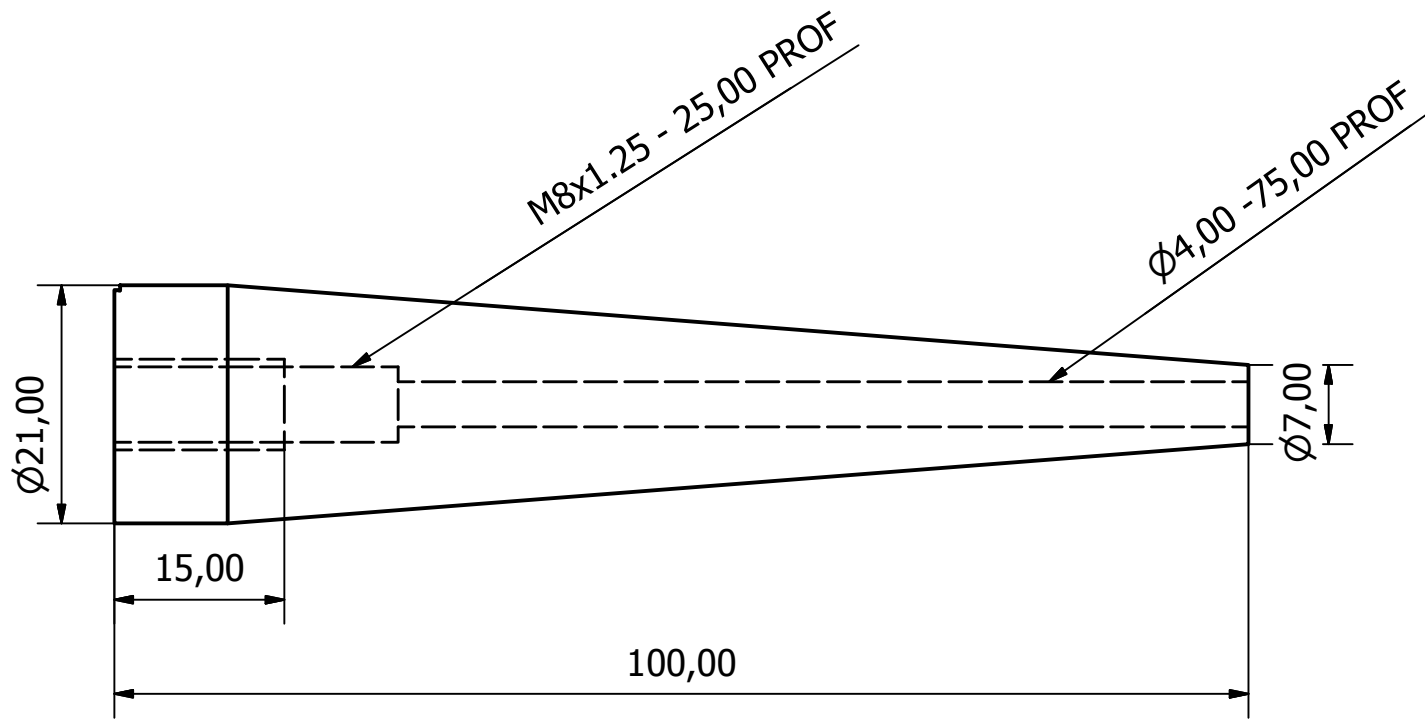
Planos de Diseño SIRAP (Anexo F)

GPF

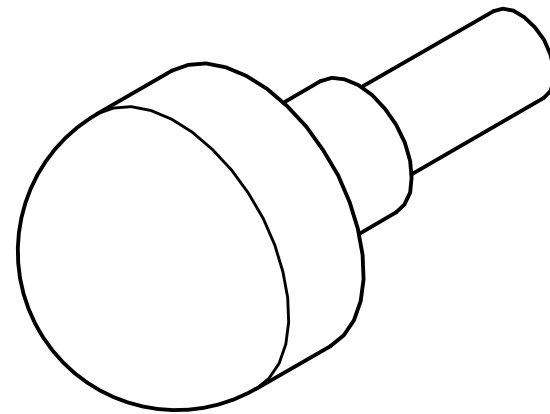
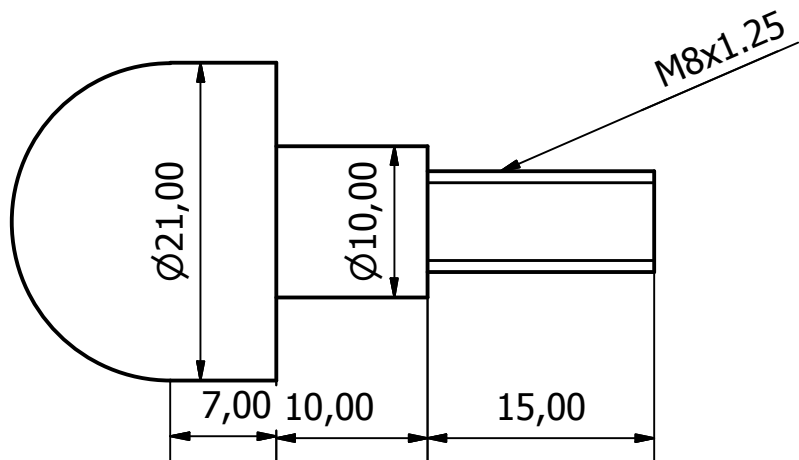


LISTA DE PARTES			
ITEM	CANT	NUM PARTE	MATERIAL
1	1	GPF2_Cstr	Aluminio 6061
2	1	GPF_EnsPts	
3	1	GPF_CstrSup2	Aluminio 6061
4	1	GPF_cable	Acero Galvanizado
5	3	GPF_EnsGzn	

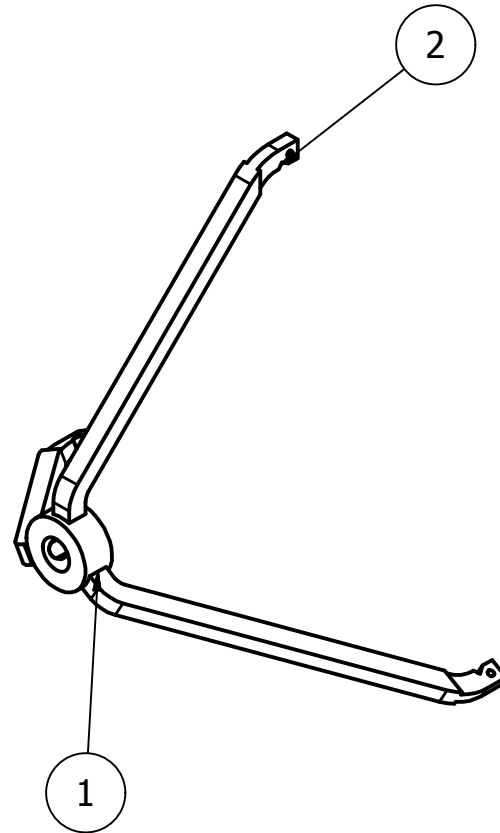
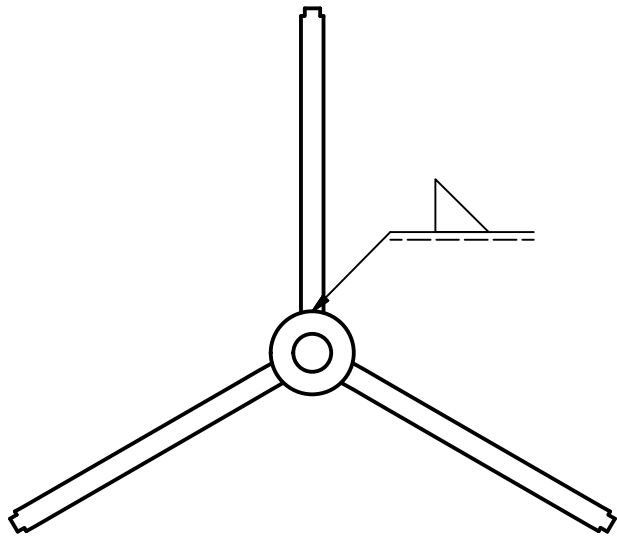
Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 3/5/2012
USFQ		Ensamblaje Gancho Prototipo Final	
		GPF_EnsGF-1	Edition Hoja 1 / 1



Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 3/6/2012
Universidad San Francisco de Quito		Cono Principal Inferior	
		GPF2_Cstr	Hoja 1 / 1

