

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO

Colegio de Ciencias e Ingeniería

**Diseño y Construcción del Sistema de Lanzamiento para el
Avión Piquero 01-Galápagos UAV**

María Fernanda Cruz Mirabá

Pedro Meneses, Msc., Director de Tesis

Tesis de grado presentada como requisito
para la obtención del título de Ingeniera Mecánica

Quito, Septiembre 2013

Universidad San Francisco de Quito

Colegio de Ciencias e Ingeniería

HOJA DE APROBACIÓN DE TESIS

Diseño y Construcción del Sistema de Lanzamiento para el Avión Piquero - Galápagos UAV

María Fernanda Cruz Mirabá

Pedro Meneses, Msc.

Director de Tesis

.....

Nicolás Soria, Ing.

Miembro del Comité de Tesis

.....

Jorge Pantoja, Bs. en Ingeniería Aeroespacial

Miembro del Comité de Tesis

.....

Alfredo Valarezo, Ph. D.

Coordinador del Departamento Ingeniería Mecánica

.....

Ximena Córdova, Ph. D.

Decana de la Escuela de Ingeniería

Colegio de Ciencias e Ingeniería

.....

Quito, Septiembre 2013

© DERECHOS DE AUTOR

Por medio del presente documento certifico que he leído la Política de Propiedad Intelectual de la Universidad San Francisco de Quito y estoy de acuerdo con su contenido, por lo que los derechos de propiedad intelectual del presente trabajo de investigación quedan sujetos a lo dispuesto en la Política.

Asimismo, autorizo a la USFQ para que realice la digitalización y publicación de este trabajo de investigación en el repositorio virtual, de conformidad a lo dispuesto en el Art. 144 de la Ley Orgánica de Educación Superior.

Firma: _____

Nombre: María Fernanda Cruz Mirabá

C. I.: 0916060783

Fecha: Quito, Septiembre 2013

Resumen

El presente trabajo de tesis consistió en el diseño y construcción de un sistema de lanzamiento para prototipo del avión Piquero 01-Galápagos UAV. El principal objetivo del proyecto es construir una plataforma que sirva como pista de despegue para el Piquero 01, la cual debe consistir en un sistema transportable apta para espacios limitados pero que nos permita alcanzar una velocidad de sustentación adecuada para el avión.

Para iniciar, se realizó un estudio general de de los sistemas de propulsión, se seleccionó el más adecuado a nuestros requerimientos técnicos para de esta forma realizar el diseño en base a los resultados y disponibilidad de materiales en nuestro país. Una vez comprobado el diseño con los cálculos respectivos, se procedió a construir el sistema de lanzamiento. Finalmente, se realizaron las respectivas pruebas para demostrar que el sistema alcanza las velocidades necesarias para que el avión pueda despegar.

Abstract

This thesis presents the design and construction of an aircraft launch system for the Piquero 01 Galapagos UAV. The main objective of the project is to build a platform that serves as a runway for the unmanned aerial vehicle Piquero 01, a portable system suitable for limited space that reaches the required take off speed.

At first, a general analysis of the most efficient propulsion systems was performed according to the technical requirements. Based on the result and the material availability we evaluate the design features followed by a structural analysis of the system. Finally, we proceed to build and test the launch system.

Tabla de Contenidos:

1. CAPITULO I.- INTRODUCCIÓN	13
1.1. ANTECEDENTES.....	14
1.2. Justificación.....	15
1.3. OBJETIVOS DE LA TESIS.....	15
1.3.1. General	15
1.3.2. Específicos	15
1.4. DESCRIPCIÓN GENERAL DEL PROYECTO.....	16
1.4.1. Sistema de Lanzamiento Para Aviones No Tripulados (UAV).....	16
1.4.2. Requerimiento Técnicos.....	16
2. CAPITULO II.- METODOLOGÍA DEL DISEÑO	18
2.1. PROPUESTAS DE ALTERNATIVAS DE DISEÑO QUE CUMPLAN REQUERIMIENTOS.....	19
2.1.1. Sistemas de Lanzamiento Existentes.....	19
2.1.2. Clasificación del Sistema de Lanzamiento.....	20
2.1.2.1. Clasificación Según el Sistema de Propulsión.....	20
2.1.2.1.1. Sistema Neumático	20
2.1.2.1.2. Sistema Mecánico.....	20
2.2. SELECCIÓN DE LA MEJOR ALTERNATIVA	21
2.2.1. Cálculos básicos	21
2.2.1.1. Longitud de la Plataforma.....	21
2.2.1.2. Fuerza de Arranque.....	23
2.2.2. Criterios de Diseño.....	26
2.2.3. Selección del Sistema de Propulsión.....	26
2.2.3.1. Diseño Preliminar a Escala del Sistema Neumático	27
2.2.3.2. Diseño Preliminar a Escala del Sistema Mecánico.....	28
2.2.3.3. Análisis y Descripción de la Alternativa Seleccionada	30
2.2.4. Selección de la Estructura de la Plataforma	31
3. CAPITULO III.- DISEÑO DEL SISTEMA.....	32
3.1. DISEÑO BÁSICO DEL SISTEMA.....	33
3.1.1. Patentes de Sistemas de Lanzamiento Relacionados	33
3.1.2. Componentes del Sistema	35

3.1.2.1. Estructura Reticular	36
Análisis Estructural de la Pista.....	36
3.1.2.2. Sistema Neumático	43
Cilindro Neumático.....	44
Tubería 47	
Compresor.....	48
Válvulas de Control.....	50
Unidad de Mantenimiento.....	51
3.2. DISEÑO DETALLADO DEL SISTEMA.....	52
3.2.1. Diseño de Piezas. Creación de Planos de Fabricación	52
3.2.1.1. Estructura de la Plataforma.....	52
3.2.1.2. Sistema de Sujeción de la Carga: Carro Completo.....	53
3.2.1.3. Sistema de Amortiguamiento.....	55
3.2.1.4. Sistema de Poleas.....	56
3.2.1.5. Cilindro Neumático.....	58
3.2.1.6. Caja de Control	59
3.2.2. Montaje y Ensamblaje de Piezas	59
3.2.3. Sistema de Funcionamiento Final	61
4. CAPITULO IV.- CONSTRUCCIÓN.....	63
4.1. LISTA DE MATERIALES Y COSTOS	64
4.2. CONSTRUCCIÓN DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO.....	65
5. CAPITULO V.- PRUEBAS.....	71
5.1. PRUEBAS DEL SISTEMA.....	72
5.1.1. METODOLOGÍA DE LAS PRUEBAS	72
5.2. RESULTADOS DE LAS PRUEBAS.....	73
5.2.1. PRUEBA 1	73
5.2.2. PRUEBA 2	74
5.2.3. PRUEBA 3	77
5.2.4. PRUEBA 4	78
5.2.5. PRUEBA 5	81
5.2.6. PRUEBA 6	82
5.3. ENTREGA Y VERIFICACIÓN DEL FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA.....	84

6. CAPITULO VI.- CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	88
6.1. CONCLUSIONES	89
6.2. RECOMENDACIONES	91
7. CAPITULO VII.- BIBLIOGRAFÍA	93
8. CAPITULO VIII.- ANEXOS.....	96
ANEXO A	97
ANEXO B	104
MANUAL DE PROCEDIMIENTO.....	104
ANEXO C	105
PLANOS DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO.....	105

Lista de Gráficas:

Figura 1.- Jan Soderback. USS Nimitz (CVN-68)“ Portaavión de la Marina Estadounidense 2001. Imagen tomada de http://commons.wikimedia.org/wiki/File:USS_Nimitz_in_Victoria_Canada_036.jpg	19
Figura 2.- Diagrama de cuerpo libre representando el sistema de lanzamiento y el avión.	23
Figura 3.- Prototipo a escala de la plataforma del sistema de lanzamiento construida con legos.	27
Figura 4.- Pruebas de lanzamiento. Recorrido parabólico del objeto lanzado en el prototipo a escala del sistema neumático.	28
Figura 5.- Pruebas de lanzamiento. Recorrido parabólico del objeto lanzado en el prototipo a escala del sistema mecánico.	29
Figura 6.- Gráfica de masa vs deformación.	29
Figura 7.- Diagrama de los componentes principales del sistema de lanzamiento.	35
Figura 8.- Diagrama de cuerpo libre y fuerza cortante de la posición 1.	38
Figura 9.- Diagrama de momento flector de la posición 1.	38
Figura 10.- Diagrama de cuerpo libre de la posición 2.	39
Figura 11.- Diagrama de fuerza cortante y momento flector de la posición 2.	39
Figura 12.- Diagrama de cuerpo libre, fuerza cortante y momento flector de la posición 3.	41
Figura 13.- Arreglo de perfiles para calcular inercias.	41
Figura 14.- Arreglo de perfiles para esfuerzo cortante	42
Figura 15.- Componentes de un circuito neumático. Imagen tomada de http://www.areatecnologia.com/NEUMATICA.htm	43
Figura 16.- Esquema del funcionamiento del sistema mecánico de poleas.	44
Figura 17.- Fueza del cilindro en el lado de contracción (cilindro doble efecto) http://www.smc.eu/portal/NEW_EBP/18)Introduction_of_cat/18.1)Intro/e)Air_Cylinder/cilind_s_ES.pdf	46
Figura 18.- Compresor de aire Ingersoll Rand http://www.aircompressorsdirect.com/Images/Ingersoll-Rand-2340L5.230-1-Air-Compressor/i705.html	50
Figura 19.- Electroválvula 5/2 Marca AirTac http://www.industriasociadas.com/Airtac/Pdf/114-117.pdf	51
Figura 20.- Escape rápido. http://www.prevost.es/ACCESORIOS-DE-LINEA/Valvula-de-escape-rapido,es,c-c477-epc1000003.html	51
Figura 21.- Unidad de Mantenimiento Marca AirTac http://sp2.airtac.com/pro_det.aspx?c_kind=4&c_kind2=19&c_kind3=39&c_kind4=43&c_kind5=&id=9	52
Figura 22.- Diseño de la estructura de la plataforma de lanzamiento.	53
Figura 23.- Diseño del sistema de sujeción de la carga: Carro Completo. (1) Eje de transmisión, (2) Rodamientos, (3) Sujeción Centro de gravedad, (4) Sujeción Cola, (5) Pernos para el Eje	55
Figura 24.- Diseño del sistema de amortiguamiento. (1) Soporte de amortiguador, (2) Amortiguador de moto, (3) Placa de acero, (4) Lámina de caucho de 20 mm de espesor.	56
Figura 25.- Diseño del sistema de poleas. (1) Soporte poleas, (2) Chumaceras de hierro, (3) Poleas de hierro	57
Figura 26.- Cilindro Neumático ISO Marca AirTac SI-125X1250-S.	58

Figura 27.- (1) Caja de Control. (2) Unidad de Mantenimiento F/R-L-1/2.” (3) Electroválvula 5/2-1/2.....	59
Figura 28.- <i>Lámina 1.1</i> : Montaje y Ensamblaje del Sistema de Lanzamiento para el avión Piquero 01-Galápagos UAV. (1) Caja de Control. (7) Carro Completo. (8) Sistema de Amortiguamiento. (10) Cilindro Neumático. (11) Compresor de Aire (14) Estructura Plataforma (22) Sistema de Poleas.....	60
Figura 29.- Diagrama Eléctrico de la Caja de Control.....	61
Figura 30.- Diagrama Neumático: Pulsador con enclavamiento y cilindro de doble efecto. Gráfica obtenida con simulador online http://www.portaleso.com/portaleso/trabajos/tecnologia/neuma.ehida	62
Figura 31.- Perfiles de acero soldados para formar la pista de la plataforma.	65
Figura 32.- Corte de perfiles para soportes de la estructura.....	66
Figura 33.- Soldando los ángulos en la plataforma	66
Figura 34.- Colocando los perfiles de apoyo para la pista de la plataforma.	67
Figura 35.- Platinas soldadas a los travesaños y empernadas a la estructura.....	67
Figura 36.- Platina soldada a la pista de la plataforma y empernada a los soportes principales de ésta.....	68
Figura 37.- Colocación del soporte del pistón a la estructura.....	68
Figura 38.- Perforación con la fresadora de las placas sujetadoras del cilindro.....	69
Figura 39.- Carro rediseñado para utilizar en las pruebas.....	69
Figura 40.- Sistema de poleas colocado en el vástago del cilindro neumático.	70
Figura 41.- Conexión y prueba de la caja de control.....	70
Figura 42.- Rodamientos adaptados para evitar rozamiento de la placa con la estructura. .	74
Figura 43.- Conexión y prueba de la caja de control.....	75
Figura 44.- Conexión electroválvula-compresor.....	77
Figura 46.- Sistema de válvulas angulares.....	79
Figura 47.- Electroválvula que activa y desactiva el sistema de válvulas angulares.....	80
Figura 48.- Sistema de regulación de flujo y presión instalado a la salida del escape rápido.....	85
Figura 48.- Instalación Neumática del Sistema de Lanzamiento.....	85
Figura 50.- Posición 1: Posición inicial del Silenciador Regulador de Flujo	86
Figura 51.- Posición 4: Posición final del Silenciador Regulador de Flujo (una vuelta completa)	87
Figura 51.- Prototipo del Carrito después de las pruebas	87

Tablas de Datos:

Tabla 1.- Requerimientos para el diseño del sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01..	16
Tabla 2.- Requerimientos para el diseño del sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01..	22
Tabla 3.- Cálculos obtenidos de las ecuaciones del movimiento.....	25
Tabla 4.- Criterios de diseño para el sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01	26
Tabla 5.- Evaluación de las alternativas para el sistema de propulsión. La calificación es ascendente de 0 a10 con un máximo de 60.....	30
Tabla 6.- Patentes de plataformas de lanzamiento neumática y sistemas relacionados.	33
Tabla 7.- Composición Química del Acero ASTM A36 [6].....	36
Tabla 8.- Propiedades Mecánicas del Acero ASTM A36 [6].....	36
Tabla 9.- Parámetros a considerar para el dimensionamiento de tubería.	47
Tabla 10.- Especificaciones del compresor seleccionado para el sistema de lanzamiento.	49
Tabla 11.- Descripción del material para la plataforma y el sistema de sujeción.....	64
Tabla 12.- Descripción del material para el sistema neumático.	64
Tabla 13.- Resultados de la Prueba 1 sin carga utilizando presiones de 140 a 150 Psi.	73
Tabla 14.- Resultados de la Prueba 2 utilizando una presión de 150 Psi.	75
Tabla 15.- Resultados de la Prueba 2 con una carga de 10 kg y una presión de 150 Psi.	76
Tabla 16.- Resultados de la Prueba 2 con una carga de 30 kg y una presión de 150 Psi.	76
Tabla 17.- Prueba 3 con una carga de 30 kg y una presión de 150 Psi.....	77
Tabla 18.- Prueba 4 sin carga y a una presión de 140 Psi.....	80
Tabla 19.- Prueba 5 con una presión de 140 Psi.....	81
Tabla 20.- Prueba 6 sin carga con regulador de presión y de flujo cerrado.	83
Tabla 21.- Prueba 6 sin carga con regulador de presión y de flujo abierto.	83
Tabla 22.- Prueba 6 sin carga con regulador de presión.	83
Tabla 23.- Prueba 6 con 30Kg de carga variando el regulador de presión y de flujo a una presión de 140 Psi.....	84
Tabla 24.- Prueba con 30Kg de carga variando la posición del regulador de flujo cada 1/4 de vuelta.....	86
Tabla 25.- Prueba con 30 kg de carga sin utilizar el regulador de flujo	87

1. CAPITULO I.- Introducción

1.1. Antecedentes

Las Islas Galápagos se encuentran en el Océano Pacífico a unos 950 kilómetros del Ecuador. Este conjunto de islas fue nominado por la UNESCO como Patrimonio de la Humanidad debido a que sus numerosas especies hacen que su flora y fauna sean únicas en el mundo. [1] Lastimosamente, esto las convierte en un blanco perfecto para actividades como la pesca ilegal e incursiones de barcos no autorizados. Sin embargo, el control total del archipiélago y su reserva marina de aproximadamente 133000 kilómetros cuadrados de superficie, puede resultar difícil y muy costoso. Por lo tanto, es necesario encontrar soluciones rápidas, eficientes y efectivas, para lograr cubrir la mayor área posible.

Galápagos UAV es un proyecto que surgió como iniciativa de tres instituciones: Universidad San Francisco de Quito, Embry Riddle Aeronautical University y la Dirección del Parque Nacional Galápagos. Este proyecto consiste en el desarrollo de un sistema de control a bajos costos utilizando aviones no tripulados (UAV) por sus siglas en inglés, que permitirán vigilar desde el aire las actividades ilegales que puedan presentarse mar adentro.

El proyecto Galápagos UAV ya ha presentado varios avances. Se logró obtener el diseño y construcción del primer prototipo Avión-Piquero 01 Galápagos UAV utilizando materiales compuestos, el cual cumplió con las especificaciones establecidas tanto en peso y resistencia de los materiales de acuerdo a las condiciones con las que se pretende volar. Por otra parte, se logró un prediseño del sistema de aterrizaje, el cual, de acuerdo a las pruebas de confiabilidad realizadas nos demostró ser un sistema fiable para el Avión-Piquero 01. Actualmente se está trabajando en la reducción del peso y optimización de los componentes del avión UAV para la construcción del segundo prototipo y el aumento de eficiencia para los motores que se planea utilizar.

1.2. Justificación

El proyecto Galápagos UAV, está relacionado directamente con el desarrollo e implementación de aviones no tripulados y sus mecanismos de impulsión para mejorar el control aéreo de las reservas marinas del archipiélago. La importancia del mismo consiste en diseñar y construir un sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01, el cual debe ser transportable con un mínimo de montaje para lograr una zona de despegue apta para espacios limitados como los que nos ofrece el Parque Nacional Galápagos. Por otro lado, es necesario contar con un mecanismo de disparo y sujeción que soporte el peso del avión y permita alcanzar las velocidades deseadas para que éste logre la sustentación.

1.3. Objetivos de la Tesis

1.3.1. General

Desarrollar un sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01 Galápagos UAV que alcance la sustentación del mismo, satisfaciendo los parámetros de diseño establecidos.

1.3.2. Específicos

- Diseñar la estructura para la plataforma de lanzamiento, un mecanismo de disparo y sujeción para el Avión-Piquero 01.
- Cumplir con los requerimientos técnicos del avión planteados en el DN-01 del proyecto, es decir, un sistema confiable que permita al vehículo aéreo alcanzar una velocidad de sustentación de 18 m/s con una aceleración máxima de 4G y un ángulo de disparo de 15 grados.

1.4. Descripción General del Proyecto

1.4.1. Sistema de Lanzamiento Para Aviones No Tripulados (UAV)

Un sistema de lanzamiento para aviones UAV es un dispositivo que permite al vehículo aéreo alcanzar la velocidad de vuelo necesaria para despegar debido al impulso que éste proporciona durante su corto recorrido en la pista, es decir, es una plataforma conformada por un mecanismo de propulsión (mecánico, neumático, entre otros) que permite acelerar al avión hasta que éste consiga su propia sustentación

1.4.2. Requerimiento Técnicos

El proyecto debe cumplir con los requerimientos técnicos planteados en el DN-001 del proyecto Galápagos UAV para este sistema, los cuales se muestran detallados en la tabla 1.

Tabla 1.- Requerimientos para el diseño del sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01

Funcionamiento	<ul style="list-style-type: none"> • Un sistema confiable que permita impulsar una carga total de 25kg , sin exceder de una aceleración máxima frontal de 4G y una relación máxima de carga soportada sobre peso bruto del Piquero (Factor de Carga) de 5. • El mecanismo debe permitir al Avión-Piquero 01 alcanzar una velocidad de disparo de 20m/s y una velocidad de sustentación de 18m/s.
Dimensiones	<ul style="list-style-type: none"> • La longitud de la plataforma no debe ser mayor a 6m.

	<ul style="list-style-type: none">• La estructura de la plataforma debe proporcionar un ángulo de disparo de 20 a 15 grados.
Características Mecánicas	<ul style="list-style-type: none">• Debe utilizarse materiales disponibles en Ecuador y resistentes a la corrosión.• Sistema fácil de armar y utilizar.

2. CAPITULO II.- Metodología del Diseño

2.1. Propuestas de Alternativas de Diseño que cumplan Requerimientos

A fin de elaborar un diseño preliminar del sistema de lanzamiento que permita un funcionamiento eficiente, se procedió a analizar los sistemas existentes y sus diferentes clasificaciones, tomando en cuenta los requerimientos técnicos establecidos y las limitaciones del alcance del proyecto.

2.1.1. Sistemas de Lanzamiento Existentes

Las plataformas de lanzamiento para aviones se han venido desarrollando y mejorando desde que tuvieron un papel fundamental en las batallas de la II Guerra Mundial, las cuales fueron utilizadas en los portaaviones. Son buques con una capacidad limitada de almacenamiento y cuenta con una pista corta para despegue y aterrizaje de los aviones que transportan. [2]



Figura 1.- Jan Soderback. USS Nimitz (CVN-68)“ Portaavión de la Marina Estadounidense 2001. Imagen tomada de http://commons.wikimedia.org/wiki/File:USS_Nimitz_in_Victoria_Canada_036.jpg

Actualmente, los avances tecnológicos han permitido que los sistemas de lanzamiento puedan ser utilizados sobre el mar, la tierra o el aire, tanto para aviones tripulados como no tripulados. La principal diferencia entre las plataformas radica en el tipo de propulsión que se desea emplear, los cuales pueden ser de tipo mecánico, neumático, hidráulico, entre otros.

2.1.2. Clasificación del Sistema de Lanzamiento

2.1.2.1. Clasificación Según el Sistema de Propulsión

Existen varios tipos de propulsión que pueden ser utilizados para una plataforma de lanzamiento, como por ejemplo: neumático, hidráulico, mecánico y pirotécnico. Sin embargo, nos enfocaremos en los dos sistemas que se adaptan de forma más óptima a nuestros requerimientos: mecánico y neumático.

2.1.2.1.1. Sistema Neumático

Los sistemas de propulsión neumático consisten en el uso de aire comprimido para transmitir energía, dicha energía se utiliza en los pistones para convertirla en fuerza mecánica. En este sistema, es necesario el uso de elevadas presiones y adecuados caudales de aire para alcanzar la fuerza y velocidad necesarias para lanzar el objeto de acuerdo a su peso.

2.1.2.1.2. Sistema Mecánico

Un sistema de propulsión mecánico para una plataforma de lanzamiento consiste básicamente en el uso de elastómeros, siguiendo el

principio de funcionamiento de una ballesta, es decir, un arco montado en una base que dispara un objeto, en este caso, el Piquero 01.

Los elastómeros son aquellos materiales formados por polímeros que poseen la capacidad de ser muy elásticos, es decir, logran regresar a su forma inicial luego de haber sido deformados. [3]

2.2. Selección de la Mejor Alternativa

2.2.1. Cálculos básicos

Para poder seleccionar la mejor alternativa, se consideró importante calcular los valores exactos de la longitud de la plataforma y la fuerza de empuje que se necesita para que el Avión-Piquero 01 alcance la velocidad de sustentación.

2.2.1.1. Longitud de la Plataforma

Un objeto que va a ser disparado desde el sistema de lanzamiento genera una trayectoria que describe una parábola, es decir, la velocidad inicial del mismo tiene componentes tanto en el eje X como en eje Y. Por ésta razón, para determinar la distancia que debe recorrer el avión antes de abandonar la plataforma, se utilizaron las ecuaciones de movimiento parabólico como se muestran en los cálculos a continuación.

$$\begin{aligned}
 v_f^2 &= v_o^2 + 2ad \\
 v_f^2 &= 2ad \\
 d &= \frac{v_f^2}{2a} \quad (\text{Ecuación 1})
 \end{aligned}$$

Donde la velocidad inicial es $V_0 = 0$ m/s y velocidad final o de disparo es $V_f = 20$ m/s, la cual está dada por la velocidad de despegue del Piquero totalmente cargado a nivel del mar; a es la aceleración y d la distancia o longitud de la plataforma aún por definir.

Con una tabla en el programa Excel, realizamos los calculos utilizando la ecuación 1, variando la aceleración hasta obtener la distancia necesaria que debe tener la plataforma de lanzamiento sin exceder los 4G de aceleración.

Tabla 2.- Requerimientos para el diseño del sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01

Aceleración a [m/s²]	Distancia d [m]
10	20
11	18.18
12	16.66
13	15.38
14	14.28
15	13.33
16	12.5
17	11.76
18	11.11
19	10.52
20	10
21	9.52
22	9.09
23	8.69
24	8.33
25	8
26	7.69
27	7.40

28	7.14
29	6.89
30	6.66
31	6.45
32	6.25
33	6.06
34	5.88
35	5.71
36	5.55
37	5.40
38	5.26
39	5.12
40	5
41	4.87
42	4.76
43	4.65
44	4.54
45	4.44

Se estableció que la longitud de la plataforma sería de 5 metros con una aceleración máxima de 40 m/s^2 .

2.2.1.2. Fuerza de Arranque

La fuerza de arranque es la fuerza necesaria que requiere el avión para poder alcanzar la velocidad de disparo establecida. Para esto se realizó un diagrama de cuerpo libre de todas las fuerzas que actúan sobre el avión.

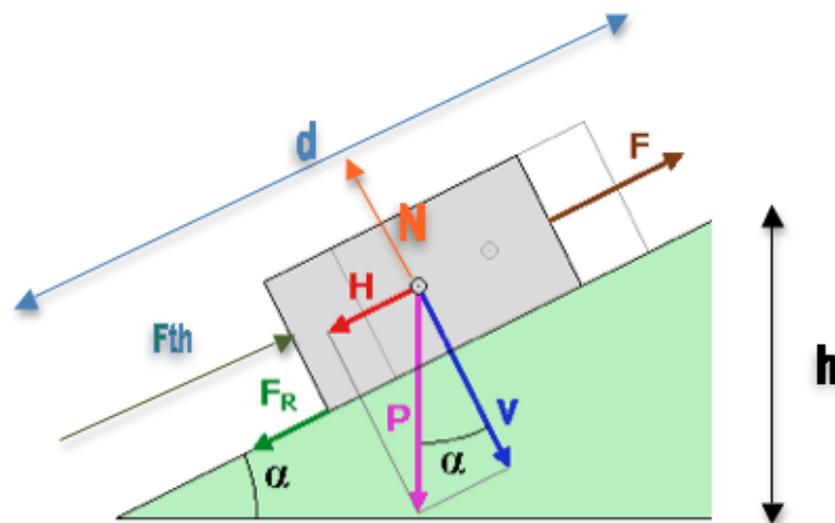


Figura 2.- Diagrama de cuerpo libre representando el sistema de lanzamiento y el avión.

Donde d es la distancia o longitud de la plataforma, F_{th} es la fuerza que ejerce la hélice del motor, F_r es la fuerza de fricción o rozamiento, P el peso del avión, V la componente en vertical y H la componente horizontal del peso del avión, α el ángulo de inclinación de la plataforma, N la fuerza normal que ejerce el avión, F la fuerza de arranque y h la altura de la plataforma.

Una vez identificadas todas las fuerzas, establecemos las ecuaciones del movimiento para obtener los valores de las fuerzas desconocidas.

$$\sum F_v = 0$$

$$N = P \nu$$

$$N = P \cos \alpha$$

$$N = 236.65N$$

$$\sum F_v = 0$$

$$F + F_{th} - F_R - H = ma$$

$$F = -F_{th} + F_R + P \sin \alpha + ma$$

$$F = -F_{th} + N\mu + P \sin \alpha + ma$$

$$F = 1074.5N$$

Debido a que la fuerza que ejerce la hélice del motor F_{th} depende de diferentes variables, en nuestro caso utilizamos la siguiente fórmula que nos permite obtener una solución lineal aproximada de la fuerza ejercida:

$$F_{th} = mV_f + b$$

En donde, la pendiente $m = -0.100342$ y el punto de intersección en el eje de las ordenadas es $b = 16.091 \text{ lbF}$.

Utilizamos la fórmula tanto en la velocidad inicial como en la velocidad final para finalmente obtener un promedio de los valores resultantes:

Fth para velocidad $V_0 = 0 \text{ ft/s}$

$$F_{th1} = mV_0 + b$$

$$F_{th1} = (-0.100342)(0) + 16.091 \text{ lbF}$$

$$F_{th1} = 16.091 \text{ lbF}$$

Fth para velocidad $V_f = 20 \text{ m/s} = 65.6 \text{ ft/s}$

$$F_{th2} = mV_f + b$$

$$F_{th2} = (-0.100342)(65.6 \frac{\text{ft}}{\text{s}}) + 16.091 \text{ lbF}$$

$$F_{th2} = 9.51 \text{ lbF}$$

Fth promedio:

$$F_{th} = F_{th1} + F_{th2}$$

$$F_{th} = 16.091/bF + 9.51/bF$$

$$F_{th} = 12.80/bF = 59.937 N$$

Para realizar los cálculos se tomó 0.57 como coeficiente de fricción valor que representa la fuerza de rozamiento entre acero-acero [14]. Reemplazando la fuerza promedio del motor y los datos establecidos en los requerimientos técnicos en las ecuaciones del movimiento anteriormente detalladas, se obtuvieron los siguientes valores:

Tabla 3.- Cálculos obtenidos de las ecuaciones del movimiento

Datos	Símbolo	Fórmula	Valor	
Masa del avión	m	Valor establecido	25	Kg
Peso del avión	p	Valor establecido	245	N
Ángulo de disparo	α	Valor establecido	15	°
Velocidad de despegue	v_f	Valor establecido	20	m/s
Distancia recorrida hasta la cima	d	Valor establecido	5	m
Aceleración máxima	a	Valor establecido	40	m/s ²
Altura de la pista	h	$h=d*\sin \alpha$	1,29	m
Tiempo de disparo	t	$t=v_f/a$	0,5	s
Fuerza Normal	N	$N=p \cos\alpha$	236,65	N
Componente de fuerza en x	p_v	$p_v=p \sin\alpha$	63,41	N
Fuerza que ejerce el motor	F_{TH}	$F_{TH}=mV_f+b$	59,93	N
Fuerza de arranque	F	$F=\mu N+p_v+(m*a)-F_{th}$	1100,0	N
Factor de carga	n_x	$n_x=(F+F_{th}-F_r+P_v)/P$	4,59	

La fuerza de arranque que necesita el avión es de 1100 N con un factor de carga (n_x) de 4.6, es decir, cumple con las especificaciones ya que n_x es menor a 5.

2.2.2. Criterios de Diseño

El mecanismo de propulsión es el componente crítico de nuestro sistema de lanzamiento, debido a que es determinante para el diseño y el dimensionamiento de la plataforma. Por lo tanto, los criterios de diseño que se muestran a continuación serán evaluados principalmente en el sistema de propulsión.

Tabla 4.- Criterios de diseño para el sistema de lanzamiento para el Avión-Piquero 01

Criterios de Diseño
Costo de Fabricación
Confiabilidad
Seguridad
Mantenibilidad
Movilidad

2.2.3. Selección del Sistema de Propulsión

Para lograr una selección óptima del sistema de propulsión, se elaboró un prototipo a escala de cada alternativa. En ambos casos, se construyó una plataforma de legos y se utilizó una escala de 1:30 en el peso del avión ($25 \text{ Kg} = 82 \text{ g}$) y la longitud de la plataforma ($5 \text{ m} = 15 \text{ cm}$); valores que se encuentran dentro del rango establecido en los requerimientos de diseño, anteriormente detallados en la tabla 1. De la misma manera se estableció un ángulo de lanzamiento de 15 grados para la plataforma y con la ayuda del programa Measure Dynamics se obtuvieron los valores de velocidad y aceleración correspondientes.



Figura 3.- Prototipo a escala de la plataforma del sistema de lanzamiento construida con legos.

2.2.3.1. Diseño Preliminar a Escala del Sistema Neumático

Para el prototipo a escala del sistema neumático se adaptó a la plataforma de legos un cilindro neumático, de tal manera que el vástago se encuentre en contacto directo con el avión, el mismo que al ser accionado genere la fuerza de empuje necesaria para lanzar la aeronave.

Se realizaron las primeras pruebas de lanzamiento con un cilindro de 100 mm de carrera y 6 bar de presión, sin embargo, éste no logró generar la fuerza de empuje necesaria. Por lo tanto, se reemplazó el cilindro por uno de 200 mm de carrera y se aumentó la presión a 7 bars, obteniendo así los resultados deseados.

Tras realizar diez lanzamientos del avión a escala, se obtuvo un promedio de velocidad de 25.49 m/s y de aceleración de 68.87 m/s².

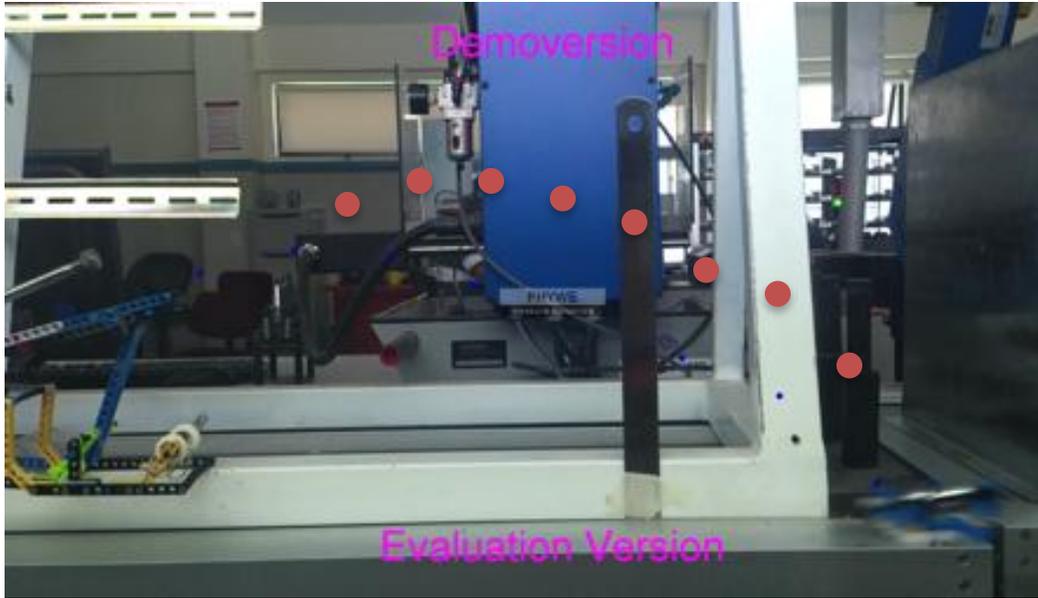


Figura 4.- Pruebas de lanzamiento. Recorrido parabólico del objeto lanzado en el prototipo a escala del sistema neumático.

2.2.3.2. Diseño Preliminar a Escala del Sistema Mecánico

En el prototipo a escala del sistema mecánico se utilizaron 5 gomas elásticas naturales; sujetas a la plataforma por un lado y por el otro sosteniendo el avión para su lanzamiento.

Luego de realizar diez pruebas de lanzamiento se obtuvieron los datos deseados. Con esta información se logró obtener los valores promedios; la velocidad fue de 25.56 m/s y la aceleración de 99.09 m/s².

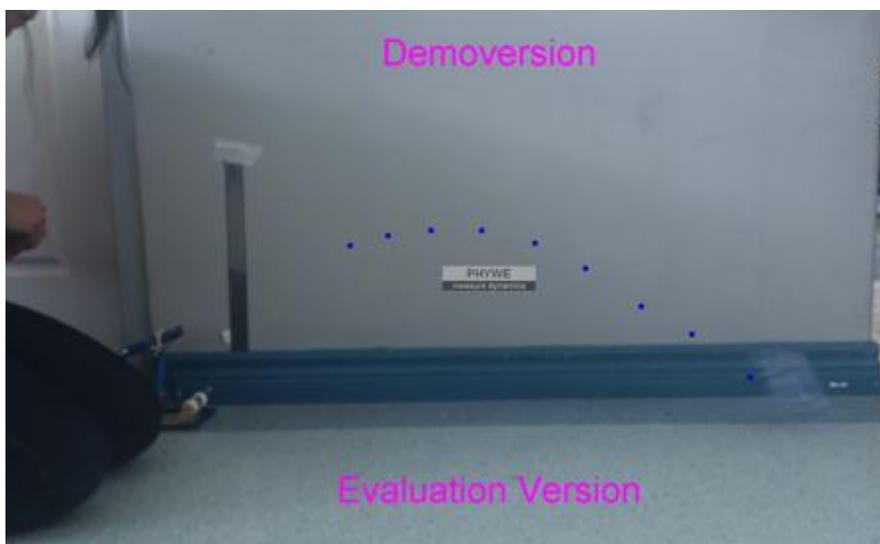


Figura 5.- Pruebas de lanzamiento. Recorrido parabólico del objeto lanzado en el prototipo a escala del sistema mecánico.

Además se obtuvo de manera experimental la constante elástica de las 5 gomas, es decir, se colocaron diferentes masas obteniendo las distintas distancias de deformaciones.

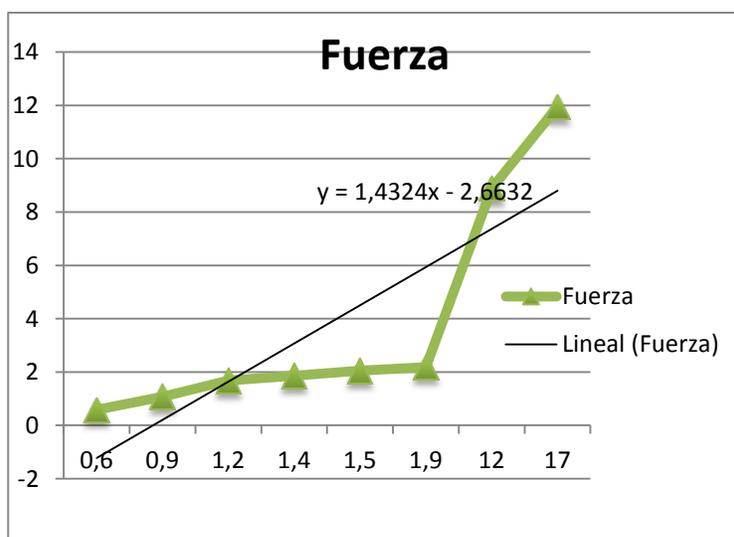


Figura 6.- Gráfica de masa vs deformación.

El valor de la constante elástica para las 5 gomas utilizadas fue de 143.24 N/M. Esto nos permitió tener una idea de la constante que necesitaríamos para los elastómeros en caso de ser la alternativa seleccionada.