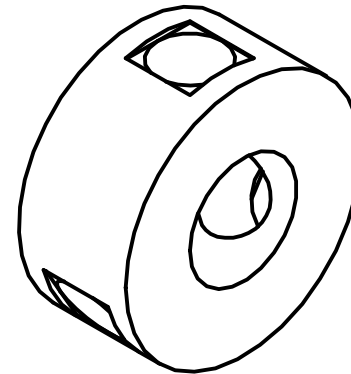
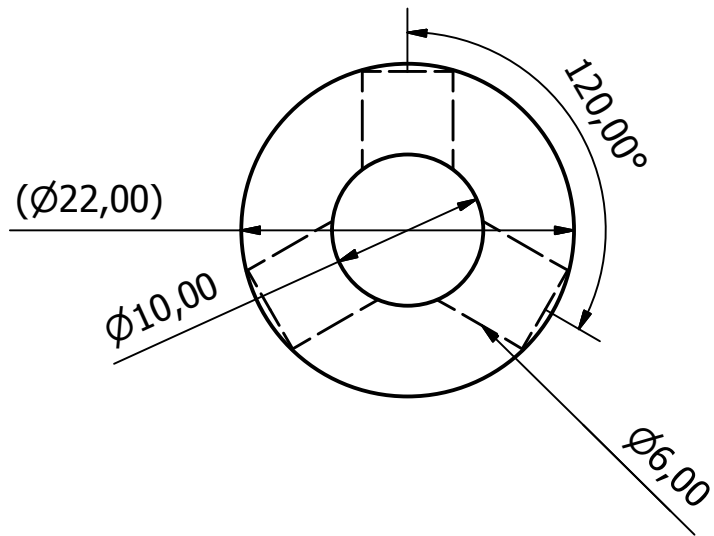


Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 3/6/2012
Universidad San Francisco de Quito	Cono Principal Superior		
	GPF_CstrSup	Edition	Hoja 1 / 1

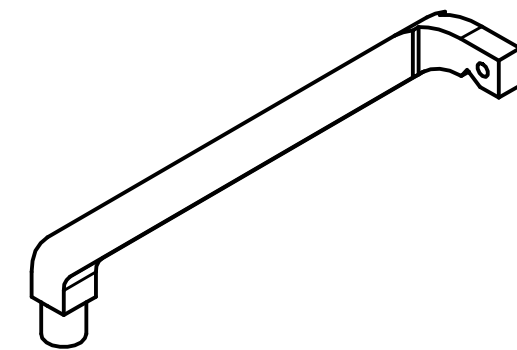
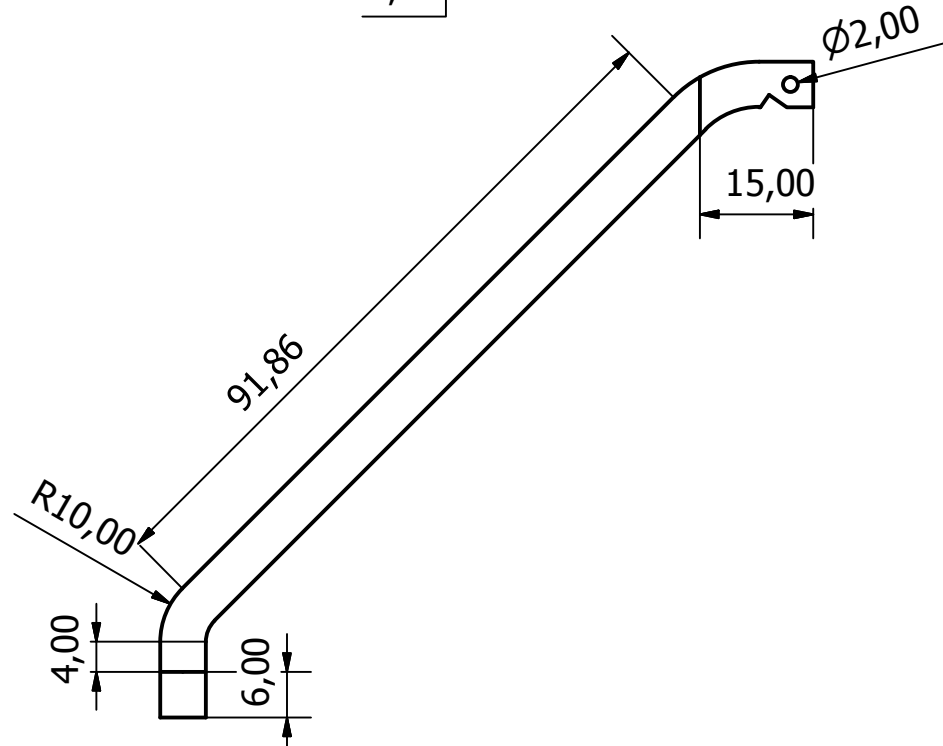
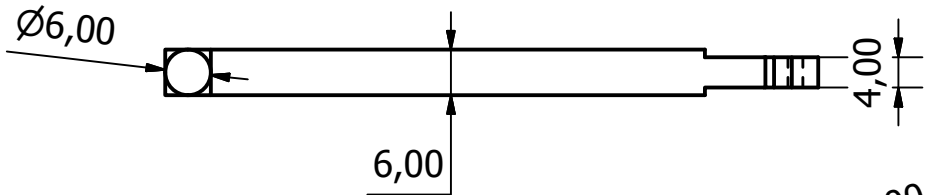


Lista de Partes			
ITEM.	CANT.	PART NUM.	MATERIAL.
1	1	GPF_An	Acero A36
2	3	GPF_PF	Acero A36

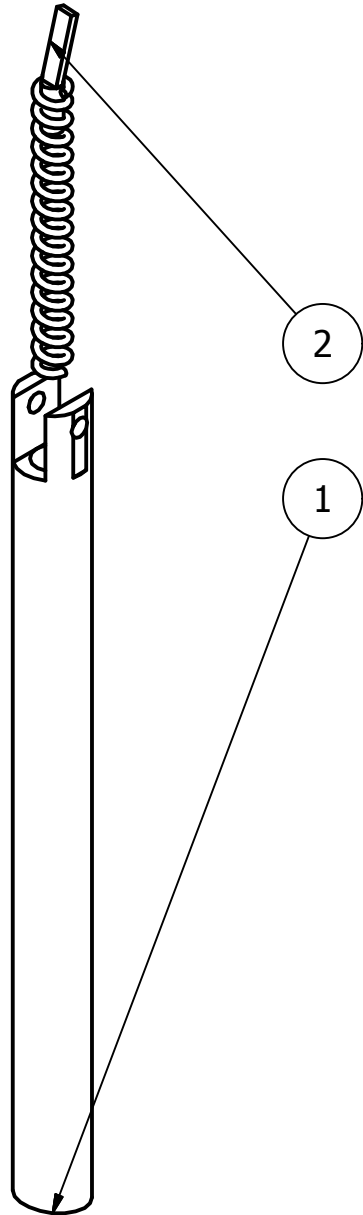
Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 5/1/2012
Universidad San Francisco de Quito.		Ensamblaje Componente Fijo	
		GPF_EnsPts	Edition Hoja 1 / 1



Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 3/12/2012	
Universidad San Francisco de Quito		Anillo de Sujeción		
		GPF_An	Edition	Hoja 1 / 1



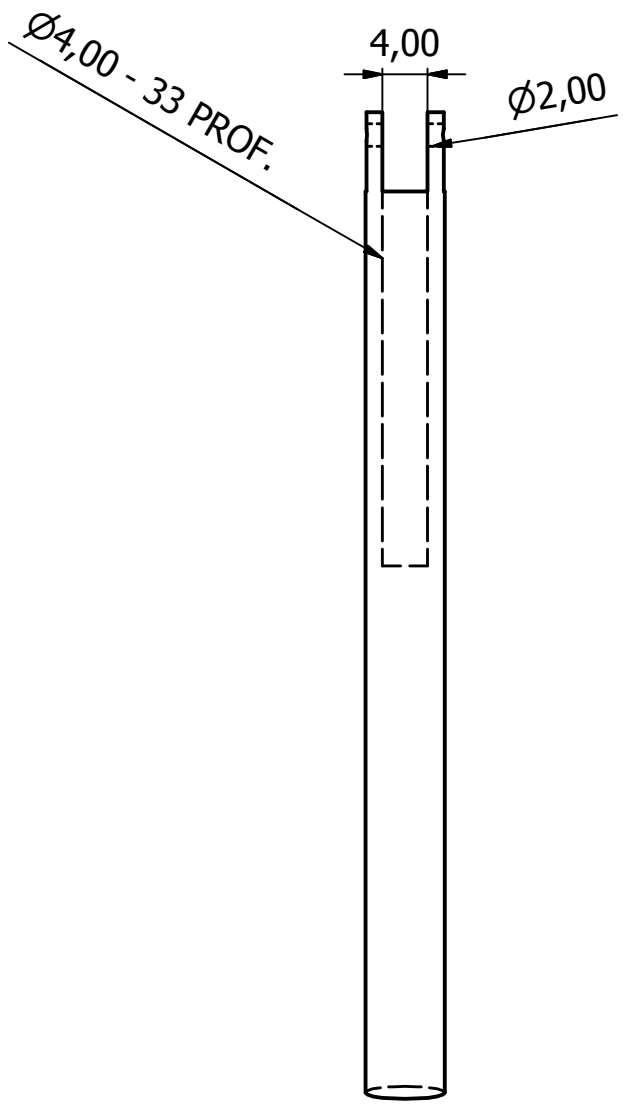
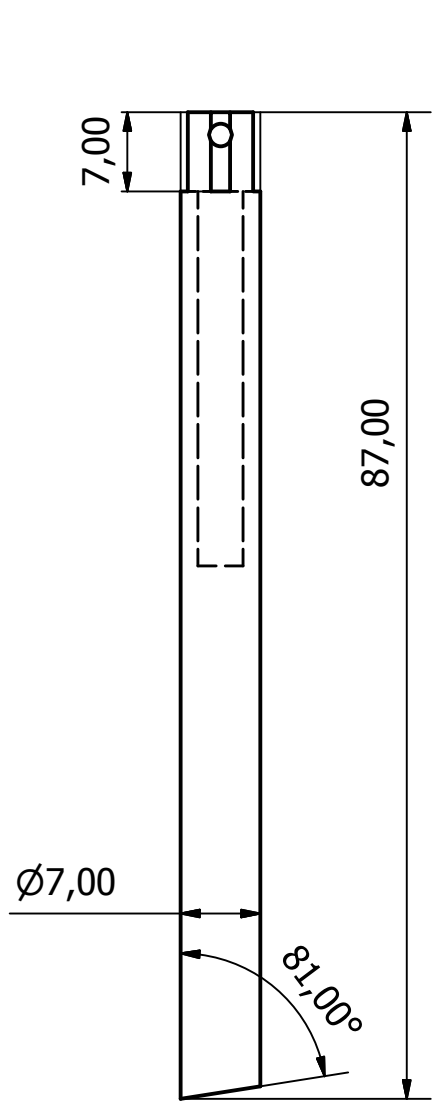
Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 3/5/2012
Universidad San Francisco de Quito		Pieza Fija	
		GPF_PF	Edition Hoja 1 / 1



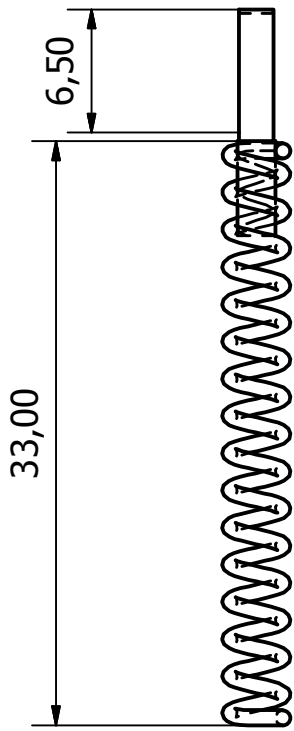
LISTA DE PARTES			
ITEM	CANT	NUM PARTE	MATERIAL
1	1	GPF_Gzn	Aluminio 6061
2	1	GPF_ReCmp	Acero de Resorte

Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 3/5/2012
--------------------------------	-------------------------------	-------------------	-------------------