2.2.3.3. Análisis y Descripción de la Alternativa Seleccionada

Una vez realizadas las pruebas en los prototipos a escala de los diferentes sistemas de propulsión, se pudo apreciar que ambos lograron lanzar el avión y alcanzar la velocidad de disparo deseada (20 m/s). Sin embargo, el promedio de aceleraciones que se obtuvo sobrepasa el límite de los 4G requerido, presentando el sistema mecánico un rango de variación más amplio que el sistema neumático.

En base a los resultados, los requerimientos técnicos y los criterios de diseño, se evaluaron los sistemas de propulsión de la siguiente manera:

Tabla 5.- Evaluación de las alternativas para el sistema de propulsión. La calificación es ascendente de 0 a10 con un máximo de 60.

Criterios de Diseño	Alternativas	
	Neumática	Mecánica
Costo de Fabricación	8	9
Confiabilidad	9	5
Seguridad	9	6
Exactitud	9	6
Mantenibilidad	7	8
Movilidad	7	8
Total	49	42

El sistema seleccionado es el neumático debido a que es el mecanismo de propulsión que más se adapta a las necesidades del proyecto, cumpliendo los requisitos técnicos del mismo.

2.2.4. Selección de la Estructura de la Plataforma

Las plataformas de lanzamiento se pueden clasificar según su estructura en compacta o reticular. La primera se refiere a una estructura de una sola pieza formada por placas y láminas [4], mientras que la segunda es un armazón formado por vigas entrelazadas y acopladas entre sí por medio de uniones rígidas.

Para la selección de la estructura no fue necesario realizar un análisis muy detallado debido a la necesidad de una plataforma fácil de armar y de transportar. Esto nos permitió descartar la primera opción y elegir una estructura reticular.

3. CAPITULO III.- Diseño del Sistema

3.1. Diseño Básico del Sistema

3.1.1. Patentes de Sistemas de Lanzamiento Relacionados

Se realizó una investigación sobre los sistemas de lanzamiento para aviones no tripulados que existen actualmente. Se revisaron detalladamente las patentes que más se adaptaban a nuestros requerimientos, para así guiarnos y poder llegar a nuestro diseño final de la plataforma de lanzamiento. A continuación se enlistan las patentes en las que se basó el proyecto. [5]

Tabla 6.- Patentes de plataformas de lanzamiento neumática y sistemas relacionados.

N° de Patente	Fecha de Registro	Autor	Aplicación	Características
US 00126995	Enero 19, 2012	A. B. Robinson	Plataforma	Estructura reticular formada por perfiles cuadrados entrecruzados ajustados por pernos que permiten una plataforma desmontable.
ES 2258899A1	Junio 21, 2004	F. Heredero y otros	Sistema Neumático	Se adapta un sistema de poleas al vástago del cilindro neumático para disminuir la carrera del mismo.

<p>US 20090250550A1</p>	<p>Oct. 8, 2009</p>	<p>P. Lipponen</p>	<p>Plataforma</p>	<p>Utiliza un amortiguador de despegue que genere una fuerza opuesta a la fuerza de lanzamiento permitiendo desprender el avión del carro que lo mantiene fijo a la plataforma.</p>
<p>EP 2282939A1</p>	<p>Feb. 20, 1962</p>	<p>B. Kruger</p>	<p>Plataforma</p>	<p>En el carril guía de la plataforma, se adapta un carro que soporte la aeronave y a través de un cable, éste es guiado en paralelo al carril.</p>
<p>US 317642S</p>	<p>Junio 18, 1991</p>	<p>K. Hashimoto</p>	<p>Carro</p>	<p>Las ruedas del carro se encuentran en contacto con el carril guía, en la parte superior, inferior y</p>

				lateral para darle mayor estabilidad.
--	--	--	--	---------------------------------------

3.1.2. Componentes del Sistema

Posteriormente a la selección del sistema de propulsión, el tipo de estructura y una vez investigado los sistemas existentes, se procedió a estudiar cada uno de los componentes de nuestro sistema para realizar los respectivos cálculos y diseños de los mismos.



Figura 7.- Diagrama de los componentes principales del sistema de lanzamiento.

3.1.2.1. Estructura Reticular

Para formar la pista del avión, la estructura de la plataforma estará formada por dos perfiles cuadrados soldados entre sí y sujeta en los extremos por dos pórticos desarmables de cada lado. Para facilitar el mantenimiento de la plataforma se decidió utilizar el mismo material tanto para la pista como para los pórticos. Se seleccionó un perfil cuadrado de 2 pulgadas con espesor de 2 mm de acero estructural ASTM A36 debido a la disponibilidad en el mercado, su costo y sus dimensiones.

Tabla 7.- Composición Química del Acero ASTM A36 [6].

Composición Química	
Carbono (C)	0.25%
Manganeso (Mn)	-
Fósforo (P)	0.04%
Azufre (S)	0.05%
Silicio (Si)	0.40%

Tabla 8.- Propiedades Mecánicas del Acero ASTM A36 [6].

Propiedades Mecánicas	
Límite de fluencia mínimo	250 Mpa
Resistencia a la tracción	410 Mpa
Módulo de elasticidad	200 Gpa

Análisis Estructural de la Pista

Se realizó un análisis estructural de la pista de la plataforma para definir las cargas y esfuerzos que actúan en la estructura. Es decir, para

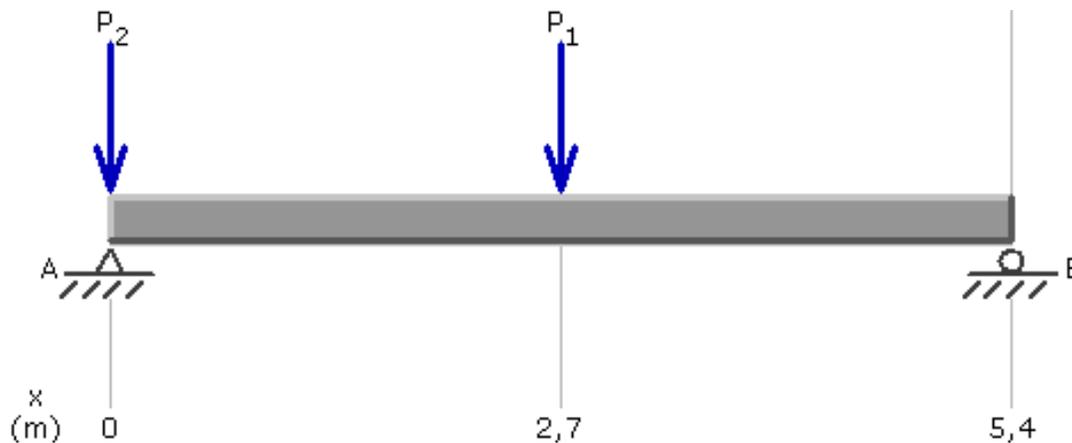
saber si los perfiles soportarán los esfuerzos a los que serán sometidos durante el lanzamiento.

El análisis de fuerza cortante y momento flector se lo realizó en tres puntos distintos del proceso de despegue; posición 1 cuando el avión está al inicio de la pista, posición 2 cuando el avión ha llegado a la mitad de la pista y posición 3 cuando el avión está a punto de abandonar la plataforma.

Cálculos de fuerza cortante y momento flector en posición 1 del avión:

$$\dot{a}M_1 = 0$$

$$\begin{aligned} (P1_{viga}) \frac{\dot{a}L\ddot{\theta}}{2} - R_B L &= 0 & \dot{a}F_y &= 0 \\ R_A + R_B - (P2_{piquero} + P1_{viga}) &= 0 \\ R_B &= \frac{(P1_{viga}) \frac{\dot{a}L\ddot{\theta}}{2}}{L} & R_A &= (P2_{piquero} + P1_{viga}) - R_B \\ R_B &= 163.95 N & R_A &= 413.958 N \end{aligned}$$



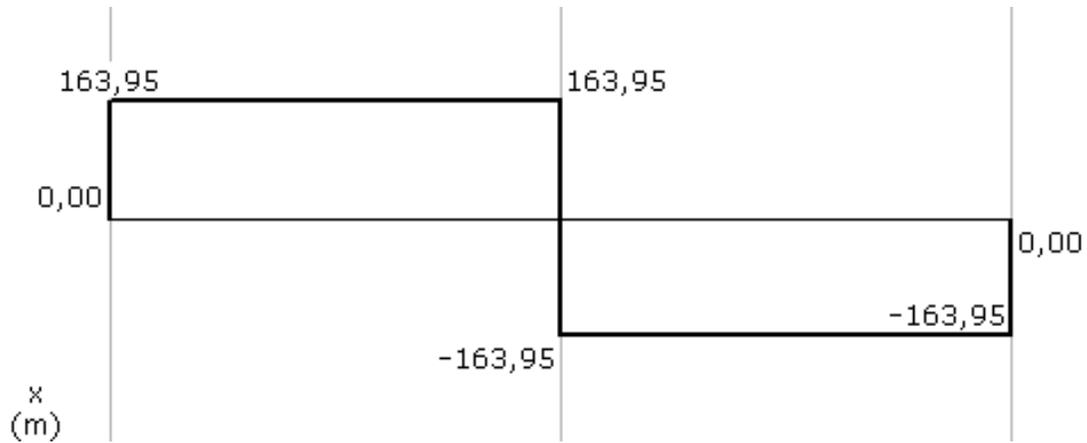


Figura 8.- Diagrama de cuerpo libre y fuerza cortante de la posición 1.

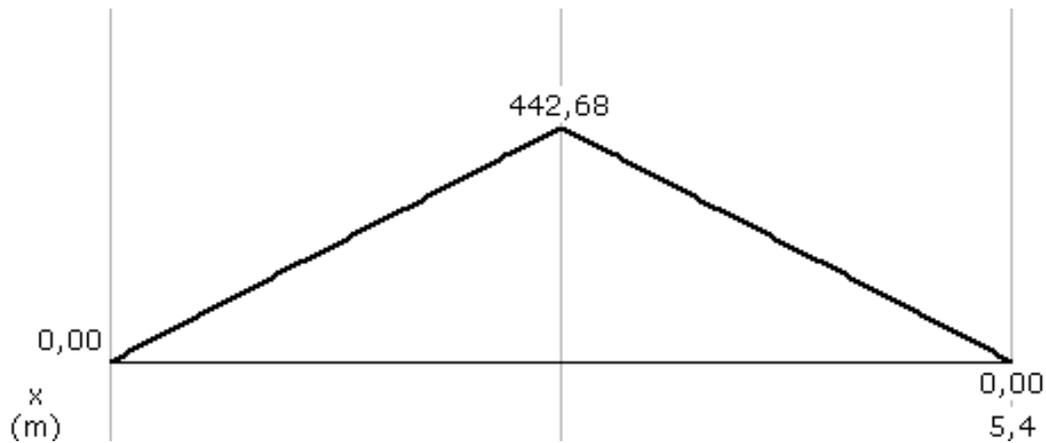


Figura 9.- Diagrama de momento flector de la posición 1.

Cálculos de fuerza cortante y momento flector en posición 2 del

avión:

$$\sum M_1 = 0$$

$$(P2_{\text{piquero}} + P1_{\text{viga}}) \frac{L}{2} - R_B L = 0$$

$$R_B = \frac{(P2_{\text{piquero}} + P1_{\text{viga}}) \frac{L}{2}}{L}$$

$$R_B = 288.95 \text{ N}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_A + R_B - (P2_{\text{piquero}} + P1_{\text{viga}}) = 0$$

$$R_A = (P2_{\text{piquero}} + P1_{\text{viga}}) - R_B$$

$$R_A = 288.95 \text{ N}$$

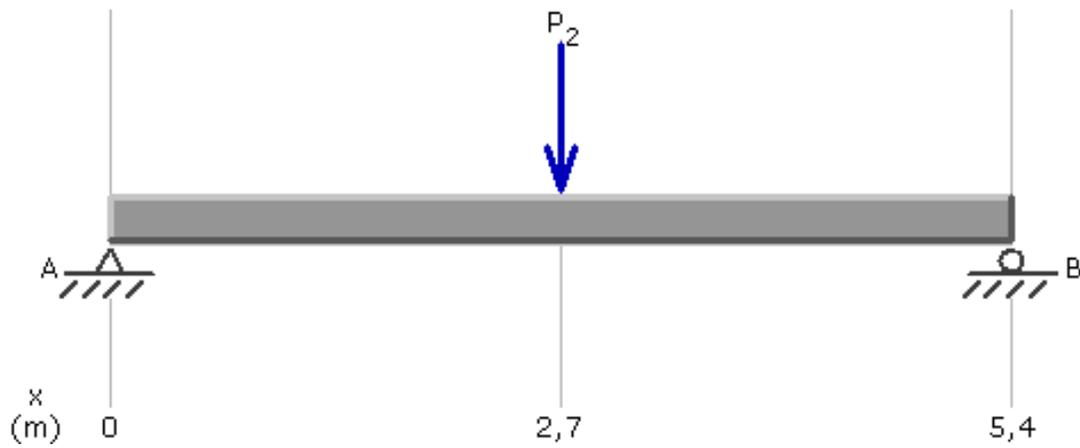


Figura 10.- Diagrama de cuerpo libre de la posición 2.

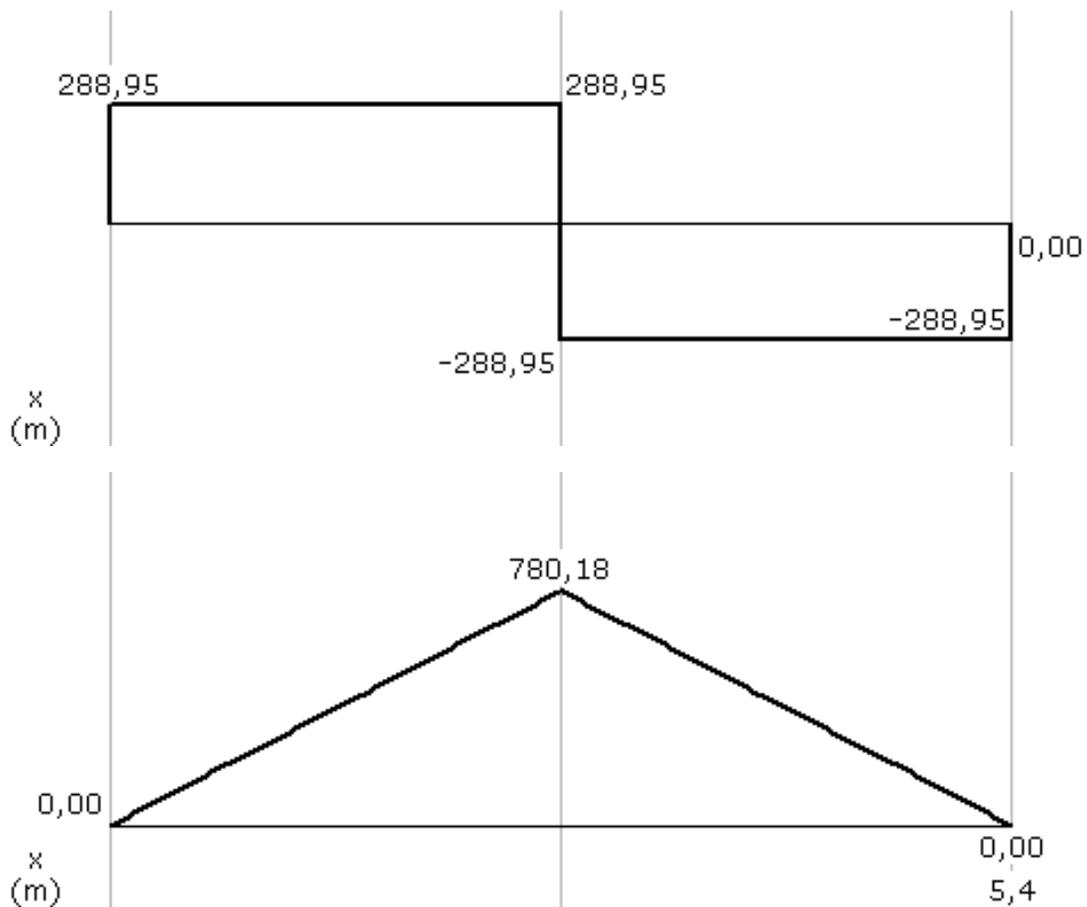


Figura 11.- Diagrama de fuerza cortante y momento flector de la posición 2.

$$M_1 = M_0 + \int_0^{2,7} 288,95 \, dx = 288,95 x \Big|_0^{2,70} = 288,95(2,7) = 780,18 \, \text{N.m}$$

Cálculos de fuerza cortante y momento flector en posición 3 del

avión:

$$\dot{a}M_1 = 0$$

$$-R_B L + (P1_{viga}) \frac{L}{2} + (P2_{piquero}) L = 0 \quad \dot{a}F_y = 0$$

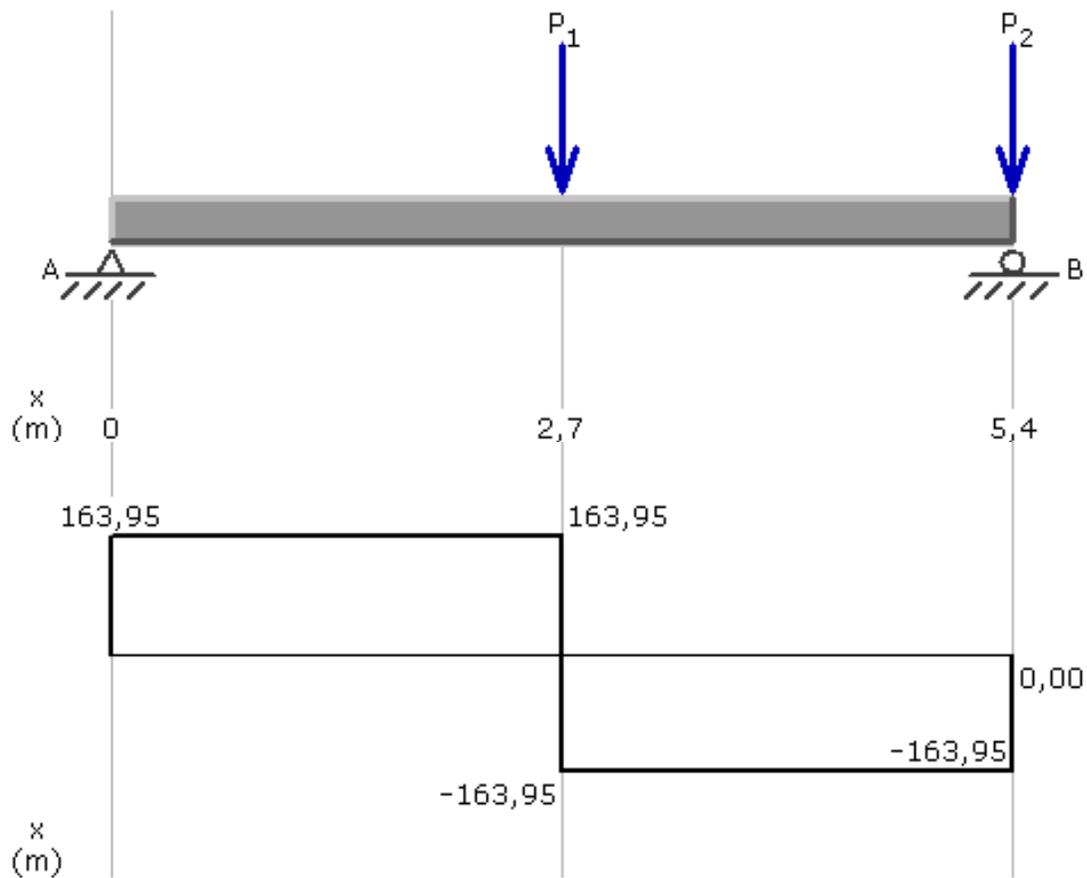
$$R_A + R_B - (P2_{piquero} + P1_{viga}) = 0$$

$$R_B = \frac{(P1_{viga}) \frac{L}{2} + (P2_{piquero}) L}{L}$$

$$R_A = (P2_{piquero} + P1_{viga}) - R_B$$

$$R_A = 163,95 N$$

$$R_B = 413,958 N$$



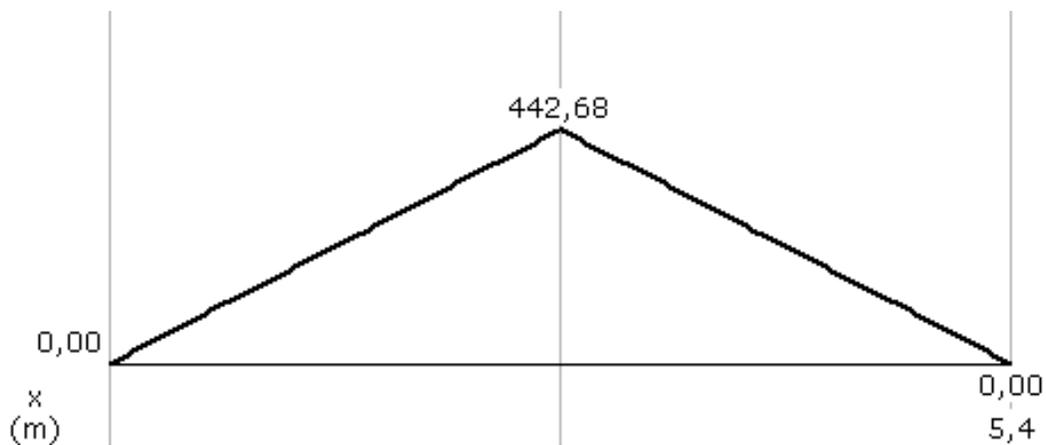


Figura 12.- Diagrama de cuerpo libre, fuerza cortante y momento flector de la posición 3.