USFQ	Ensamblaje Gozne		
	GPF_EnsGzn	Edition	Hoja 1 / 1

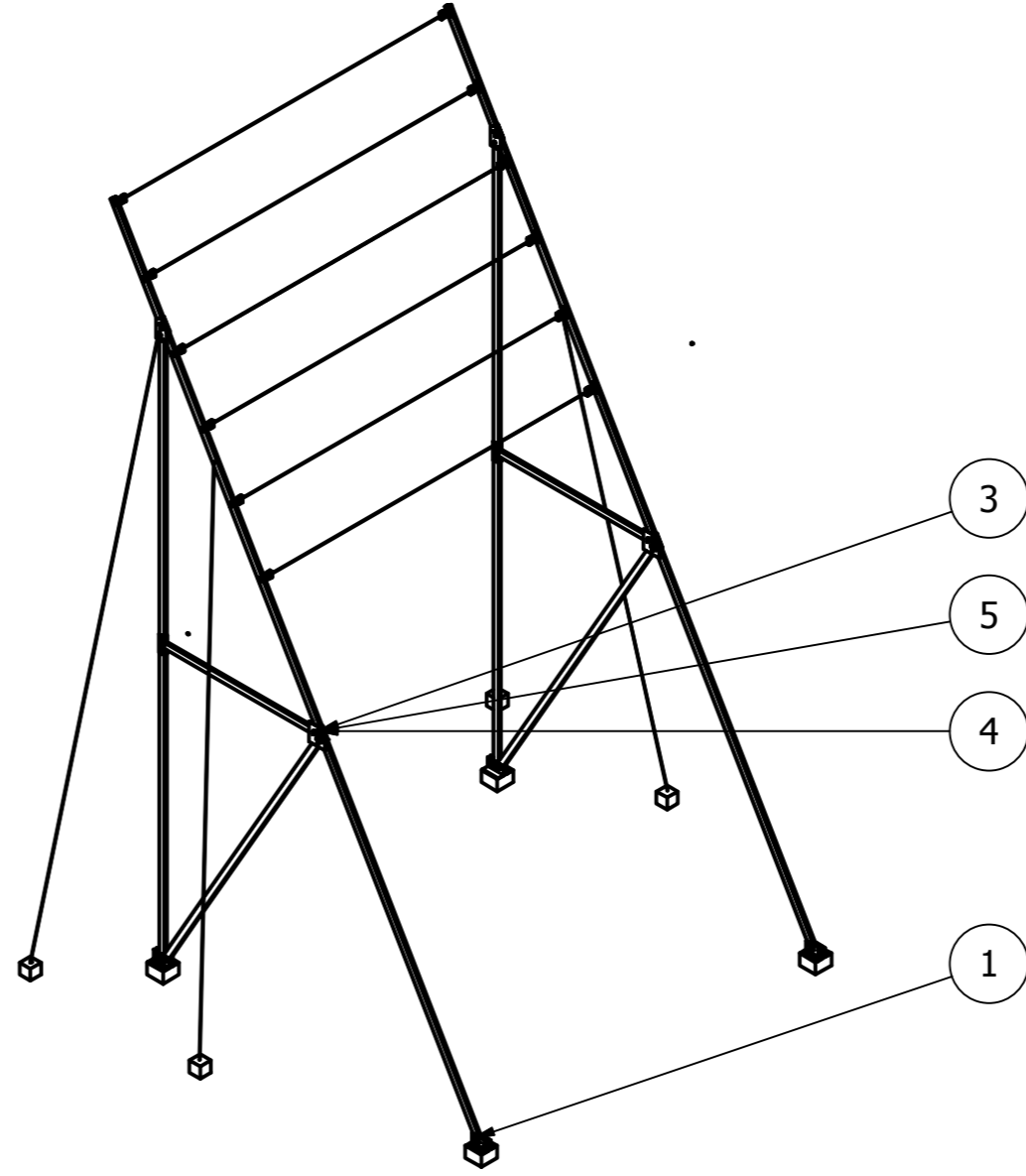
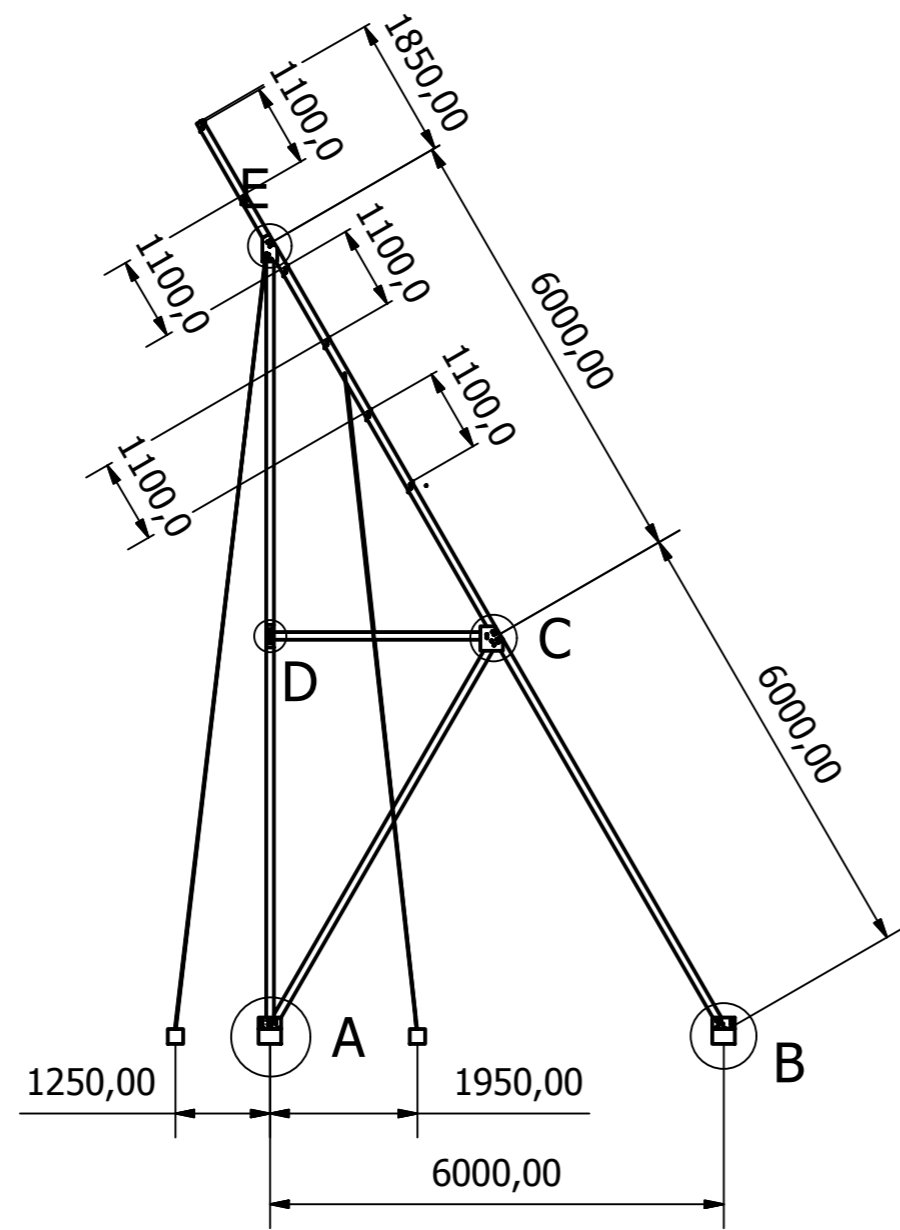
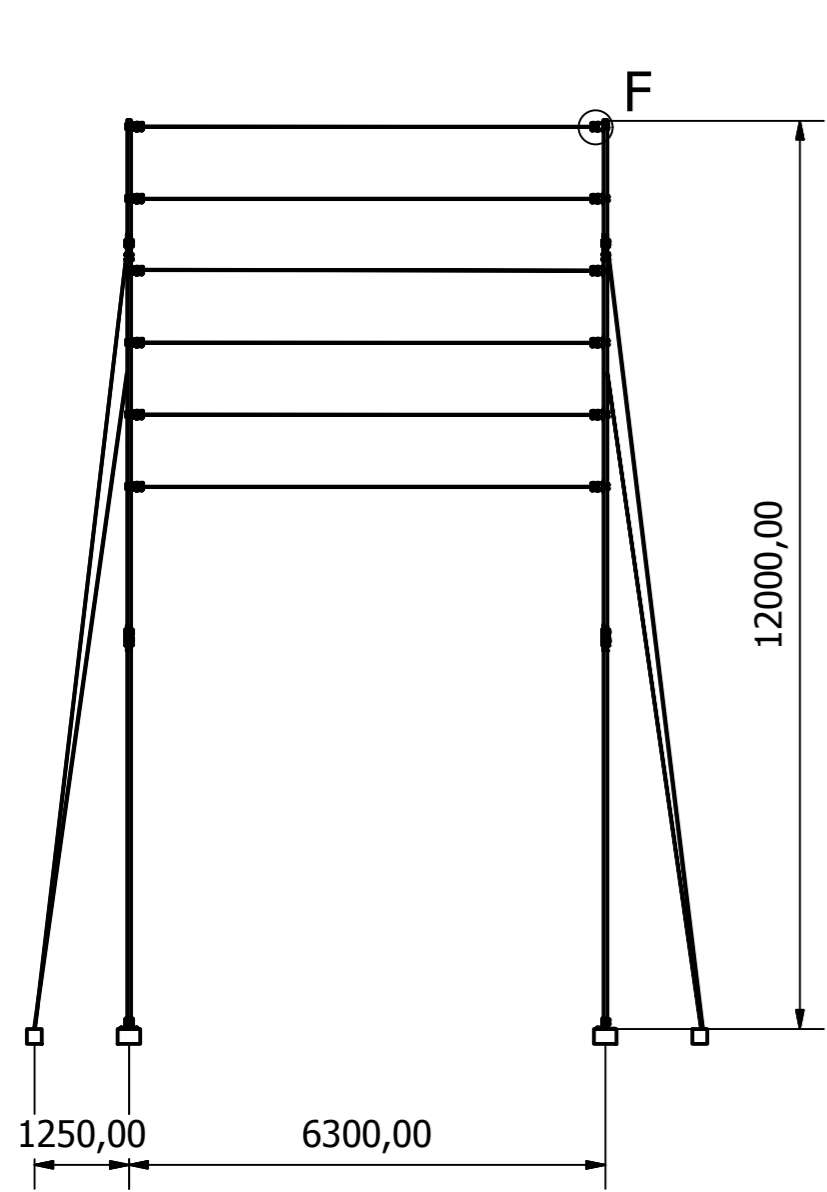


Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 3/5/2012
Universidad San Francisco de Quito.	Pieza Movil/Gozne		
	GPF_Gzn	Edition	Hoja 1 / 1



Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 5/1/2012	
Universidad San Francisco de Quito		Resorte.		
		GPF_ReCmp	Edition	Hoja 1 / 1

StrT



Unión base trasera

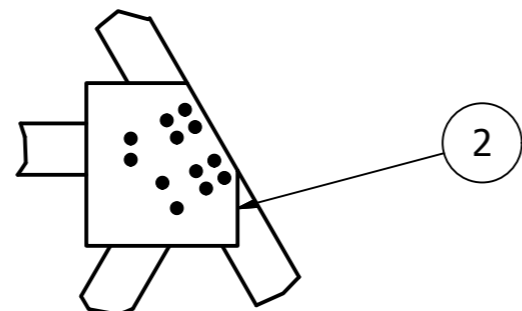
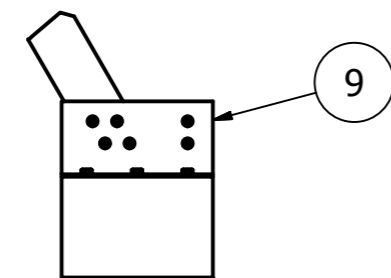
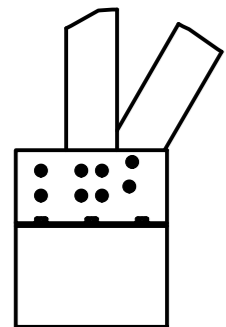
Unión base delantera

Placa de unión StrT_PlUn

A (1:15)

B (1:15)

C (1 : 15)



Placa de unión StrT_PltT

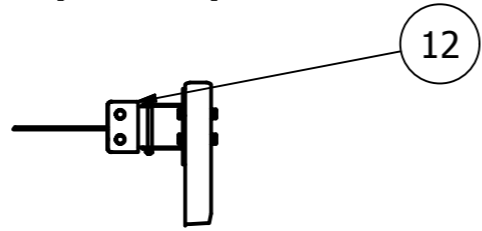
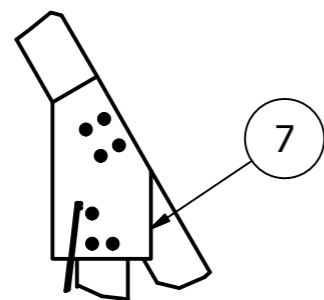
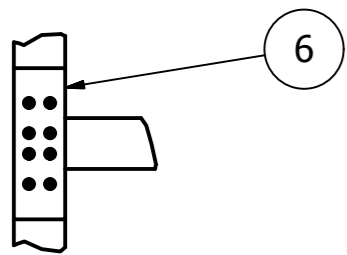
Placa unión StrT_Plt

Ensamblaje Poleas

D (1:15)

E (1:15)

F (1:15)

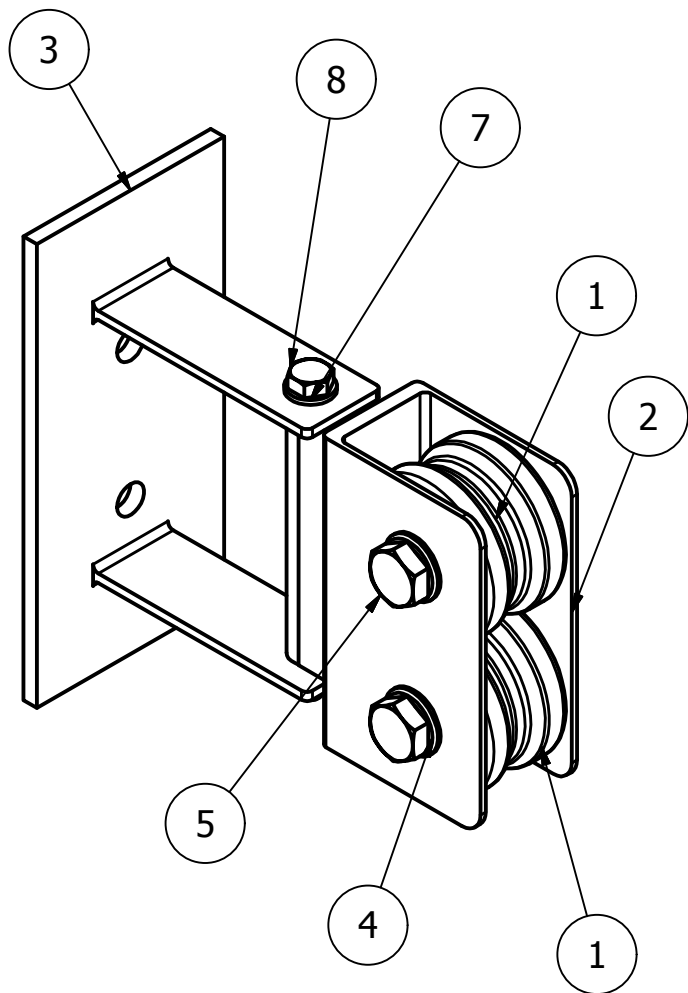


LISTA DE PARTES				
ITEM	Cant	PART NUM	DESCRIPCION	MATERIAL
1	14 x 6000 mm	ANSI 4x2x3_16	Perfil tubo cuadrado de 6m	Aluminio 6061
2	4	StrT_PlUn	Placa de union vista C	Acero A36 galvanizado
3	236	ISO 7090 - 10 - 140 HV	Arandela	Acero inoxidable
4	82	ISO 4017 - M10 x 80	Pernos M10	Acero inoxidable
5	118	ISO 4032 - M10	Tuercas M10	Acero inoxidable
6	4	StrT_PltT	Placa de union vista D	Acero A36 Galvanizado
7	4	StrT_Plt	Placa de union vista E	Acero A36 Galvanizado
8	24	ISO 4017 - M10 x 70	Pernos de cabeza hexagonal	Acero inoxidable
9	8	StrT_PltBs	Placa de union vista A y B	Acero A36 Galvanizado
10	30	ISO 7090 - 12 - 140 HV	Arandelas	Acero inoxidable
11	30	ISO 4016 - M12 x 55	Pernos de anclaje M12	Acero inoxidable
12	1	StrT_EnsPol	Ensamblaje de Poleas	

Observaciones: Todas las uniones entre las placas de unión y las vigas estan hechas con pernos M10, tuercas M10 de acero inoxidable.

Los pernos de anclaje seran M12 y de acero inoxidable

Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/15/2012	Fecha 5/7/2012
Universidad San Francisco de Quito		Estructura en Tierra	
		Ensamblaje Estructura Final	Hoja 1 / 1



LISTA DE PARTES

ITEM	CANT	PART NUM.	MATERIAL	DESCRIPCION
1	2	StrT_Pol	Caucho rígido	
2	1	StrT_CrsPol	Acero A36 galvanizado	
3	1	StrT_SopPl	Acero A36 galvanizado	
4	4	ISO 7090 - 10 - 140 HV	Acero Inoxidable	Arandela
5	2	ISO 4017 - M10 x 50	Acero Inoxidable	Perno de cabeza hexagonal
6	2	ISO 4032 - M10	Acero Inoxidable	Tuercas hexagonales
7	2	CNS 150 - A - 7.4	Acero A36 galvanizado	arandela
8	1	CSN 02 1201 - M7 x 100	Acero A36 galvanizado	Perno hexagonal
9	1	KS B 1012 - M 7	Acero A36 galvanizado	Tuercas hexagonales

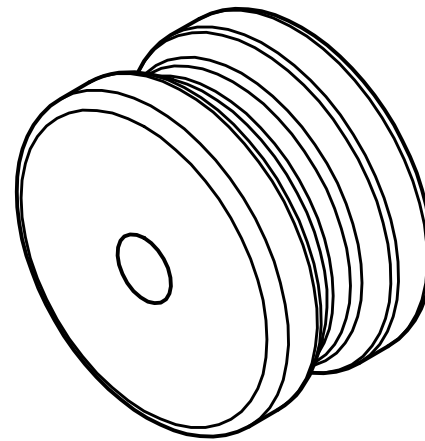
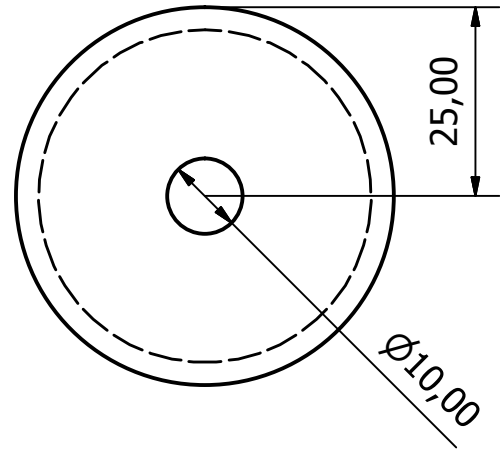
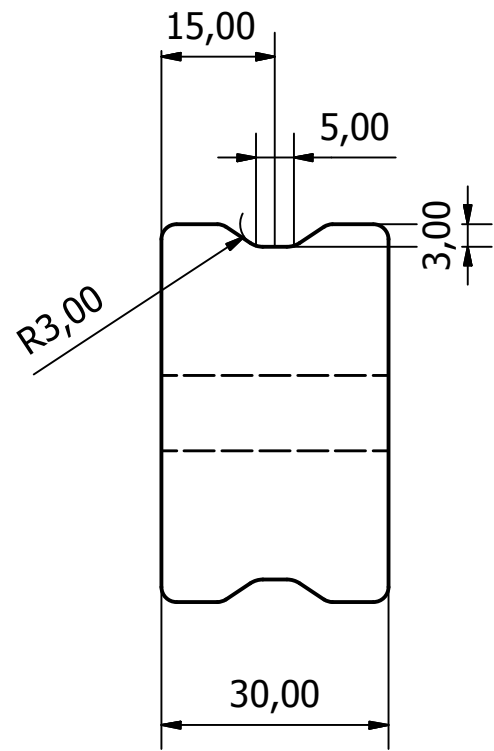
Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 5/12/2012
--------------------------------	-------------------------------	-------------------	--------------------