Para el cálculo de los esfuerzos que se generan en el interior de las vigas tomamos el siguiente arreglo:

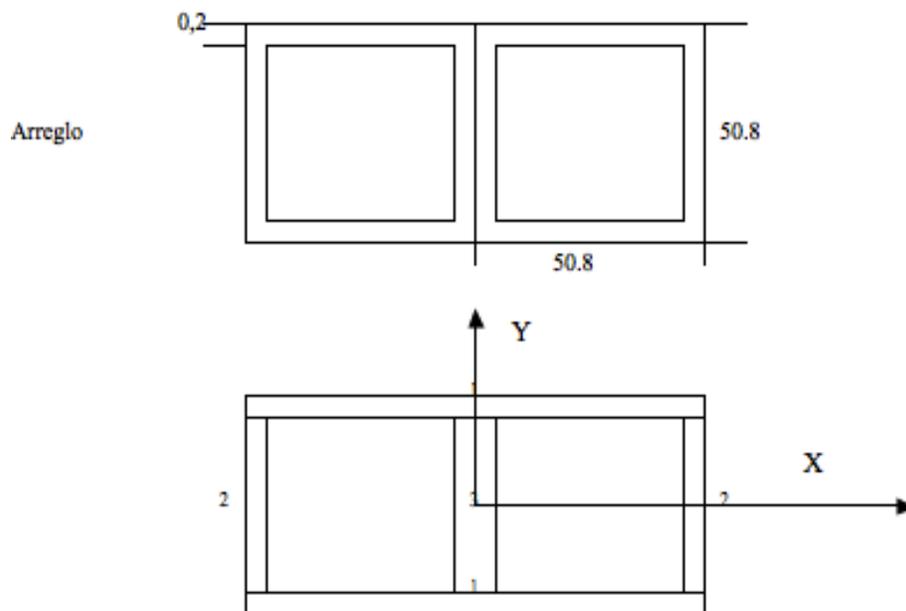


Figura 13.- Arreglo de perfiles para calcular inercias.

$$I_{y1} = \frac{1}{12}bh^3 = \frac{1}{12}(10.16)(0.2)^3 \text{ cm}^4 = 0.006773 \text{ cm}^4 = 6.773 * 10^{-11} \text{ m}^4$$

$$I_{y2} = \frac{1}{12}bh^3 + Ad^2 = \frac{1}{12}(0.2)(4.68)^3 + (0.2 * 4.68)(4.98)^2 \text{ cm}^4 = 24.92 \text{ cm}^4 = 2.492 * 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$I_{y3} = \frac{1}{12}bh^3 = \frac{1}{12}(0.4)(4.68)^3 = 3.41 \text{ cm}^4 = 3.41 * 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_y = 2I_{y1} + 2I_{y2} + I_{y3} = 5.4604 * 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$y = \sqrt{4.98^2 + 2.44^2} = 5.54 \text{ cm} = 0.0554 \text{ m}$$

$$S = \frac{My}{I_y} = \frac{780.18 \text{ Nm} * 0.0554 \text{ m}}{5.4604 * 10^{-7} \text{ m}^4} = 79155321.95 \text{ Pa} = 79.15 \text{ MPa}$$

Para calcular el esfuerzo cortante en la viga:

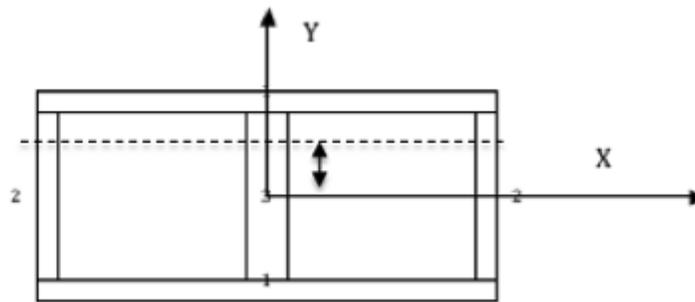


Figura 14.- Arreglo de perfiles para esfuerzo cortante .

$$I_y = 5.4604 * 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$\bar{y} = 1.27 \text{ cm} = 0.0127 \text{ m}$$

$$A_T = A_1 + 2A_2 + A_3$$

$$A_T = (0.1016 * 0.002) + 2(0.0107 * 0.002) + (0.0107 * 0.004)$$

$$A_T = 0.0002888 \text{ m}^2$$

$$Q = A_T \bar{y}$$

$$Q = (0.0002888 \text{ m}^2)(0.0127 \text{ m})$$

$$Q = 3.667 * 10^{-6} \text{ m}^3$$

$$t_{xy} = \frac{VQ}{It}$$

$$t_{xy} = \frac{(288.95 \text{ N} * 3.667 * 10^{-6} \text{ m}^3)}{(5.4604 * 10^{-7} \text{ m}^4 * 0.002 \text{ m})}$$

$$t_{xy} = 970239.95 \text{ Pa} = 0.970 \text{ MPa}$$

Como podemos ver, los cálculos nos demuestran que las cargas y esfuerzos a los que se encuentran sometidos los perfiles no sobrepasan el límite de fluencia, el esfuerzo y el momento flector máximo del material.

3.1.2.2. Sistema Neumático

Un sistema neumático está formado principalmente por un compresor, tuberías, válvulas de control y actuadores neumáticos (cilindro). El sistema inicia su funcionamiento con el aire comprimido que genera el compresor, luego el flujo es transmitido a través de tuberías hacia las válvulas de control que permiten controlar y regular la dirección y presión del flujo que será trasladado al cilindro neumático. [8]

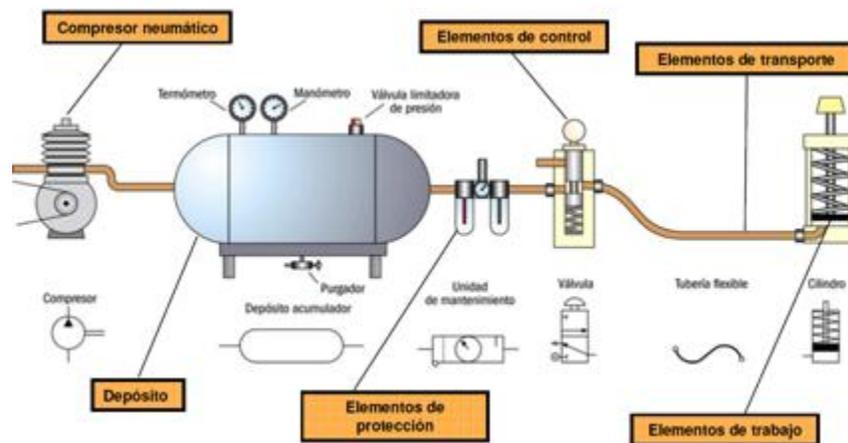


Figura 15.- Componentes de un circuito neumático. Imagen tomada de <http://www.areatecnologia.com/NEUMATICA.htm>

Cilindro Neumático

En nuestro sistema de lanzamiento, el componente crítico del circuito neumático es el cilindro, ya que éste es el que proporciona el movimiento rectilíneo al sistema de poleas que se encuentra conectado al carrito que lleva el avión. Por esta razón, es necesario establecer las características del mismo para determinar los demás componentes del sistema.

Para obtener la fuerza y la carrera del cilindro, primero fue necesario definir el sistema mecánico de poleas a utilizarse. En nuestro caso se decidió utilizar cuatro poleas para reducir la distancia que debe recorrer el vástago del actuador neumático como se muestra en la figura a continuación.

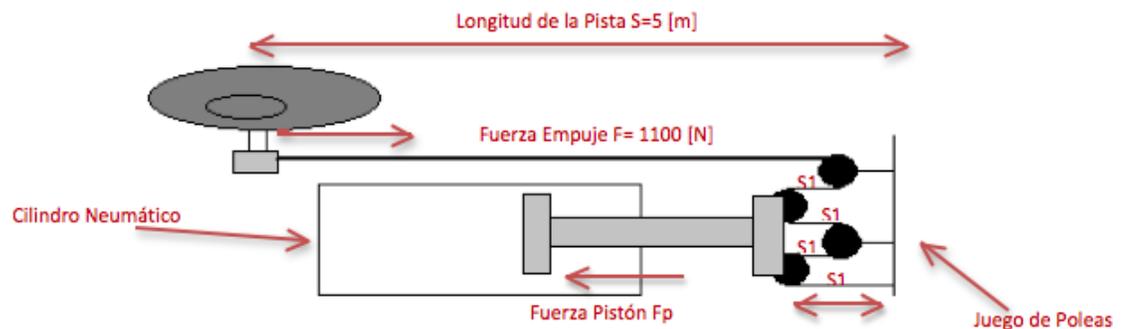


Figura 16.- Esquema del funcionamiento del sistema mecánico de poleas.

$$SF = 0$$

$$F_{piston} = 4F$$

$$F_{piston} = 4(1100 N)$$

$$F_{piston} = 4400 N$$

$$4S_1 = S$$

$$4S_1 = 5 m$$

$$S_1 = \frac{5}{4} m$$

$$S_1 = 1.250 m$$

Como podemos ver en la figura y en los cálculos obtenidos, el pistón necesita una fuerza cuatro veces mayor a la fuerza de empuje anteriormente calculada, es decir, una fuerza total de 4400 N. En el caso de la distancia que debe recorrer el cilindro, con el sistema de poleas se logró reducir 4 veces la longitud de la pista, por lo tanto se necesita una carrera máxima de 1,250 m de largo.

Con las características obtenidas, se procedió a seleccionar el cilindro requerido para nuestro sistema. Para esto se utilizaron las gráficas proporcionadas por los distribuidores de actuadores neumáticos para obtener los valores del diámetro, presión y consumo de aire que necesita.

Se determinó el factor de carga del actuador en función de la aplicación requerida. Para este caso, se requiere un funcionamiento dinámico con movimiento horizontal de la carga en la guía por lo que el factor de carga debe ser igual o menor a 1. Sin embargo, reducimos el valor a 0.5 debido a que el pistón debe alcanzar una alta velocidad de desplazamiento del vástago (0.17m/s). Finalmente con los valores de la fuerza y el factor de carga establecido, seleccionamos en la gráfica el diámetro para nuestro cilindro.

Se seleccionó para nuestro sistema de lanzamiento un cilindro neumático de doble efecto con un diámetro de 125 mm y una carrera de 1250 mm.

Tubería

La red de aire comprimido o tubería neumática es la encargada de distribuir el aire generado por el compresor hasta llegar a los actuadores, evitando cualquier tipo de fuga o caída de presión durante su traslado.

Para el correcto dimensionamiento de tuberías de aire comprimido es necesario tomar en cuenta los siguientes parámetros: presión de trabajo, caudal de aire, longitud de la tubería y la caída de presión (no debe ser superior a 0.1 bares entre el compresor y el actuador). [9]

Tabla 9.- Parámetros a considerar para el dimensionamiento de tubería.

Parámetros	
Presión (P)	8-9 bares
Caudal (Q)	4870 litros/min

Con los valores de presión de trabajo y caudal de aire, utilizamos un nomograma para determinar el diámetro de la tubería y la pérdida de carga en bares por metros de tubería. Según el nomograma para determinar el diámetro de una tubería del *Anexo IA*, con un caudal de 1656.5 litros/min y una presión de 9 bares, al utilizar un diámetro de ½ pulgada tenemos una pérdida de carga de 0.2 bares por cada 10 metros, mientras que para un diámetro de ¾ de pulgada la pérdida de carga es de 0.05 bares por cada 10 metros. Por lo tanto se decidió utilizar 3 metros de tubería de

$\frac{3}{4}$ de pulgada para conectar el compresor a la válvula de control y solo 1 metro y medio del diámetro de $\frac{1}{2}$ pulgada para la conexión de la válvula al pistón.

Además, es necesario tomar en cuenta los accesorios que se utilizarán para unir las tuberías. En nuestro caso se decidió utilizar 2 codos de 90 grados para la tubería de $\frac{1}{2}$ pulgada, los cuales nos permiten hacer un cambio de dirección de la tubería sin ocasionar una pérdida de carga significativa como se muestra en nomograma para longitudes supletorias en accesorios del *Anexo 2A*.

Compresor

Un compresor de aire es aquel que se encarga de tomar el aire de la atmósfera para elevar su presión a un valor deseado de acuerdo al trabajo a realizarse. En la actualidad, existen muchas variedades de compresores en el mercado, por esta razón primero es necesario establecer los requisitos que éste debe de cumplir para poder seleccionar el más adecuado.

Dimensionamiento del Compresor

Respecto al consumo de aire para alimentar el cilindro, consideramos el volumen de éste como el área del pistón por la carrera del mismo, es decir, 0.49 pies^3 . Debido a que la maniobra se realiza en 0.5 segundos, se requiere $0.98 \text{ pies}^3/\text{s}$ o $59 \text{ pies}^3/\text{min}$ (CFM), medido a condiciones de operación.

El caudal de aire libre que requiere el compresor es igual al caudal en condiciones de operación multiplicado por la relación de presiones (trabajo/atmosférica) en términos absolutos. Es decir, si se considera que la presión atmosférica es 1 bar, la presión absoluta de trabajo es igual a 9 bares y la relación de presión es entonces $r = \text{presión abs}/\text{presión atm} = 9$. Por lo tanto, el caudal de aire que debe suministrarse es $59 \text{ CFM} \times 9 = 531 \text{ CFM}$ [10].

Debido a que el valor del caudal es muy elevado, se decidió utilizar un tanque que suministre éste caudal durante los 0.5 segundos para que luego el compresor recupere su presión inicial en el tanque (presión absoluta de trabajo = 9 bares) en aproximadamente una hora, es decir, hasta el siguiente lanzamiento del piquero. Considerando el volumen necesario para alimentar el cilindro y el caudal necesario, se necesitaría un tanque con una capacidad mayor a 34 galones con un compresor que trabaje con presiones superiores a 8 bares o 115 psi.

Una vez determinados todos los requisitos para nuestro compresor, se analizaron los modelos del mercado y se seleccionó el siguiente compresor:

Tabla 10.- Especificaciones del compresor seleccionado para el sistema de lanzamiento.

Compresor de Aire	
Marca	Ingersoll Rand
Modelo	2340L5
Presión máx	175 Psi
Potencia	5 HP
Etapas de compresión	Dos
Presión de trabajo	Superior a 8 bares

Volumen del Tanque	60 galones
--------------------	------------



Figura 18.- Compresor de aire Ingersoll Rand <http://www.aircompressorsdirect.com/Images/Ingersoll-Rand-2340L5.230-1-Air-Compressor/i705.html>

Válvulas de Control

Las válvulas de control neumáticas nos permiten controlar y regular el flujo del fluido en un sistema. Existen diversos tipos de válvulas, sin embargo, para nuestro proyecto se utilizaron dos tipos: una electroválvula y una válvula de escape rápido.

Electroválvula de 5 vías y 2 posiciones

Válvula electromecánica controlada por corriente que nos permite dirigir el funcionamiento de cilindros neumáticos de doble efecto, es decir, permite cambiar simultáneamente las vías de presión y escape.



Figura 19.- Electroválvula 5/2 Marca AirTac <http://www.industriasociadas.com/Airtac/Pdf/114-117.pdf>

Válvula de escape rápido

Son válvulas que permiten vaciar el aire de escape de los cilindros antes de que regrese a la electroválvula, logrando una mayor velocidad en el movimiento del pistón. Es importante colocarlas lo más cercano al actuador para lograr el aumento en la velocidad.



Figura 20.- Escape rápido. <http://www.prevost.es/ACCESORIOS-DE-LINEA/Valvula-de-escape-rapido,es,c-c477-epc1000003.html>

Unidad de Mantenimiento

Es una unidad que permite el correcto funcionamiento del sistema neumático, es decir, es la que regula y mantiene constante la presión durante todo el circuito, filtra las impurezas que se producen en el aire

comprimido y lubrica los componentes neumáticos para prolongar la vida de los mismos. Para lograr todo esto, es necesario que sea colocada inmediatamente después del compresor.



Figura 21.- Unidad de Mantenimiento Marca AirTac
http://sp2.airtac.com/pro_det.aspx?c_kind=4&c_kind2=19&c_kind3=39&c_kind4=43&c_kind5=&id=9

3.2. Diseño Detallado del Sistema

Una vez realizados todos los cálculos y definido cada uno de los componentes determinantes del sistema, se procedió a realizar el diseño detallado en el programa SolidWorks.

3.2.1. Diseño de Piezas. Creación de Planos de Fabricación

3.2.1.1. Estructura de la Plataforma

Con la distancia de recorrido de 5 metros que se obtuvo en las secciones anteriores y el ángulo de disparo establecido en los requerimientos, se realizó el dimensionamiento de la plataforma. Además, se tomó en cuenta el largo de la cola del

piquero en la parte posterior de la plataforma para que ésta no se vea afectada al momento de colocar el avión en la posición inicial. (*Dimensionamiento detallado en láminas 2.1-2.16*).