Universidad San Francisco de Quito

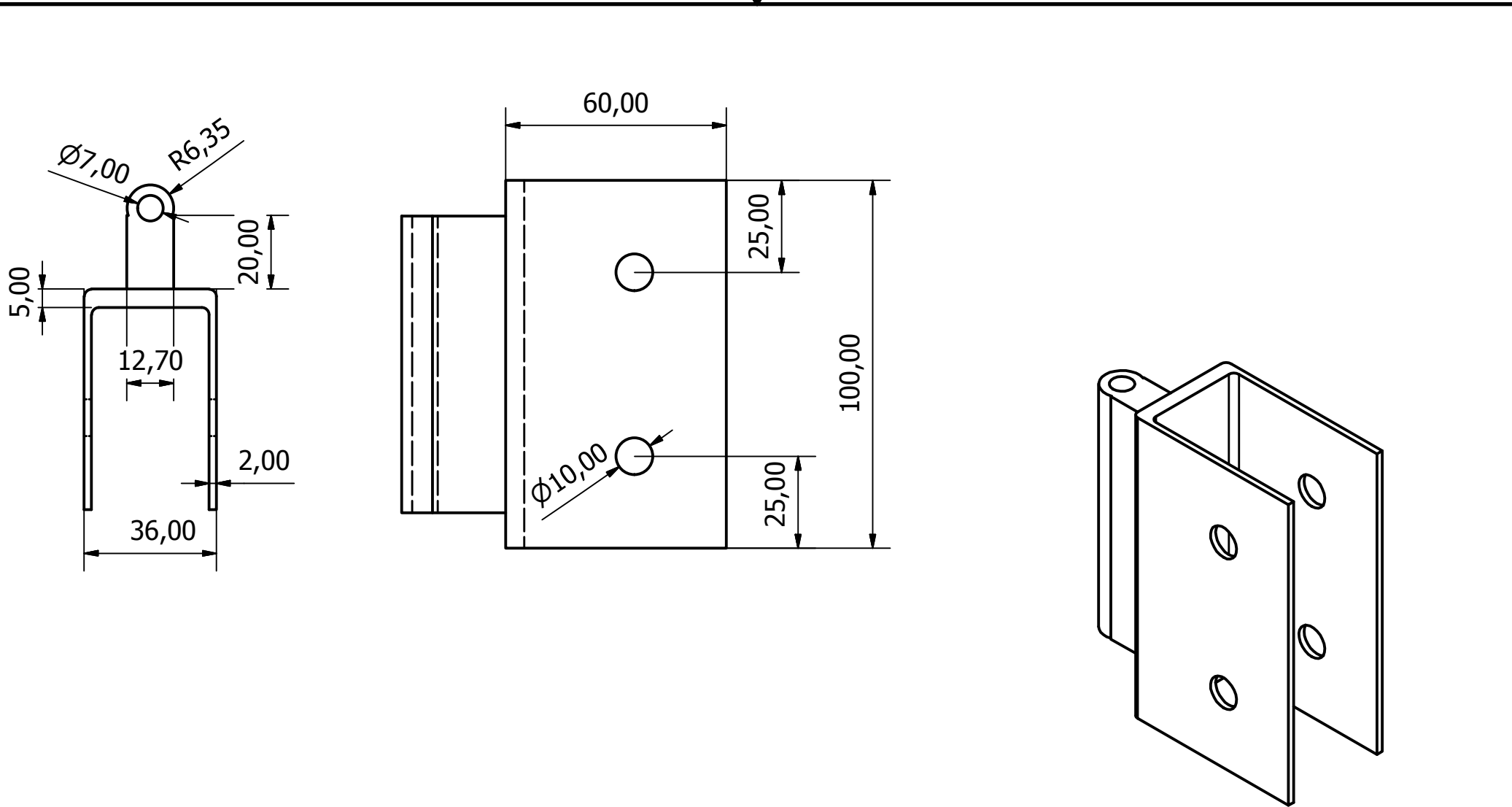
Ensamblaje Poleas

StrT_EnsPol

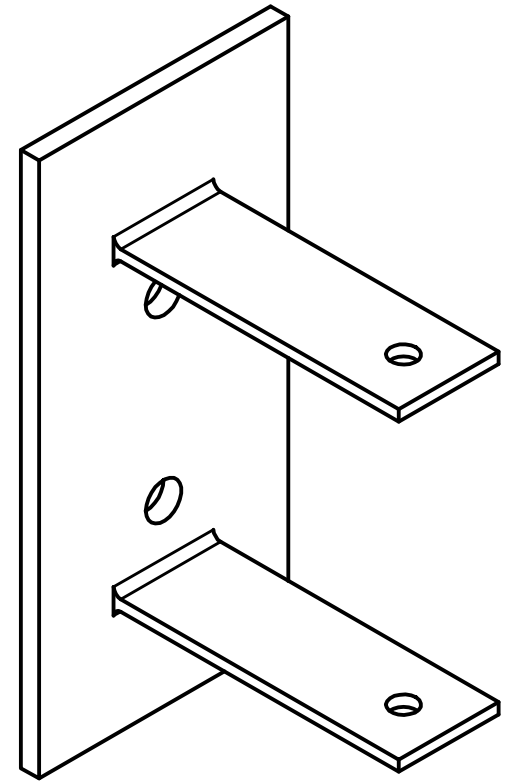
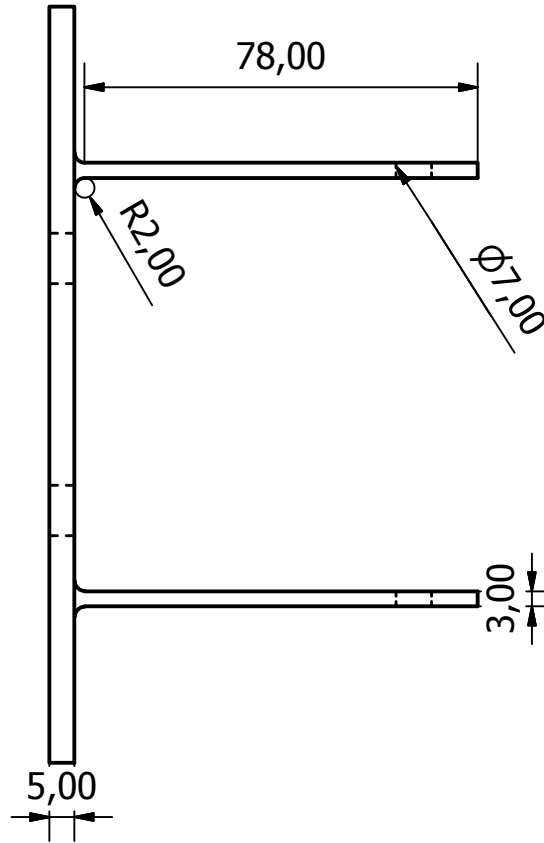
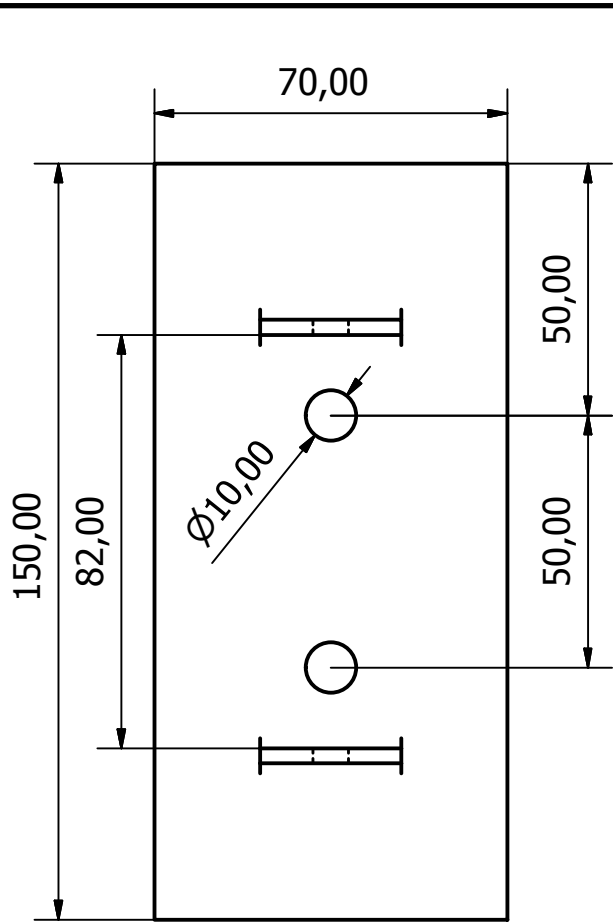
Hoja
1 / 1



Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 5/12/2012
Universidad San Francisco de Quito		Polea	
		StrT_Pol	Hoja 1 / 1



Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 5/12/2012
Universidad San Francisco de Quito		Carcasa Polea	
		StrT_CrsPol	Hoja 1 / 1



Diseñado por Felipe Morales	Aprobado por Pedro Meneses	Fecha 3/8/2012	Fecha 5/12/2012
Universidad San Francisco de Quito		Soporte polea	
StrT_SopPl		Hoja 1 / 1	

Fichas Técnicas (Anexo G)



Signed by J. Elvander	Approved by Tapio Huhtala/Barbro Karlström	Reg no EN002088	Cancelling EN001055	Reg date 2004-06-07	Page 1 (1)
--------------------------	---	--------------------	------------------------	------------------------	---------------

REASON FOR ISSUE

Redrying information given on the product data sheet.

GENERAL

Covered electrode suitable for welding of AlMgSi-alloys e.g. EN AW 6060/6063, 6005, 6201 etc. Also suitable for welding of AlSi5Cu- and AlSi7Mg-castings.

Polarity: DC +

Alloy Type: Aluminium-silicon alloy, AlSi5

Coating Type: Chloride and Fluoride Salt

WELDING POSITIONS



CLASSIFICATIONS Electrode

DIN 1732

EL-AlSi5

CHEMICAL COMPOSITION

Compound	All Weld Metal (%)	
	Min	Max
Si	4.5	5.5
Al	93.4	95.4
Fe		0.40

ECONOMICS & CURRENT DATA

Dimension (mm) Ø x Length	Current (A)		W	η	N	B	H	T	U
	Min	Max							
2.5 x 350	50	90	0.9						
3.2 x 350	70	110	1.3						
4.0 x 350	90	130	2.1						

W = Weight (kg / 100 electrodes)

η = Efficiency (g weld metal x 100 / g core wire)

N = Effective value (kg weld metal / kg electrodes)

B = Changes (number of electrodes / kg weld metal)

H = Deposit rate at 90% of max current (kg weld metal / hour arc time)

T = Fusion time at 90% of max current (s / electrode)

U = Arc voltage (V)

OTHER DATA

Redrying: 80 °C, 1h.

DATE: (FECHA)	19/01/2011		
CUSTOMER: (CLIENTE)	MULTICABLE DEL ECUADOR S.A.		
CUSTOMER ORDER No: (ORDEN DE COMPRA) :	OC: MSA - 16-2010		
CERTIFICATE No: (CERTIFICADO No)	05/2011		
PRODUCT DESCRIPTION: (DESCRIPCIÓN DEL PRODUCTO)	CABLE DE ACERO \varnothing 1/8", 6X19 S,AA , GIP. PRD.		
NORMA :	NTC-1593 (BS-3530)		
OUR ORDER No: NUESTRA ORDEN :	12209-12210	Exp:	

SPECIFICATION (ESPECIFICACIONES)

NOMINAL DIAMETER (DIÁMETRO NOMINAL)		MINIMUM BREAKING LOAD (CARGA MÍNIMA DE ROTURA)		MAXIMUM LAY (PASO MÁXIMO)	
INCH (PULGADAS)	mm	Lbf	Kgf	INCH (PULGADAS)	mm
0,1250		1176		0,84	

RESULT (RESULTADOS)

SAMPLE (MUESTRA)	ACTUAL DIAMETER (DIÁMETRO OBTENIDO)		BREAKING LOAD (CARGA DE ROTURA)		LAY (PASO)		Longitud
					RIGHT (DERECHO)	LEFT (Izquierdo)	
					X		
No.	INCH (PULGADAS)	mm	Lbf	Kgf	Pulg	mm	m
76259	0,1275		1237		0,50		3043
76260	0,1268		1248		0,47		2000

REMARKS (OBSERVACIONES) :

1-Muestreo según norma NTC-2859-1

2-Carretes despachados : 76259, 76260,

Por medio de esta certificamos que el producto(s) suministrado(s) cumple con todas las características de la información arriba detallada ,

We hereby certify that the product(s) supplied comply in all respects with the above information.

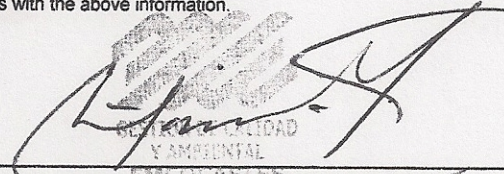
Planta: Km 5,5 Vía Cajicá - Zipaquirá

PBX: (1) 3766030

FAX: (1) 3133183 - 3132825

FAX: (1) 8661400/01/2998

Cajicá - Cundinamarca, Colombia.



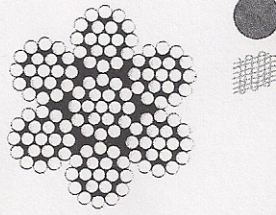
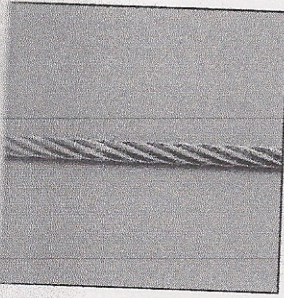
ASEGURAMIENTO DE CALIDAD
 Y AMBIENTAL
 EMCOCABLES

Ing. Jaime Soto C,
Director I&D y Técnico

WIRE ROPE

WIRE ROPE

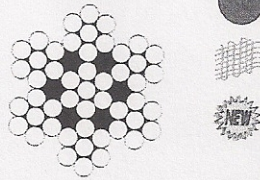
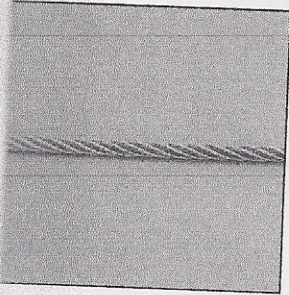
WIRE ROPE 7 x 19 * 304 STAINLESS STEEL



ITEM	SIZE	SPOOL	WLL	BL	WT
			(lb)	(minimum lb)	(lb)
S0704-0003	1/8"	CUTS	360	1,800	3.00*
S0704-0003-5	1/8"	5000 FT.	360	1,800	152.00
S0704-0004	5/32"	CUTS	520	2,600	5.00*
S0704-0004-5	5/32"	5000 FT.	520	2,600	235.00
S0704-0005	3/16"	CUTS	760	3,800	7.00*
S0704-0005-5	3/16"	5000 FT.	760	3,800	340.00
S0704-0007	1/4"	CUTS	1,300	6,500	11.00*
S0704-0007-5	1/4"	5000 FT.	1,300	6,500	574.00

NOTE:
OTHER SIZES ARE STOCKED OR CAN BE ORDERED.
PLEASE CALL FOR SPECIFICS.
CAN BE SUPPLIED ON A SPOOL OR CUT TO YOUR REQUEST (IN FEET.)

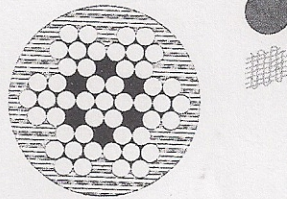
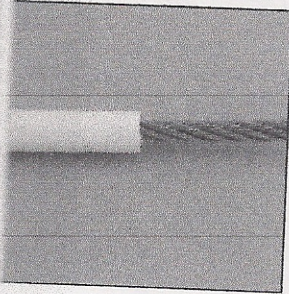
WIRE ROPE 7 x 7 316 STAINLESS STEEL



ITEM	SIZE	SPOOL	WLL	BL	WT
			(lb)	(minimum lb)	(lb)
S0705-0002	3/32"	CUTS	140	700	2.00*
S0705-0002-5	3/32"	5000 FT.	140	700	82.00
S0705-0003	1/8"	CUTS	272	1,360	3.00*
S0705-0003-5	1/8"	5000 FT.	272	1,360	160.00
S0705-0004	5/32"	CUTS	440	2,200	4.00*
S0705-0004-5	5/32"	5000 FT.	440	2,200	235.00
S0705-0005	3/16"	CUTS	620	3,100	6.00*
S0705-0005-5	3/16"	5000 FT.	620	3,100	340.00
S0705-0007	1/4"	CUTS	1,040	5,200	11.00*
S0705-0007-5	1/4"	5000 FT.	1,040	5,200	560.00

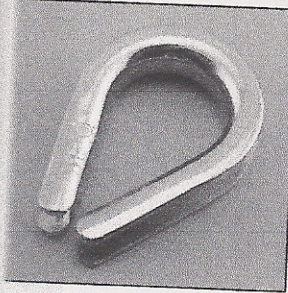
NOTE:
CAN BE SUPPLIED ON A SPOOL OR CUT TO YOUR REQUEST (IN FEET.)