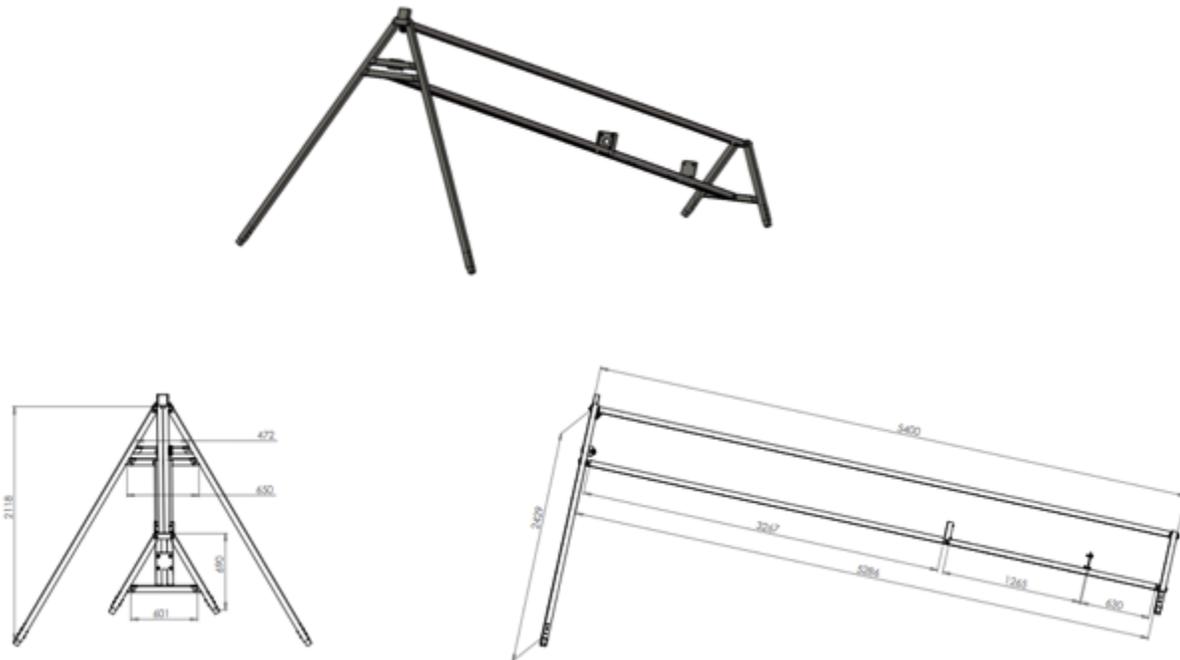


Figura 22.- Diseño de la estructura de la plataforma de lanzamiento.

3.2.1.2. Sistema de Sujeción de la Carga: Carro Completo.

El sistema de sujeción de la carga es un sistema complejo que necesita un análisis detallado considerando todos los factores de diseño del avión Piquero 01. Sin embargo, en nuestro proyecto se decidió realizar sólo un estudio general que nos permita mostrar una posible solución para éste sistema.

Para poder diseñar el carro que transporte el avión sin dejar que éste se desvíe de la pista, es importante estudiar los tres ejes en los que puede rotar el mismo: el transversal, el longitudinal y el vertical. El eje transversal va desde el extremo de una ala hacia la otra y el movimiento que se genera alrededor del mismo se conoce como

cabeceo; el eje longitudinal va desde el morro hasta la cola y el movimiento que genera se denomina alabeo; por último, el eje vertical es aquel que traspasa el centro del avión, es decir, es el eje perpendicular a los dos anteriores y el movimiento que se genera alrededor de éste se llama guiñeo [11].

El punto principal en nuestro diseño del sistema de sujeción fue evitar que se genere cualquiera de los tres movimientos mencionados anteriormente pero al mismo tiempo permitiendo que el avión pueda despegar sin ser frenado al final de la pista. Por lo tanto, se decidió sujetar el avión en dos puntos, el centro de gravedad (punto de intersección entre los tres ejes del avión) y en la parte posterior, a la altura de la cola. El primero nos permite mantener el avión en equilibrio ya que se produce un momento resultante nulo, mientras que el segundo sirve como guía de la cola del avión para evitar que se genere el guiñeo.

Además, para el diseño del carro se optó por una forma rectangular para así utilizar el perfil de la plataforma como riel y guía durante el recorrido. Se utilizaron cuatro ejes de transmisión (dos en la parte superior y dos en la parte inferior) con tres rodamientos para que permitan un deslizamiento rápido. (*Dimensionamiento detallado en láminas 3.1-3.8*).

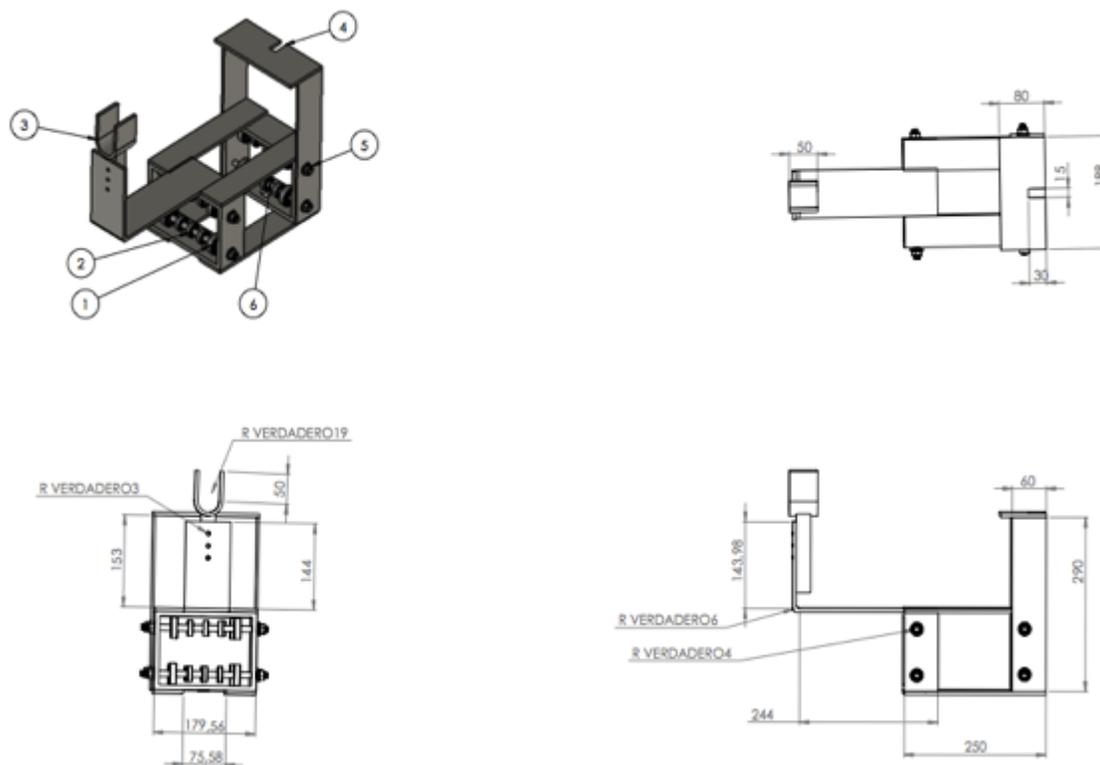


Figura 23.- Diseño del sistema de sujeción de la carga: Carro Completo. (1) Eje de transmisión, (2) Rodamientos, (3) Sujeción Centro de gravedad, (4) Sujeción Cola, (5) Pernos para el Eje

3.2.1.3. Sistema de Amortiguamiento

Al igual que el sistema anterior, se planteó una posible solución para el sistema de amortiguamiento del carro. Esta consistió en dos partes, la primera es una placa de acero soldada a la parte frontal del carro para que ésta nos permita empernar una lámina de caucho que amortigüe el golpe. La segunda fue colocar en la parte final de la pista un amortiguador de moto soldado a un soporte, colocado de tal forma que al momento de chocar la fuerza se disipe tanto en la lámina de caucho como en el amortiguador, evitando que el carro sufra algún daño. (*Dimensionamiento detallado en lámina 5.1-5.2*).

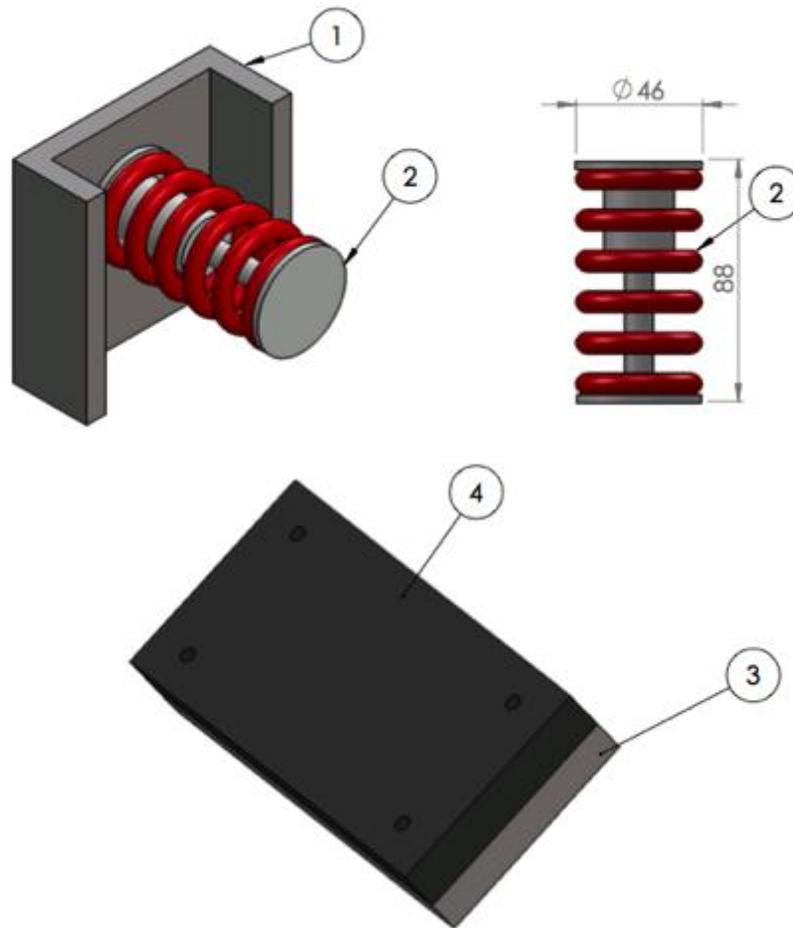


Figura 24.- Diseño del sistema de amortiguamiento. (1) Soporte de amortiguador, (2) Amortiguador de moto, (3) Placa de acero, (4) Lámina de caucho de 20 mm de espesor.

3.2.1.4. Sistema de Poleas

Como se mencionó en secciones anteriores, nuestro sistema de poleas consiste en cuatro poleas que permiten la reducción de distancia en la carrera del vástago a cambio de la multiplicación de fuerzas. Para el diseño de este sistema, primero se eligió el tamaño del cable de acero necesario, para el cual se utilizó un factor de seguridad de 6 (*Anexo 3A*), con este valor y con la carga, se seleccionó el cable de

menor diámetro (3/16 de pulgada) de la tabla de propiedades físicas y mecánicas de los cables de acero del *Anexo 4A*, debido a que la carga real es menor a 0.7 toneladas.

Con el diámetro escogido se decidió buscar las poleas que más se ajusten a nuestras necesidades y sean fáciles de encontrar en el Mercado. Finalmente, para nuestro sistema se seleccionaron poleas de hierro con un diámetro de 2 pulgadas. Éstas poleas serían sujetadas por un par de chumaceras a los lados las cuales a su vez serían empernadas a una platina de hierro que sirve como soporte para el sistema y que se adaptarían a la estructura principal. (*Dimensionamiento detallado en láminas 2.15-2.16*).

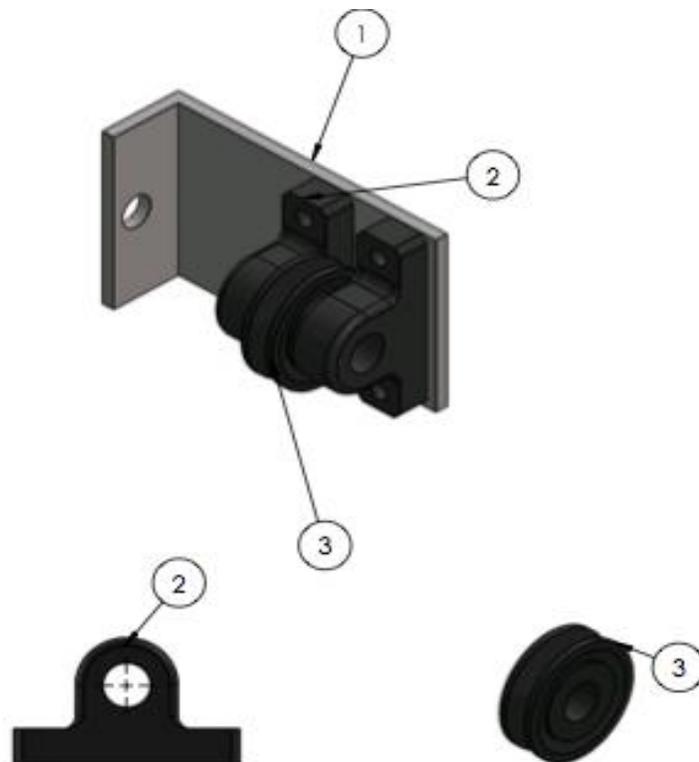


Figura 25.- Diseño del sistema de poleas. (1) Soporte poleas, (2) Chumaceras de hierro, (3) Poleas de hierro

3.2.1.5. Cilindro Neumático

Luego de un análisis detallado en el mercado basado en costos, mantenimiento, garantía y tiempo de entrega, seleccionamos un cilindro de doble efecto Marca AirTac con las dimensiones requeridas: diámetro de 125 mm, longitud de la carrera de 1250 mm y una fuerza de retracción de al menos 5000 N. Además, posee una presión de operación que va desde 1 hasta 10 bares (14 - 145 Psi).

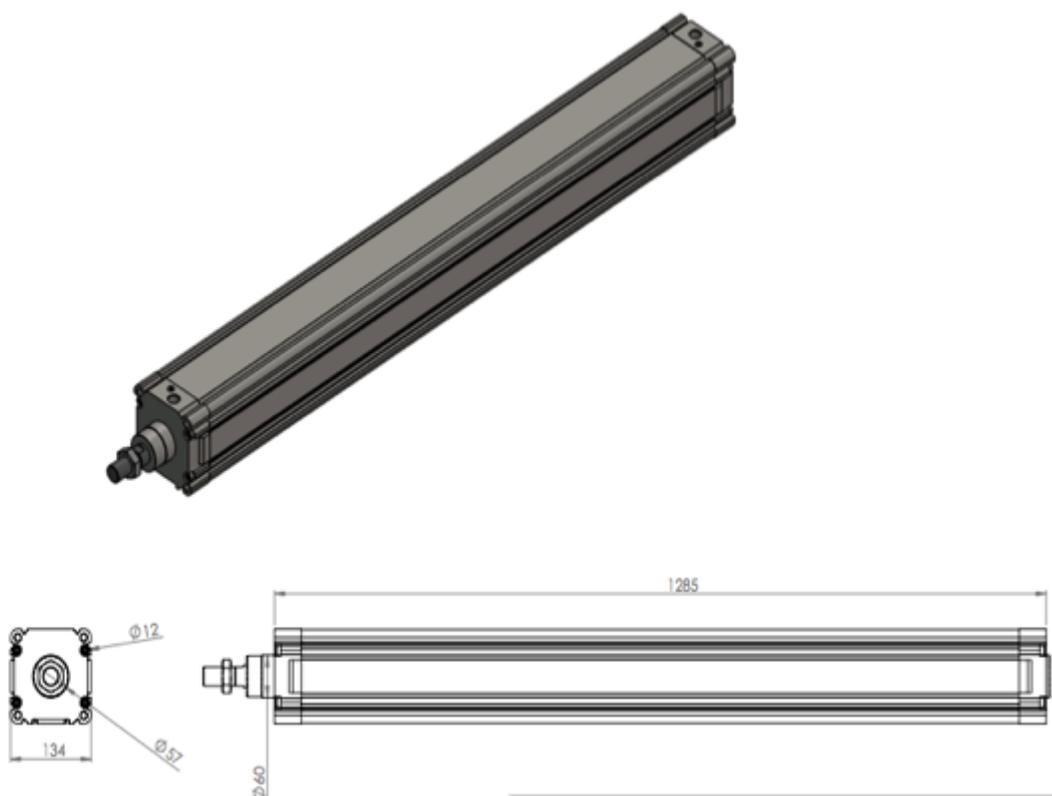


Figura 26.- Cilindro Neumático ISO Marca AirTac SI-125X1250-S.

3.2.1.6. Caja de Control

Es una caja de mando para controles eléctricos (pulsadores, interruptores, electroválvula) y reguladores de presión de aire (unidad de mantenimiento).

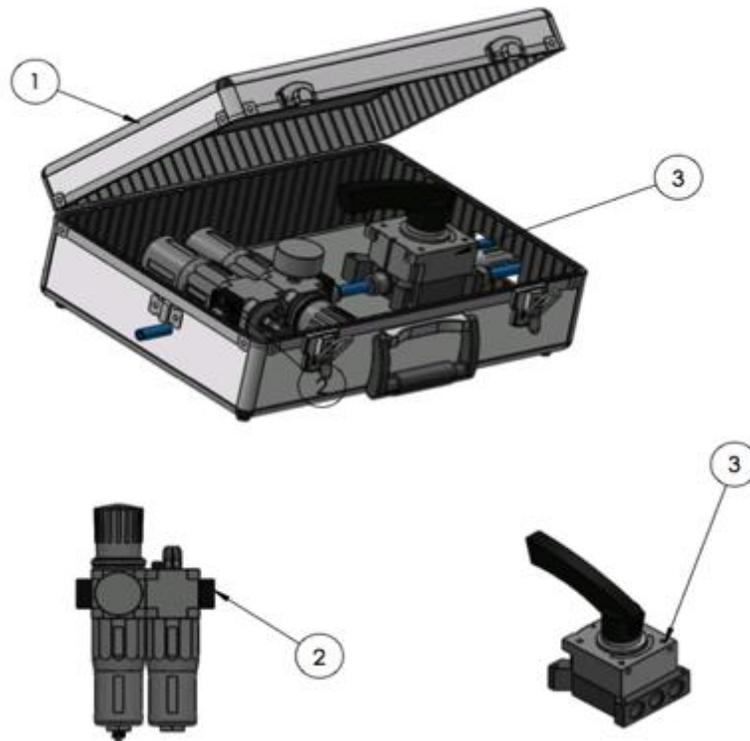


Figura 27.- (1) Caja de Control. (2) Unidad de Mantenimiento F/R-L-1/2." (3) Electroválvula 5/2-1/2

En la parte eléctrica, nos permite regular las funciones de encender/apagar y el cambio de vías de presión (carga y descarga de aire en el cilindro).

3.2.2. Montaje y Ensamblaje de Piezas

Luego de diseñar cada una de las piezas y componentes del sistema de lanzamiento, se procede a ensamblar para finalmente obtener el diseño final en el programa Solidworks.

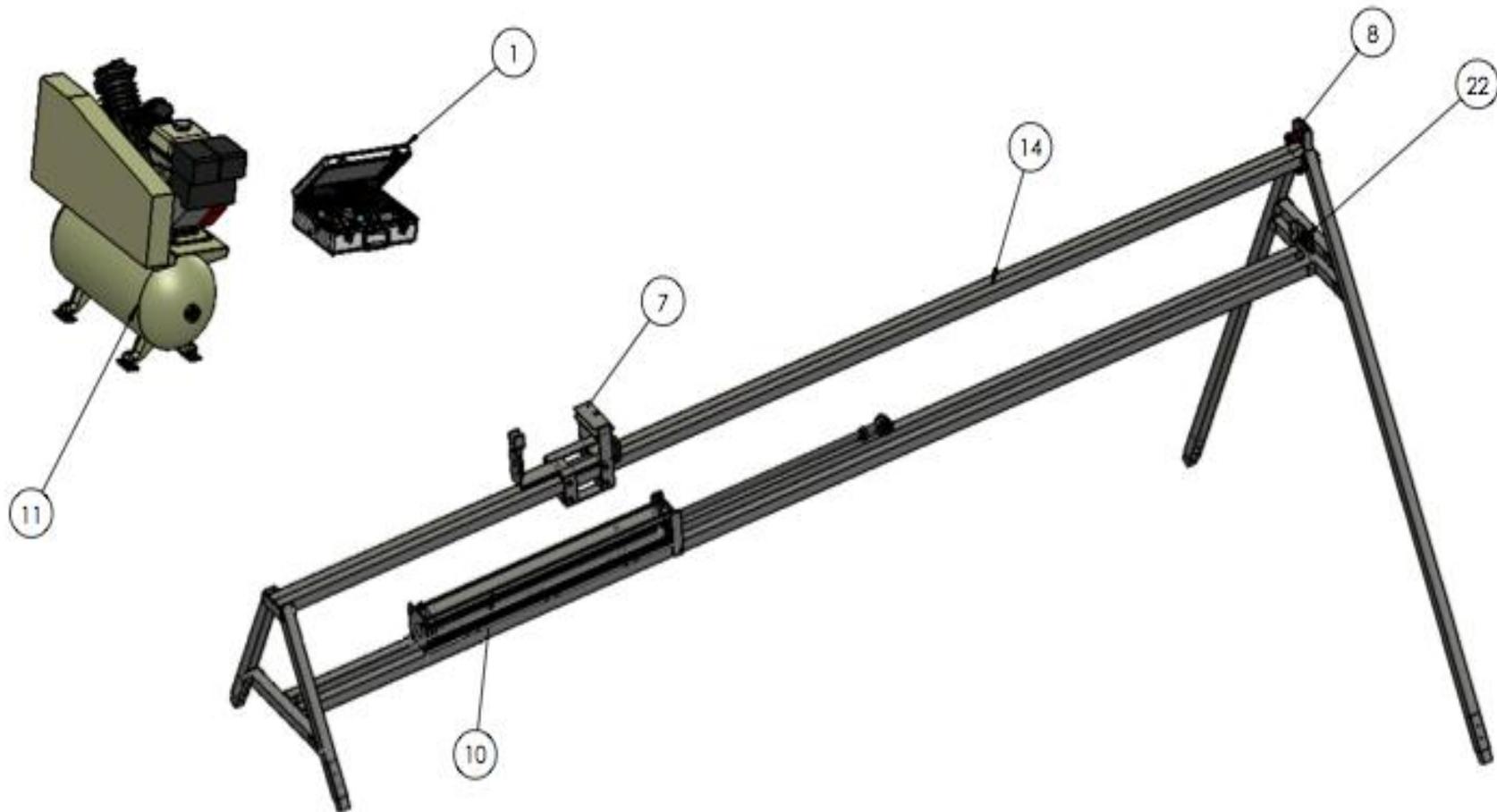


Figura 28.- Lámina 1.1: Montaje y Ensamblaje del Sistema de Lanzamiento para el avión Piquero 01-Galápagos UAV. (1) Caja de Control. (7) Carro Completo. (8) Sistema de Amortiguamiento. (10) Cilindro Neumático. (11) Compresor de Aire (14) Estructura Plataforma (22) Sistema de Poleas.

3.2.3. Sistema de Funcionamiento Final

El funcionamiento del sistema de lanzamiento para el avión Piquero 01 consta de dos partes principales: el sistema mecánico y el sistema neumático-eléctrico. El primero está compuesto por el sistema de sujeción de carga (carro), el cual es guiado por un cable de acero hasta un sistema de 4 poleas que se acopla a un cilindro neumático. El segundo empieza desde el cilindro y a través de tuberías es conectado a una electroválvula. Ésta tiene dos salidas, una a la unidad de mantenimiento y compresor de aire y la otra a la caja de control.

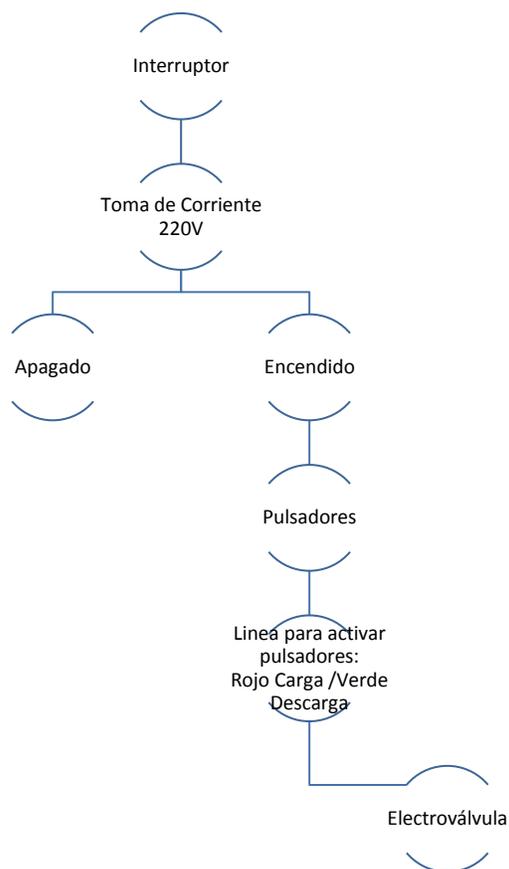


Figura 29.- Diagrama Eléctrico de la Caja de Control

4. CAPITULO IV.- Construcción

4.1. Lista de Materiales y Costos

Una vez determinado el diseño final, se estableció la lista de materiales tomando en cuenta los costos y disponibilidad de los mismos en el mercado.

Tabla 11.- Descripción del material para la plataforma y el sistema de sujeción.

Material	Descripción	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Perfil Cuadrado A36	2'' x 2 mm	6	23.43	140.58
Plancha A36 de 6 mm	500 mm x 400 mm	1	20	20
Plancha A36 de 10 mm	400 mm x 300 mm	1	28	28
Angulo A36	½ x 1/8 x 1000 mm	1	4.30	4.30
Eje Acero A36	D ½ in x 600 mm	1	1.50	1.50
Pernos y Tuercas Hierro Fundido	M10	8	0.93	7.50
Pernos y Tuercas Hierro Fundido	M12	12	0.98	11.76
Pernos y Tuercas Hierro Fundido	M14	12	1.15	13.8
Rodamientos	SKF 6300 2C3	12	5	60
Electrodos	E-6011 1 kg	1	4.5	4.5
Tubo Galvanizado	D ½ in x 6000 mm	2	12.50	25
Cable Acero 6x7	D 1/8 in x 1m	10	1.12	11.2
Oxicorte	Varios	1	65.40	65.40
Varios	Varios	1	20	20
Transporte Perfiles	Acercom-USFQ	1	20	20
			TOTAL	433.54

Tabla 12.- Descripción del material para el sistema neumático.

Material	Descripción	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Cilindro Neumático	ISO D125mm C1250 mm	1	972.16	972.16
Unidad de Mantenimiento	F/R-L-½	1	147.03	142.03
Escape Rápido	½'' AirTac	1	51.36	51.36
Electroválvula	5/2 - ½ '' BI 220 VAC	1	170	170
Caja de Control	Incluye accesorios	1	200.5	200.5
Manguera Poliuretano 300 Psi	½'' x 1000 mm	2	34	68
			TOTAL	1604.06

4.2. Construcción del Sistema de Lanzamiento

La construcción del sistema de lanzamiento se realizó en el taller mecánico de la Universidad. Para la cual se emplearon las diferentes máquinas y equipos que se encuentran en el mencionado taller: soldadura de arco revestido, fresadora, torno, amoladora, sierra para acero, entre otros. Durante este proceso se realizaron cambios en los planos iniciales debido a la disponibilidad de los materiales en el mercado, por ejemplo en el sistema de poleas al igual que en el prototipo del carrito.



Figura 31.- Perfiles de acero soldados para formar la pista de la plataforma.



Figura 32.- Corte de perfiles para soportes de la estructura.



Figura 33.- Soldando los ángulos en la plataforma .



Figura 34.- Colocando los perfiles de apoyo para la pista de la plataforma.



Figura 35.- Platinas soldadas a los travesaños y empernadas a la estructura.



Figura 36.- Platina soldada a la pista de la plataforma y empernada a los soportes principales de ésta.



Figura 37.- Colocación del soporte del pistón a la estructura.



Figura 38.- Perforación con la fresadora de las placas sujetadoras del cilindro.



Figura 39.- Carro rediseñado para utilizar en las pruebas.



Figura 40.- Sistema de poleas colocado en el vástago del cilindro neumático.

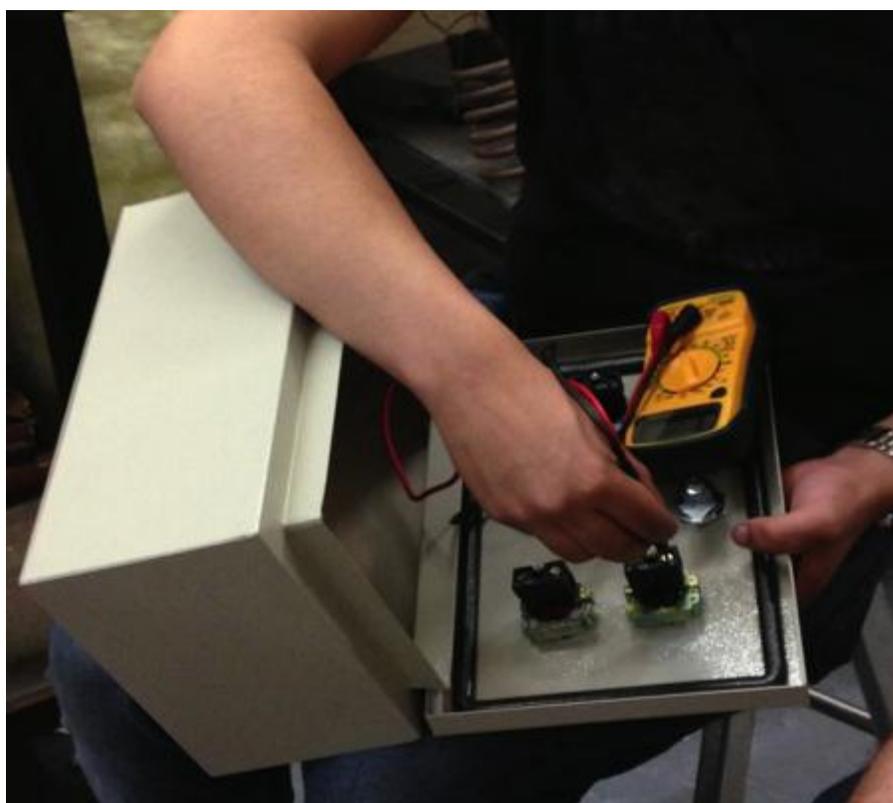


Figura 41.- Conexión y prueba de la caja de control.

5. CAPITULO V.- Pruebas

5.1. Pruebas del Sistema

Terminada la construcción y verificación del correcto funcionamiento de cada uno de los componentes del sistema, se procedió a desarmar y trasladar la plataforma de lanzamiento a un lugar establecido para realizar las respectivas pruebas.

5.1.1. Metodología de las pruebas

- Las pruebas se realizaron en las instalaciones de la Empresa Imetca, la cual nos facilitó el uso de un compresor de tornillo de 5 Hp debido a la falta de presupuesto para adquirir uno.
- Para las pruebas se utilizó un carro con menores dimensiones para disminuir costos de construcción.
- Por cuestiones de seguridad, se decidió soldar la carga al carro para evitar el lanzamiento de la misma.
- Se estableció realizar diferentes pruebas: el funcionamiento del pistón solo, del pistón y las poleas adaptadas al mismo, del carro sin carga y del carro con cargas de 10 y 30 kg para poder analizar la diferencia entre las mismas, la variación en los tiempos que se demoran en terminar el ciclo y las posibles pérdidas que se generan.

5.2. Resultados de las pruebas

Las pruebas que se realizaron fueron divididas en seis etapas, debido a las modificaciones que se fueron ejecutando de acuerdo a los problemas y fallas que se presentaron al momento de probar el sistema.

5.2.1. Prueba 1

La prueba 1 se realizó solo con el carro, sin ninguna carga sobre éste para primero poder verificar el correcto funcionamiento de nuestra plataforma; tener una referencia del tiempo que se demoraba en realizar el lanzamiento y las mejoras que se podían hacer basándonos en ésta.

Tabla 13.- Resultados de la Prueba 1 sin carga utilizando presiones de 140 a 150 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	0	1,18	0,72	8,47	1,25
2	0	1,20	0,69	8,33	1,23
3	0	1,13	0,78	8,85	1,32
4	0	0,95	1,11	10,52	1,65
5	0	1,10	0,82	9,09	1,36
6	0	1,30	0,59	7,69	1,12
7	0	0,81	1,52	12,34	2,07
8	0	1,16	0,74	8,62	1,28
9	0	0,98	1,04	10,20	1,58
10	0	1,00	1,00	10,00	1,54
	Promedio	1,08	0,90	9,41	1,44

El tiempo promedio que se demoró el carro en recorrer la pista de la plataforma fue de 1.08 segundos, casi el doble del tiempo calculado anteriormente, esto nos dio como resultado una velocidad de sustentación de 9.4 m/s cuando el Piquero 01 necesita 20 m/s.

5.2.2. Prueba 2

Para la prueba 2 se modificó el par de poleas que se encontraban ubicadas en el vástago del pistón, ya que al realizar el lanzamiento rozaban contra el perfil que soporta al cilindro. Se colocaron un par de rodamientos (uno a cada lado) para que éstos sirvan de guía y eviten que las poleas giren y rocen contra la estructura disminuyendo la fricción.



Figura 42.- Rodamientos adaptados para evitar rozamiento de la placa con la estructura.

Además se decidió reemplazar la tubería de acero galvanizado que distribuía el aire desde el cilindro a la electroválvula por mangueras de poliuretano de 300 Psi, eliminando así los codos por donde se generaban fugas y por ende caída de presión.



Figura 43.- Conexión y prueba de la caja de control.

Una vez realizadas las modificaciones se hicieron las pruebas variando la carga en el carro y se obtuvieron los diferentes resultados.

Tabla 14.- Resultados de la Prueba 2 utilizando una presión de 150 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	0	0,93	1,15	10,75	1,70
2	0	0,97	1,06	10,30	1,60
3	0	1,01	0,98	9,90	1,52
4	0	1,01	0,98	9,90	1,51
5	0	0,87	1,32	11,49	1,87
6	0	1,00	1,00	10,00	1,54
7	0	1,01	0,98	9,90	1,52
8	0	1,02	0,96	9,80	1,49
9	0	1,00	1,00	10,00	1,53
10	0	0,99	1,02	10,10	1,56
11	0	1,00	1,00	10,00	1,53
12	0	1,05	0,91	9,52	1,44
	Promedio	0,98	1,04	10,20	1,58

Tabla 15.- Resultados de la Prueba 2 con una carga de 10 kg y una presión de 150 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	10	1,08	0,85	9,25	1,39
2	10	1,11	0,81	9,01	1,35
3	10	1,13	0,78	8,85	1,32
4	10	1,09	0,84	9,17	1,37
5	10	1,11	0,81	9,00	1,34
	Promedio	1,10	0,82	9,06	1,35

Tabla 16.- Resultados de la Prueba 2 con una carga de 30 kg y una presión de 150 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	30	1,09	0,84	9,17	1,37
2	30	1,16	0,74	8,62	1,27
3	30	1,18	0,72	8,47	1,25
4	30	1,13	0,78	8,84	1,32
5	30	1,15	0,76	8,70	1,29
	Promedio	1,14	0,77	8,76	1,30

El tiempo que se demoró el carro en recorrer la pista sin carga alguna fue de 0.98 segundos, es decir, alcanzó una velocidad promedio de 10.19 m/s. Luego se procedió a colocar cargas de 10 y 30 kg que dieron como resultado velocidades de 9.06 m/s y 8.76 m/s respectivamente. De ésta manera se pudo apreciar que existe una disminución en la velocidad de 1.5 m/s aproximadamente al colocar la carga en el sistema, demostrando así que existe una fuerza de fricción y rozamiento en el sistema de poleas y en el carrito que ocasionan una pequeña variación.

5.2.3. Prueba 3

Analizando los resultados en las pruebas anteriores, se decidió disminuir la distancia de la manguera que conectaba el compresor a la electroválvula, para así de esta forma reducir las posibles pérdidas ocasionadas por la caída de presión en la tubería.



Figura 44.- Conexión electroválvula-compresor.

Como se muestra en la figura 44, la electroválvula se conecta directamente a la salida del compresor utilizando un neplo de 2 pulgadas de longitud eliminando por completo la manguera de 5 metros de longitud que se utilizaba en las pruebas anteriores. De esta forma se obtuvieron los siguientes resultados:

Tabla 17.- Prueba 3 con una carga de 30 kg y una presión de 150 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	30	0,70	2,04	14,28	2,60
2	30	0,65	2,37	15,38	2,93

3	30	0,75	1,78	13,33	2,33
4	30	0,65	2,36	15,38	2,93
5	30	0,70	2,04	14,29	2,60
6	30	0,68	2,16	14,71	2,72
7	30	0,81	1,52	12,35	2,07
8	30	0,72	1,92	13,89	2,48
9	30	0,78	1,64	12,82	2,19
10	30	0,79	1,60	12,66	2,15
11	30	0,68	2,16	14,70	2,72
12	30	0,89	1,26	11,23	1,81
13	30	0,83	1,45	12,04	2,00
14	30	0,80	1,56	12,50	2,11
15	30	0,81	1,52	12,34	2,07
16	30	0,80	1,56	12,53	2,11
	Promedio	0,75	1,81	13,40	2,36

Los resultados demostraron que la reducción de longitud de la manguera permitió disminuir el tiempo y por lo tanto aumentar la velocidad en un 32.95% alcanzando un valor de 13.17 m/s. Es decir, se logró disminuir la pérdida de presión debido a la longitud de la manguera que separaba la salida de aire del compresor con la electroválvula.

5.2.4. Prueba 4

En la prueba 3 se logró una disminución en el tiempo de recorrido y un aumento en la velocidad considerable. Sin embargo, no se obtuvieron los valores requeridos para que el avión Piquero-01 alcance su velocidad de sustentación. Por lo tanto para la prueba 4 se decidió implementar un sistema de válvulas angulares para que éstas nos permitan incrementar el diámetro de entrada y salida del flujo de aire para conseguir un aumento de caudal que disminuya el tiempo que se demora en retraer el pistón.

A diferencia del diagrama neumático de la figura 30 del capítulo 3, en éste (*Anexo 5A*) se aumentaron las dos válvulas angulares de 1" y 1/2" para que nos permitan velocidades de caudal más altas. Las válvulas angulares o de asiento angular consisten en válvulas de 2/2 vías con accionamiento indirecto, las cuales se encuentran a cargo de una unidad de control adicional, es decir, de una electroválvula de 5/2 vías que regula la alimentación del fluido de pilotaje a la cámara [12].