PVC COATED WIRE ROPE 7 X 7 316 STAINLESS STEEL

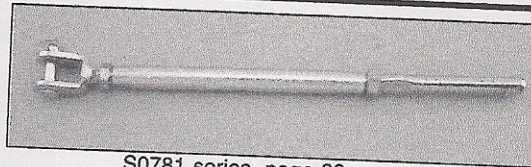


ITEM	SIZE	PVC	SPOOL	WLL	BL	WT
				(lb)	(minimum lb)	(lb)
S0708-0103	1/16"	1/8"	CUTS	80	400	1.00*
S0708-0103-1	1/16"	1/8"	1000 FT.	80	400	13.00
S0708-0205	3/32"	3/16"	CUTS	180	900	3.00*
S0708-0205-1	3/32"	3/16"	1000 FT.	180	900	29.00
S0708-0305	1/8"	3/16"	CUTS	300	1,500	4.00*
S0708-0305-1	1/8"	3/16"	1000 FT.	300	1,500	40.00
S0708-0307	1/8"	1/4"	CUTS	300	1,500	5.00*
S0708-0307-1	1/8"	1/4"	1000 FT.	300	1,500	54.00
S0708-0508	3/16"	5/16"	CUTS	620	3,100	9.00*
S0708-0508-1	3/16"	5/16"	1000 FT.	620	3,100	100.00
S0708-0708	1/4"	5/16"	CUTS	1,040	5,200	12.00*
S0708-0708-1	1/4"	5/16"	1000 FT.	1,040	5,200	132.00

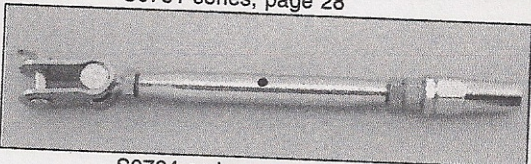
NOTE:
WIRE IS RIGHT HAND LAY IWRC PVC COATED WHITE. OIL FREE AND POLISHED. MOUNTED ON WOODEN OR PLASTIC REELS. OTHER SIZES AND COLORS AVAILABLE ON SPECIAL BULK ORDER. PLEASE CALL.
CAN BE SUPPLIED ON STANDARD SPOOL OR CUT TO YOUR REQUEST (IN FEET.)
* = WEIGHT PER 100' IN POUNDS, WITHOUT REEL.
SPOOL WEIGHT INCLUDES REEL.



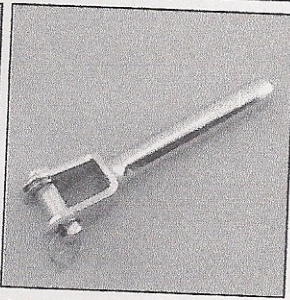
S0123-FS series, page 56



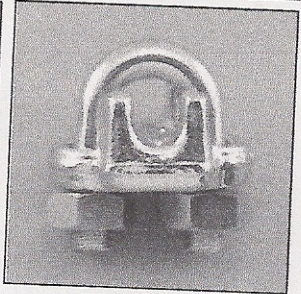
S0781 series, page 28



S0764 series, page 34



S0736 series, page 25



S0122 series, page 56

QuickAttach™, swage studs, forks, eyes, and other fittings are detailed in the Swage Terminals (p.23) and QuickAttach™ (p.31) sections.

LIFETIME
Warranty

SUNCOR STAINLESS

TEL 508-732-9191 • FAX 508-732-9798 • ORDERS ONLY 800-304-2222

752



TECHNICAL
CHESTERTON
PRODUCTS

Compuesto Galvanizador en Frío

Descripción

El Compuesto Galvanizador en Frío 752 Chesterton®, funciona tanto como un imprimante rico en cinc o como un recubrimiento final para metales ferrosos y sus soldaduras, expuestos a condiciones atmosféricas o corrosivas.

El producto deposita un recubrimiento de 95% de cinc puro, que se aglutina con el metal para protegerlo contra la corrosión, tanto físicamente como por acción galvánica. Después de la fabricación o construcción, el producto forma un recubrimiento protector para todo propósito. Después del desgaste, accidentes, soldadura o trabajo de mantenimiento en metal galvanizado, el 752 provee una capa retocada "como nueva", para restaurar el recubrimiento galvanizado protector dañado.

El Compuesto Galvanizador en Frío 752 Chesterton provee galvanización instantánea. A diferencia del galvanizado sumergiendo en un baño caliente, el producto se rocía cómodamente para recubrir con una capa protectora de rápido secado.

Composición

El Compuesto Galvanizador en Frío 752 Chesterton contiene 95% de cinc en la película seca. Las partículas ultrafinas de cinc puro que componen el producto, proveen tres mecanismos de protección contra la corrosión:

1. Protección de barrera

Debido al alto contenido de sólidos de partículas ultrafinas de cinc, el producto forma una barrera sumamente hermética y no porosa contra la corrosión.

Propiedades físicas típicas

Color	Gris
Contenido de cinc (película seca)	95%
Densidad	2,9 kg/l
Cobertura a 0,05 - 0,08 mm	6,6 - 9,8 m ² /l
Temperatura máxima de servicio	Hasta 149°C
Tiempo de secado a 21°C	Al tacto: 15 minutos Para recubrimiento: 8 horas
Temperatura de aplicación recomendada	10 - 38°C
Resistencia a los impactos (ASTM D2794)	
Extrusión	0,46 m·kg
Intrusión	>0,92 m·kg
Protección contra la corrosión (ASTM B117)	2500 horas
Diluyente	Xilol

2. Protección galvánica

Cuando dos metales disímiles se conectan en un electrólito, el metal con el potencial más bajo se convierte en ánodo y se corroe preferentemente. Este es el principio bajo el cual funciona el recubrimiento a base de cinc. El cinc es un metal más anódico que el acero y se corroe preferentemente, proveyendo una capa de sacrificio, protegiendo al acero que está debajo contra la formación de óxido.

3. Protección de óxido de cinc

Las raspaduras del recubrimiento se reparan por sí solas, ya que el cinc expuesto forma más óxido de cinc, evitando que la corrosión se deslice debajo de áreas aún recubiertas.

El producto está formulado con un aglutinante tenaz de resina, el cual provee una excelente adherencia a los metales base debidamente preparados. Use el Compuesto Galvanizador en Frío 752 Chesterton, para galvanizar en frío piezas y productos acabados en forma rápida y económica.

Características

- 95% cinc puro en película seca
- Tamaño de partícula ultrafino
- Flexible
- No necesita calor
- Rápido secado
- Autorreparable
- Sistema monocomponente
- Protección triple contra la corrosión
- Cumple normas MIL-P-46105, MIL-P-21035 y MIL-P-26915
- Autorizado por el Min. de Agricultura de EE.UU.

Aplicaciones

Para uso en mantenimiento y construcción para restaurar metal galvanizado dañado y para proveer protección a todas las superficies de hierro y acero, estructuras o equipos, tales como aparatos de aire acondicionado, maquinaria agrícola, carrocerías de automóviles, cercas, equipos marinos, pisos y techos metálicos, equipos de minería y plataformas de petróleo, estructuras de perforación en alta mar, trabajos ornamentales de hierro, tuberías, equipos de ferrocarril, tanques de acero estructurales, torres de transmisión, tuberías subterráneas, soldaduras, conductos, equipos marinos, cubiertas, etc.

Instrucciones

La superficie debe estar limpia, sin suciedad, aceite, grasa, herrumbre, pelusa, etc. Para mejores resultados se recomienda usar arenado. Sin embargo, en muchos casos, la limpieza con herramientas mecanizadas o manuales será suficiente.

La aplicación se debe hacer con pincel, rociador o rodillo. Cuando use brocha, tenga cuidado de no recubrir el material en una capa muy fina. El hacerlo causará baja formación de la película y dejará las marcas del pincel. Mezcle bien el producto antes de usarlo.

Nunca adelgace con más de 0,473 de litro (una pinta) de solvente para 3,79 litros (un galón) de pintura, excepto para aplicaciones con rodillo, donde el solvente puede aumentarse a 0,71 de litro (1 1/2 pintas) para 3,79 litros (un galón). Use únicamente Xilol. Para limpieza, puede usarse cualquier hidrocarburo aromático.

Seguridad

Antes de usar este producto, por favor revise la Hoja de Datos de Seguridad del Material (MSDS) correspondiente o la hoja de seguridad que se usa en su zona.

TECHNICAL
CHESTERTON
PRODUCTS

MIDDLESEX INDUSTRIAL PARK, 225 FALLON ROAD
STONEHAM, MASSACHUSETTS 02180-9101 USA
TEL: (617) 438-7000
FAX: (617) 438-2930 • TELEX: 94-9417
CABLE: Chesterton Stoneham, Mass.
WEB ADDRESS: <http://www.chesterton.com>
© A.W. CHESTERTON CO., 1997. Todos los derechos reservados.
® Marca Registrada de propiedad y con licencia de
A.W. CHESTERTON CO. en EE.UU. y otros países.

DISTRIBUIDO POR:

Los Datos Técnicos reflejan los resultados obtenidos en pruebas de laboratorio y tienen el propósito de indicar características generales solamente. A.W. CHESTERTON CO. NO ASUME NINGUNA RESPONSABILIDAD NI GARANTÍA EXPRESA O IMPLÍCITA, INCLUYENDO GARANTÍAS DE COMERCIALIZACIÓN Y CUALQUIER PROPOSITO O USO EN PARTICULAR. SU RESPONSABILIDAD, SI ALGUNA, SE LIMITA A LA REPOSICIÓN DEL PRODUCTO SOLAMENTE.