Figura 45.- Sistema de válvulas angulares.



Figura 46.- Electroválvula que activa y desactiva el sistema de válvulas angulares.

Una vez realizados los cambios e instalación de las nuevas válvulas se obtuvieron los siguientes resultados:

Tabla 18.- Prueba 4 sin carga y a una presión de 140 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	0	0,65	2,36	15,38	2,94
2	0	0,70	2,04	14,28	2,60
3	0	0,83	1,44	12,04	1,98
4	0	0,83	1,45	12,05	1,99
5	0	0,85	1,38	11,76	1,92
6	0	0,82	1,48	12,19	2,03
7	0	0,80	1,56	12,50	2,11
8	0	0,53	3,55	18,87	4,15
9	0	0,64	2,44	15,63	3,00
10	0	0,61	2,68	16,39	3,25
11	0	0,69	2,10	14,49	2,66
12	0	0,71	1,98	14,08	2,54
13	0	0,73	1,88	13,69	2,43
14	0	0,74	1,83	13,51	2,38
15	0	0,75	1,78	13,33	2,33
16	0	0,81	1,56	12,51	2,11
	Promedio	0,73	1,97	13,92	2,53

Los valores promedios del tiempo que se demora en recorrer la pista y la velocidad que alcanza mejoraron en 5.6%, es decir, la velocidad promedio aumentó de 13.18 m/s a 13.92 m/s. Como se puede ver, los resultados que se obtuvieron en la prueba 5 no mostraron un avance significativo en el sistema ya que la velocidad promedio debería alcanzar los 20 m/s.

5.2.5. Prueba 5

Para la prueba 5 se verificó la conexión del sistema de válvulas angulares con la ayuda de los proveedores de las mismas y su experiencia en neumática. Una vez comprobada la conexión se procedió a tomar nuevos datos; los resultados se mantuvieron igual que en la prueba 4, sin embargo, al probar el sistema nos pudimos percatar que si se vaciaba por completo la cámara del cilindro, la velocidad de desplazamiento para retraer el vástago se incrementaba de forma considerable. Para lograr ésto, se manipuló la electroválvula sin la caja de control para controlar manualmente la presión con la que se llena la cámara posterior, es decir, para disminuir la presión con la que ingresa el aire comprimido a la cámara. Tomando en cuenta éste análisis se procedió a tomar los siguientes datos:

Tabla 19.- Prueba 5 con una presión de 140 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	0	0,35	8,16	28,57	8,85
2	0	0,35	8,16	28,57	8,85
3	0	0,36	7,72	27,78	8,39
4	0	0,33	9,18	30,30	9,89
5	0	0,36	7,72	27,78	8,39
6	0	0,35	8,16	28,57	8,85
7	0	0,37	7,30	27,03	7,97

8	0	0,33	9,18	30,30	9,89
9	0	0,36	7,72	27,78	8,39
10	0	0,35	8,16	28,57	8,85
	Promedio	0,35	8,15	28,53	8,83

El tiempo promedio que se demoró el pistón en desplazarse fue de 0.351 segundos y alcanzó una velocidad promedio aproximada de 28.52 m/s, por lo tanto se consiguió un aumento del 104.8% en relación a los resultados de la prueba 4. No obstante, la aceleración obtenida supera el límite de los 4G del avión y el $n_x = 5$ del factor de carga, por lo que es necesario disminuir el tiempo en el que el vástago se retrae.

5.2.6. Prueba 6

A pesar que en la prueba 5 se logró un aumento considerable en la velocidad y aceleración, los valores obtenidos exceden el límite de la aceleración máxima frontal de 4G. Para esto se implementó un sistema de regulación de presión y velocidad que permite establecer la presión con la que se llena la cámara posterior del cilindro cuando el vástago realiza la carrera de avance y un silenciador regulador de flujo que controle la velocidad con la que realiza el pistón la carrera de retroceso.

El nuevo diagrama neumático que se muestra en el *Anexo 6A*, nos muestra que se reemplazó el sistema de válvulas angulares con los reguladores de presión y flujo, ya que éstos permiten aumentar la velocidad de retracción del vástago de manera más efectiva que las válvulas.

Una vez realizados los cambios en el sistema, se procedió a hacer las pruebas variando la carga en el carro y regulando la presión y el flujo para lograr visualizar el

rango de velocidades que se puede obtener con el nuevo diagrama neumático. Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Tabla 20.- Prueba 6 sin carga con regulador de presión y de flujo cerrado.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	0	0,71	1,98	14,08	2,54
2	0	0,72	1,93	13,89	2,49
3	0	0,75	1,78	13,33	2,33
4	0	0,76	1,73	13,16	2,28
5	0	0,76	1,73	13,16	2,28
6	0	0,72	1,93	13,89	2,49
7	0	0,76	1,73	13,16	2,28
	Promedio	0,74	1,83	13,52	2,38

Tabla 21.- Prueba 6 sin carga con regulador de presión y de flujo abierto.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	0	0,61	2,69	16,39	3,26
2	0	0,6	2,78	16,67	3,35
3	0	0,65	2,37	15,38	2,93
4	0	0,62	2,60	16,13	3,17
5	0	0,65	2,37	15,38	2,93
	Promedio	0,626	2,56	15,99	3,13

Tabla 22.- Prueba 6 sin carga con regulador de presión.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	0	0,51	3,84	19,61	4,44
2	0	0,52	3,70	19,24	4,29
3	0	0,51	3,84	19,61	4,44
4	0	0,50	4,00	20,00	4,60
5	0	0,50	4,00	20,00	4,60
	Promedio	0,51	3,88	19,69	4,47

Tabla 23.- Prueba 6 con 30Kg de carga variando el regulador de presión y de flujo a una presión de 140 Psi.

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	30	0,70	2,04	14,29	2,60
2	30	0,71	1,98	14,08	2,54
3	30	0,65	2,37	15,38	2,93
4	30	0,60	2,78	16,67	3,35
5	30	0,58	2,97	17,24	3,55

Se logró obtener diferentes valores en la velocidad dependiendo de como se iba regulando tanto la presión de la cámara posterior como el flujo de salida de la misma. El rango de velocidades que se obtuvo fue de 13 m/s a 20 m/s, es decir, se alcanzó la velocidad de sustentación requerida y se pudo mantener la aceleración máxima frontal igual o menor a los 4G. Además, el factor de carga que está soportando el avión no supera su límite que es 5.

5.3. Entrega y Verificación del Funcionamiento del Sistema

Una vez terminadas todas las pruebas y logrado el objetivo final, se continuó con la entrega oficial del sistema de lanzamiento. Para esto se verificó el correcto funcionamiento del sistema y las diferentes velocidades que éste podía alcanzar al momento de retraer el vástago del cilindro.



Figura 47.- Sistema de regulación de flujo y presión instalado a la salida del escape rápido.



Figura 48.- Instalación Neumática del Sistema de Lanzamiento

Durante la verificación del funcionamiento se fue regulando el silenciador controlador de flujo para obtener las diferentes velocidades con las que se puede trabajar en el sistema, es decir, se señaló una posición inicial en el regulador de flujo y cada vez que se giraba $\frac{1}{4}$ de vuelta a partir de la posición cero se tomaron los datos.

Tabla 24.- Prueba con 30Kg de carga variando la posición del regulador de flujo cada 1/4 de vuelta.

Posición	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
0	30	0,79	1,60	12,66	2,15
0	30	0,79	1,60	12,66	2,15
1	30	0,77	1,69	12,99	2,24
1	30	0,78	1,64	12,82	2,19
2	30	0,75	1,78	13,33	2,33
2	30	0,74	1,82	13,51	2,37
3	30	0,7	2,04	14,28	2,57
3	30	0,71	1,98	14,08	2,50

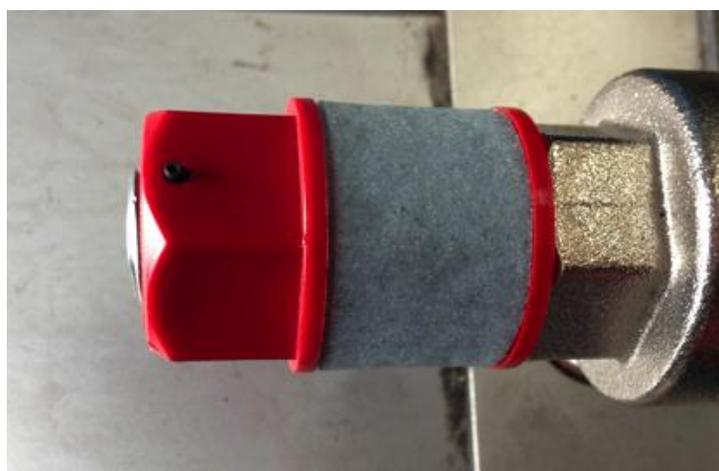


Figura 49.- Posición 1: Posición inicial del Silenciador Regulador de Flujo



Figura 50.- Posición 4: Posición final del Silenciador Regulador de Flujo (una vuelta completa)

Además se decidió realizar pruebas sin el regulador de flujo para ver cual es la velocidad máxima que puede alcanzar el mecanismo. Sin embargo, después de la primera prueba, la ausencia de un sistema de amortiguador que disipe la fuerza de lanzamiento a altas velocidades ocasionó que el carrito sufra daños en su estructura y deje de funcionar.

Tabla 25.- Prueba con 30 kg de carga sin utilizar el regulador de flujo

Prueba	Carga (Kg)	Tiempo (s)	Aceleración (g)	Velocidad (m/s)	F. Carga (Nx)
1	30	0,44	5,17	22,72	5,65

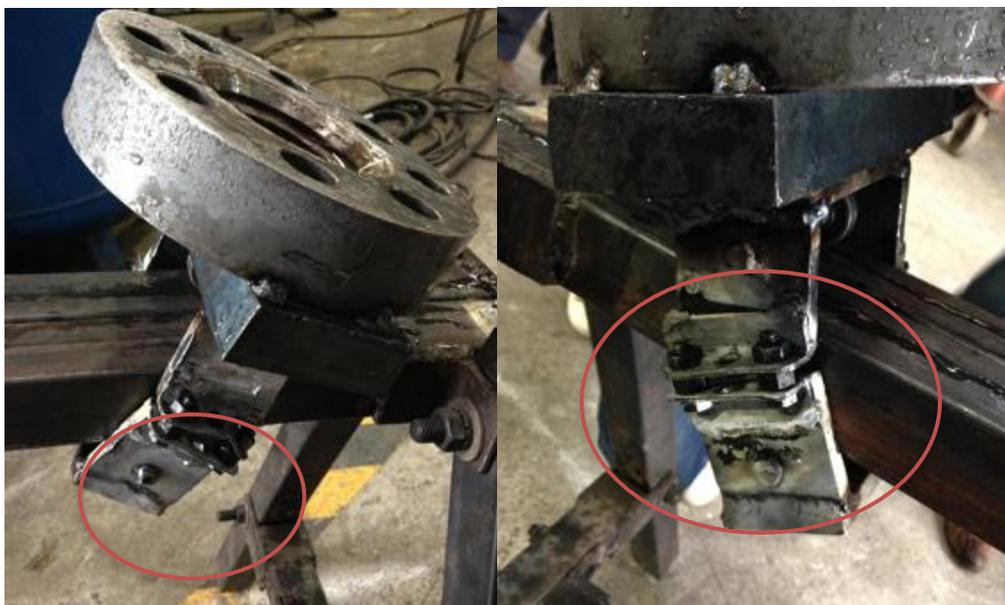


Figura 51.- Prototipo del Carrito después de las pruebas

6. CAPITULO VI.- Conclusiones y Recomendaciones

6.1. Conclusiones

- Se realizó el diseño, construcción y pruebas de un sistema de lanzamiento para el avión Piquero Galápagos UAV el cual permite alcanzar la velocidad de sustentación necesaria para que el avión logre despegar sin que exceda el límite de aceleración frontal de 4G.
- Se logró cumplir con todos los requerimientos técnicos especificados, no obstante, las pruebas fueron realizadas con un bloque de acero soldado a un prototipo del sistema de sujeción, el cual permitió representar el peso real del Piquero 01.
- Realizar un estudio de los sistemas existentes fue fundamental para el proyecto ya que nos permitió seleccionar el mecanismo que se adapte a nuestras necesidades de una manera más eficiente.
- El modo de operación del sistema seleccionado es sencillo, el operador puede regular la velocidad con la que el avión despegue dependiendo de la carga del mismo y de las condiciones ambientales en las que se encuentre, siempre y cuando éstos no varíen de forma drástica.
- El proceso de pruebas del sistema fue indispensable, ya que poco a poco se logró mejorar el sistema tanto en la parte estructural como en la parte neumática hasta lograr cumplir con los requerimientos técnicos. Además nos permitió eliminar elementos que no eran necesarios para el funcionamiento del sistema como las válvulas angulares.
- Se demostró que la estructura del sistema es desmontable y que permite ser trasladado con facilidad. Por otra parte, la longitud de la pista no excede los 6 m de largo y genera un ángulo de disparo de 15 grados con respecto a la horizontal.
- Para lograr la velocidad y la aceleración necesaria, se colocaron las mangueras lo mas cerca posible del compresor para evitar pérdidas en el sistema durante las pruebas.

- Se demostró que el diseño y construcción de sistemas de lanzamiento para aviones no tripulados es factible construirlo en nuestro país, debido a que el costo de la elaboración del mismo se encuentra mucho más bajo de los sistemas similares que se pueden encontrar actualmente en el mercado. El costo total del proyecto es de 3140 dólares incluido el compresor, mientras que el costo un sistema de lanzamiento similar está en 14000 dólares aproximadamente.

6.2. Recomendaciones

- Al momento de utilizar el sistema, asegurarse que la presión de la cámara posterior y el flujo de salida (controlador de velocidad) se encuentren regulados para evitar que el Piquero 01 exceda el límite de aceleración frontal al momento de ser lanzado.
- Implementar y construir el sistema de amortiguación diseñado que nos permita disipar la fuerza de lanzamiento para evitar que el carro y el avión sufra algún daño al momento de realizar el lanzamiento.
- Revisar y analizar el diseño final del sistema de sujeción del avión para lograr que éste pueda despegar sin ser frenado al final de la pista. Considerar que es necesario que el carro este compuesto por dos secciones unidas entre sí para dar mayor estabilidad al Piquero 01 evitando que pierda el equilibrio y a su vez que genere fuerzas de fricción contra la pista.
- Instalar guías en el sistema mecánico de poleas que nos permita asegurar el cable de acero para que éstas no se desvíen durante el recorrido del cilindro hasta el carrito a lo largo de la pista.
- Colocar un recubrimiento de pintura sobre la estructura que permita proteger a la misma de la corrosión y oxidación que pueden presentarse en condiciones climáticas húmedas como las de Galápagos. Además, al momento que se guarda el sistema, colocar una protección al cilindro neumático para protegerlo del polvo.
- Reemplazar el compresor por un tanque de aire comprimido que permita el funcionamiento del sistema sin necesidad de una conexión eléctrica.

- Cambiar la posición en la que se encuentra el cilindro para facilitar las tomas de las mangueras, evitando que éstas se interpongan en el recorrido del avión a lo largo de la pista.

7. CAPITULO VII.- Bibliografía

Referencias y Textos Consultados

[1] “Islas Galápagos Ecuador Sudamérica. La perla del Pacífico”. Costasur. Enero, 2013.

<<http://ecuador.costasur.com/es/islas-galapagos.html>>

[2] “Los Nuevos Portaaviones”. busquets, Camil. 18 Marzo, 2013.

<http://www.defensa.com/index.php?option=com_content&view=article&id=223-portaaviones&catid=69:reportajes&Itemid=195>

[3] “Qué es un elastómero?”. <<http://www.losadhesivos.com/elastomero.html>>

[4] “Diseño de Plataforma de Despegue para el Vehículo Aéreo Piloteado por Control remoto (RPV) Desarrollado en el CIDFAE ALA#12 y Construcción de la Plataforma a Escala 1:5”. Samaniego, Julio. Pillajo, Víctor. Escuela Politécnica del Ejército. Septiembre, 2006

[5] “Google Patents”. <<http://www.google.com/patents>>

[6] “Acero ASTM A36”. <<http://es.scribd.com/doc/89693272/Acero-ASTM-A36>>

[7] “Sistemas Neumáticos: Principios y Mantenimiento”. S. R. Majumdar. Editorial McGraw-Hill Interamericana. México, 1998.

[8] “Neumática”. Control Neumático e Hidráulico.

<<http://www.areatecnologia.com/NEUMATICA.htm>>

[9] “Neumática: Sistema de Aire Comprimido“

<http://www.guillesime.galeon.com/index_archivos/Page736.htm>

[10] Juan Carlos Eguas, Ing. Gerente de Cuenta. La Llave. Quito: Mayo 2013.

[11] “Principios Básicos: Ejes del avión”. Manual de Vuelo

<<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>>

[12] “Válvulas de asiento inclinado”. Características y cuadro general de producto. FESTO.

<http://www.festo.com/net/es_corp/SupportPortal/default.aspx?cat=4043>

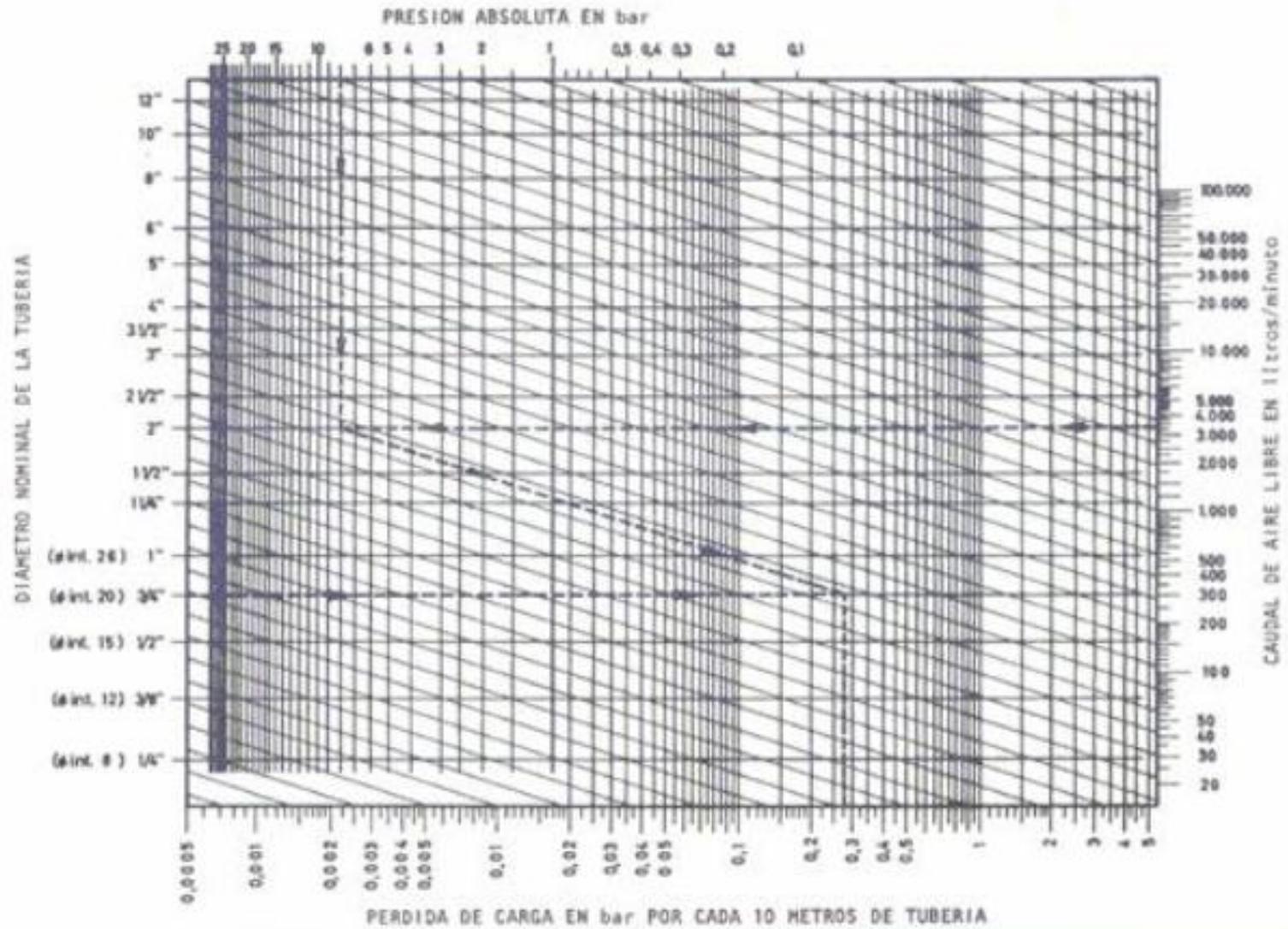
[13] “Mecánica de Materiales”. Beer F., Johnston E. y Dewolf J. McGraw Hill, 2007. 4ta Edición.

[14] “Physics for Scientists and Engineers“. Serway, Raymond. Octava Edición. 2009

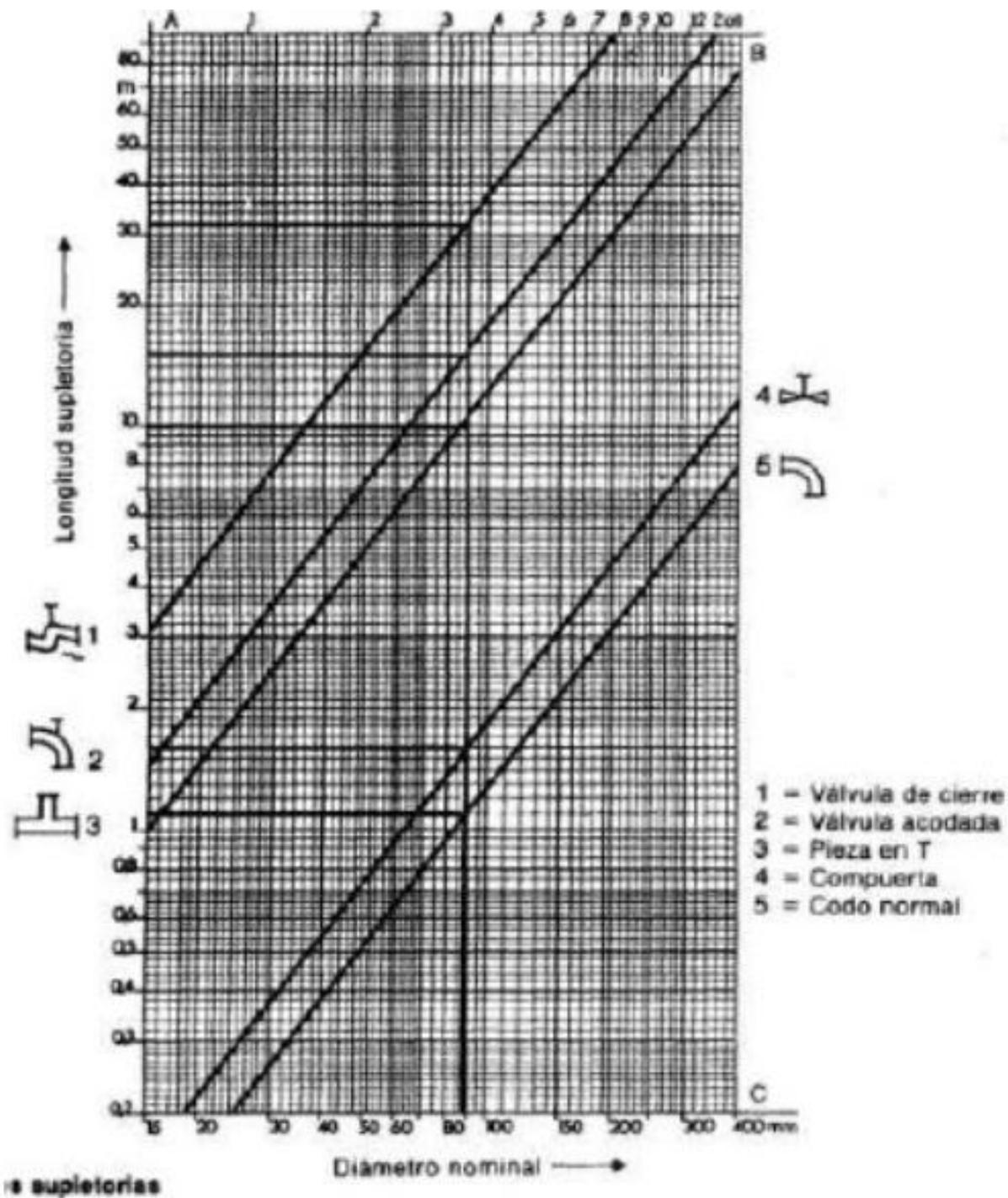
8. CAPITULO VIII.- Anexos

ANEXO A

Anexo IA.- Nomograma para determinar el diámetro de una tubería.
http://www.gullesime.galeon.com/index_archivos/Page736.htm



Anexo 2A.- Nomograma para longitudes supletorias en accesorios.
 [http://maqlab.uc3m.es/NEUMATICA/Capitulo5/C5_apartado3.htm]



Anexo 3A.- Factor de seguridad para cables de acero

[[http://www.ina.ac.cr/biblioteca/biblioteca_central/NORMAS%20DE%20SEGURIDAD%20Y%20MANTENIMIENTO%20EN%20ACTIVIDADES%20CON%20CABLES%20Y%20CUERDAS%20\(TUAV%20281\).pdf](http://www.ina.ac.cr/biblioteca/biblioteca_central/NORMAS%20DE%20SEGURIDAD%20Y%20MANTENIMIENTO%20EN%20ACTIVIDADES%20CON%20CABLES%20Y%20CUERDAS%20(TUAV%20281).pdf)]

FACTOR DE SEGURIDAD

Tipo de Servicio	Factor de Seguridad
Cables de guía estáticos	3 - 4
Sostenes	4 - 5
Grúas	5
Máquinas para terraplenar	5
Servicios generales de levantamiento de cargas	5 - 6
Eslingas	5 - 6
Planos inclinados (montados sobre rieles)	6
Puentes rodantes	6 - 8
Grúas - Torres de perforación (tipo Petróleo)	6 - 8
Winchas eléctricas y neumáticas	7
Puentes rodantes de hornos siderúrgicos	8
Ascensores de baja velocidad (16 a 100 m/min)	7 - 8
Ascensores de alta velocidad (101 a 470 m/min)	9 - 11

Anexo 4A.- Tabla de propiedades físicas y mecánicas de los cables de acero.
[http://www.induferro.com/doc/Propiedades.pdf]

PROPIEDADES FISICAS Y MECANICAS DE LOS CABLES DE ACERO - CABLEMAX

PESO APROXIMADO EN LIBRAS / PIES							RESISTENCIA DE ROTURA - TONELADAS DE 2.000 LIBRAS														
							6X7		6X19		6X37		6x19 6x36		8x19			18x7 19x7			
DIAM. PULG.	6x7	6x19 6x36	6x19 6x36	8x19	8x19	18x7 19x7	IPS		EIPS		IPS		IPS		IPS			IPS	EIPS	IPS	EIPS
	F.C.	F.C.	IWRC	F.C.	IWRC	-	F.C.	GAL V F.C.	F.C.	IWRC	F.C.	IWRC	GAL V F.C.	GAL V IWRC	F.C.	IWRC	IWRC	-	-		
3/16	.056	.059	.065				1,50	1,35	1,70			1,55	1,67	1,40	1,50						
1/4	.094	.10	.11	.098		108	2,64	2,38	3,02	3,40	2,74	2,94	2,47	2,65	2,35				2,51	2,77	
5/16	.15	.16	.18	.15	.18	169	4,10	3,69	4,60	5,27	4,26	4,58	3,83	4,12	3,65				3,90	4,30	
3/8	.21	.24	.26	.22	.26	.24	5,86	5,27	6,71	7,55	6,10	6,56	5,49	5,90	5,24	5,76	6,63	5,59	6,15	6,15	
7/16	.29	.32	.35	.30	.36	.33	7,93	7,14	9,09	10,2	8,27	8,89	7,44	8,00	7,09	7,80	8,97	7,58	8,33	8,33	
1/2	.38	.42	.46	.39	.47	.43	10,3	9,27	11,8	13,3	10,7	11,5	9,63	10,3	9,23	10,1	11,6	9,85	10,8	10,8	
9/16	.48	.53	.58	.50	.60	.55	13,0	11,7	14,9	16,8	13,5	14,5	12,2	13,0	11,6	12,8	14,7	12,4	13,6	13,6	
5/8	.59	.66	.72	.61	.73	.68	15,9	14,3	18,3	20,6	16,7	17,9	15,0	16,1	14,3	15,7	18,1	15,3	16,8	16,8	
3/4	.84	.94	1,04	.88	1,06	.97	22,7	20,4	26,2	29,4	23,8	26,6	21,4	23,0	20,5	22,5	25,9	21,8	24,0	24,0	
7/8	1,15	1,29	1,42	1,20	1,44	1,32	30,7	27,6	35,4	39,8	32,2	34,6	29,0	31,1	27,7	30,5	35,0	29,5	32,5	32,5	
1	1,50	1,68	1,85	1,57	1,88	1,73	39,7	35,7	46,0	51,7	41,8	44,9	37,6	40,4	36,0	39,6	45,5	38,3	42,2	42,2	
1 1/8	1,90	2,13	2,34	1,99	2,39	2,19	49,8	44,8	57,9	65,0	52,6	56,5	47,3	50,9	45,3	49,8	57,3	48,2	53,1	53,1	
1 1/4	2,34	2,63	2,89	2,45	2,94	2,70	61,0	54,9	71,0	79,9	64,6	69,4	58,1	62,5	55,7	61,3	70,4	59,2	65,1	65,1	
1 3/8	2,84	3,18	3,50	2,97	3,56	3,27	73,1	65,8	85,4	96,0	77,7	83,5	69,9	75,1	67,1	73,8	84,9	71,3	78,4	78,4	
1 1/2	3,38	3,78	4,16	3,53	4,24	3,89	86,2	77,6	101	114	92,0	98,9	82,8	89,0	79,4	87,3	100	84,4	92,8	92,8	
1 5/8		4,44	4,88						118	132	107	115	96,3	104							
1 3/4		5,15	5,67						136	153	124	133	112	120							
1 7/8		5,91	6,50						155	174	141	152	127	137							
2		6,77	7,39						198	221	160	172									
2 1/8		7,59	8,35						221	247	179	192									
2 1/4		8,51	9,36						247	276	200	215									

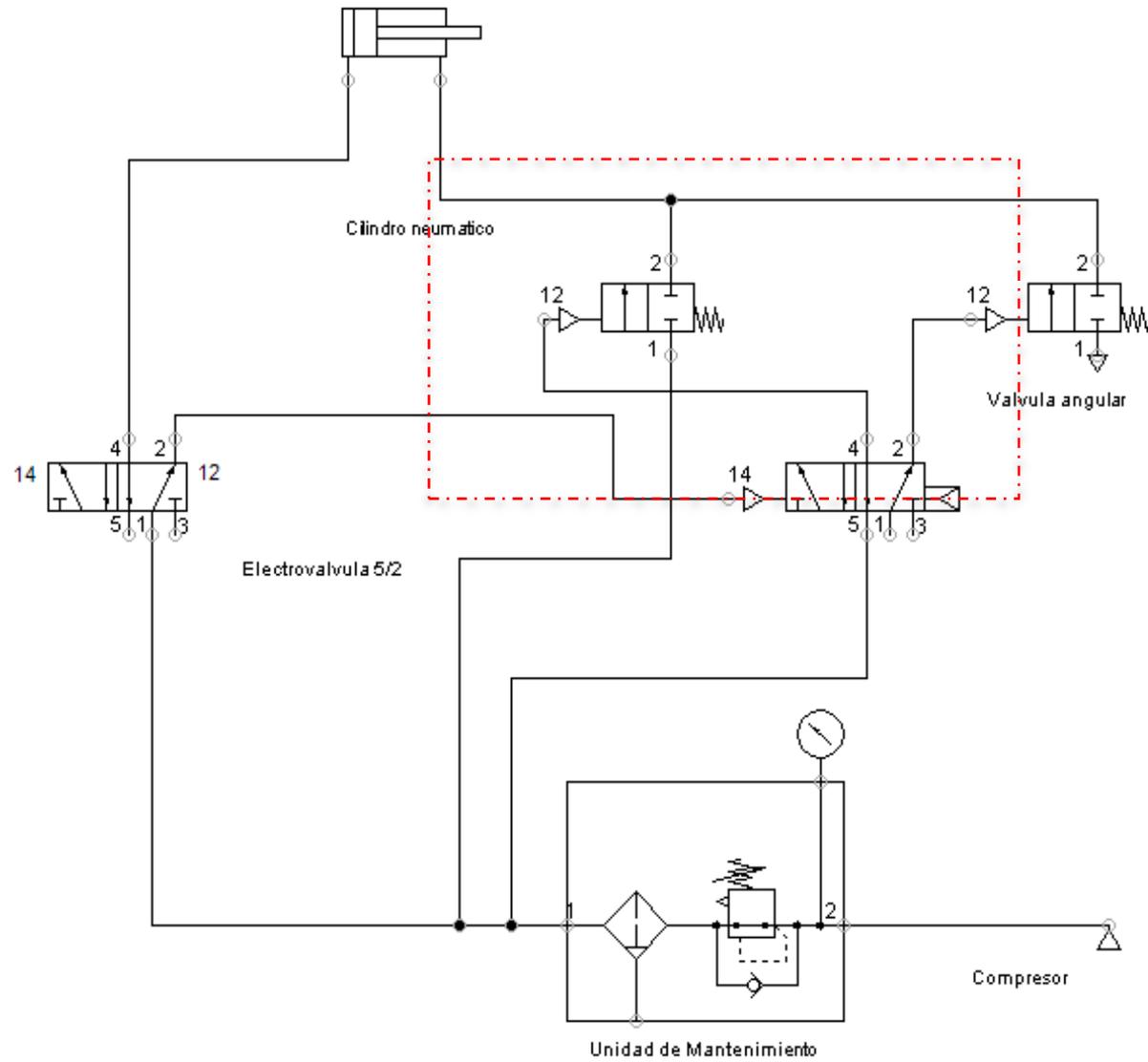
IPS = Improved Plow Steel

EIPS = Extra Improved Plow Steel

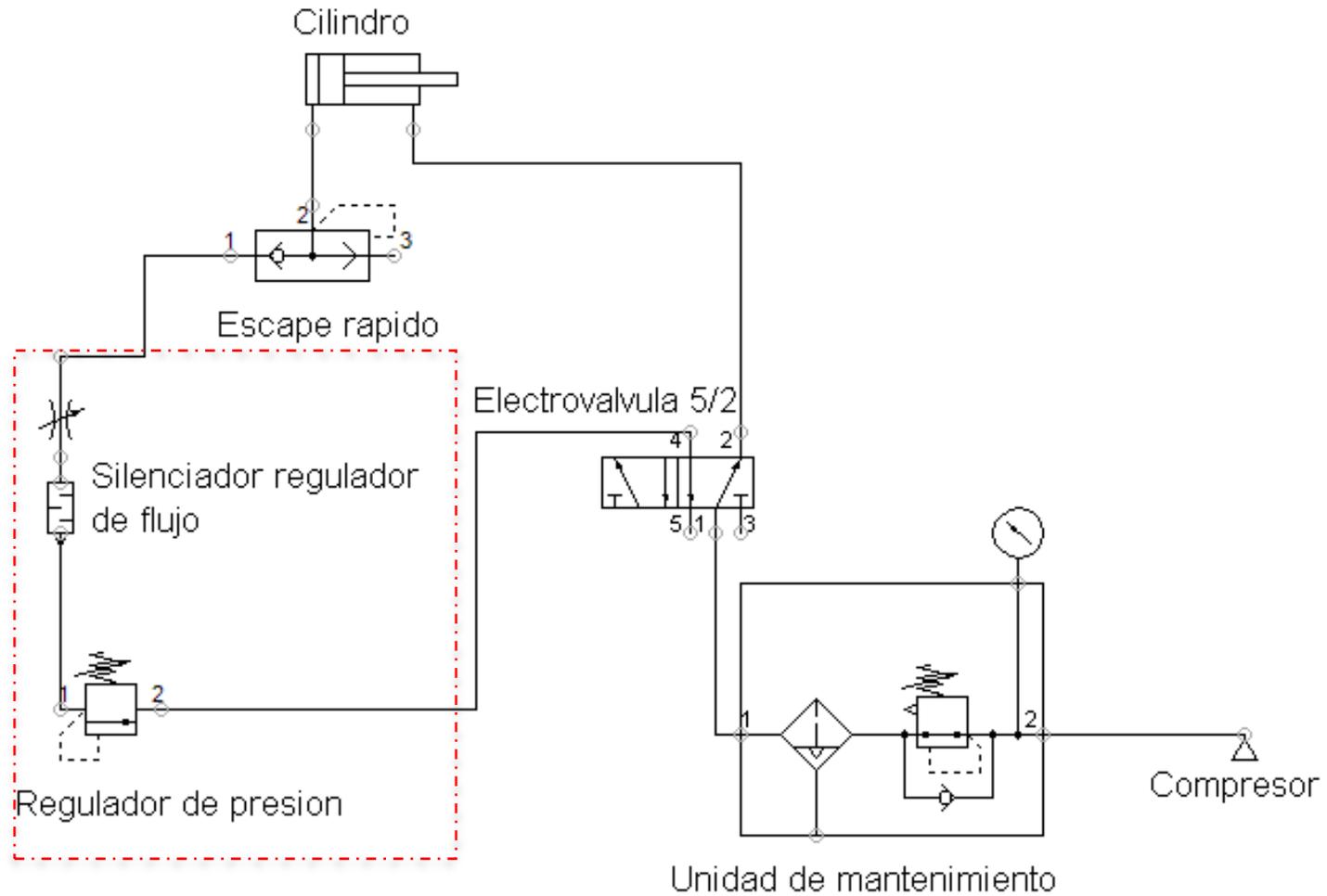
Para Kg. / Mt. multiplicar por 1.488

Para Ton. / Met. multiplicar por 0.9072

Anexo 5A.- Diagrama neumático del sistema con válvulas angulares para la prueba .



Anexo 6A.- Diagrama Neumático Final. Implementación del sistema de regulación de velocidad y presión



ANEXO B
Manual de Procedimiento

ANEXO C
Planos del Sistema de Lanzamiento