

ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

DISEÑO DE PLATAFORMA DE DESPEGUE PARA EL VEHICULO AÉREO PILOTEADO POR CONTROL REMOTO (RPV) DESARROLLADO EN EL CIDFAE ALA # 12 Y CONSTRUCCIÓN DE PLATAFORMA A ESCALA 1: 5

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO
MECÁNICO**

**Tnte. Julio R. Samaniego S.
Tnte. Víctor P. Pillajo G.**

DIRECTOR: Ing. Carlos Naranjo

CODIRECTOR: Ing. Fernando Montenegro

Sangolquí, Septiembre del 2006

CERTIFICACIÓN

El proyecto “DISEÑO DE PLATAFORMA DE DESPEGUE PARA EL AVIÓN DE RECONOCIMIENTO NO TRIPULADO (RPV) DESARROLLADO EN EL CIDFAE ALA # 12 Y CONSTRUCCIÓN DE PLATAFORMA A ESCALA” fue realizado en su totalidad por los señores Tntes. Julio R. Samaniego S. y Víctor P. Pillajo G, como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

Ing. Carlos Naranjo

DIRECTOR

Ing. Fernando Montenegro

CODIRECTOR

Sangolquí, Septiembre del 2006

LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO

**“DISEÑO DE PLATAFORMA DE DESPEGUE PARA EL AVIÓN
DE RECONOCIMIENTO NO TRIPULADO (RPV)
DESARROLLADO EN EL CIDFAE ALA # 12 Y CONSTRUCCIÓN
DE PLATAFORMA A ESCALA”**

ELABORADO POR:

Tnte. Julio R. Samaniego S.

Tnte. Víctor P. Pillajo G.

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

Mayor. D. A. Byron Sierra T.

DIRECTOR

Sangolquí, 2006-Septiembre

DEDICATORIA

A MIS PADRES, HIJAS Y ESPOSA, QUIENES ME BRINDARON APOYO INCONDICIONAL Y LA FUERZA NECESARIA PARA SEGUIR ADELANTE; CRISTALIZANDO ASÍ UNO DE MIS OBJETIVOS PROPUESTOS: LA CULMINACIÓN DE MI CARRERA PROFESIONAL.

JULIO ROBERTO

AGRADECIMIENTO

A DIOS POR HABERME GUIADO Y PRESTADO LA VIDA; A MI FAMILIA POR EL APOYO INCONDICIONAL QUE SIEMPRE ME BRINDÓ; A LA ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO Y A TODOS SUS CATEDRÁTICOS POR HABERME FORMADO COMO PROFESIONAL; A LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA POR HABERME BRINDADO LA OPORTUNIDAD DE AMPLIAR MIS CONOCIMIENTOS Y POR EL APOYO DESINTERESADO QUE ME BRINDÓ PARA LA REALIZACIÓN DE LA PRESENTE TESIS

JULIO ROBERTO

DEDICATORIA

A MI QUERIDA FAMILIA, ESPOSA E HIJOS Y EN ESPECIAL A MI PADRE Y MADRE POR EL APOYO QUE ME HA BRINDADO DURANTE TODA LA VIDA, SUS SACRIFICIOS Y ENSEÑANZAS ME AYUDARON A ALCANZAR UNO DE MIS OBJETIVOS: SER PROFESIONAL

VÍCTOR PATRICIO

AGRADECIMIENTO

**A DIOS Y A TODAS LAS PERSONAS E INSTITUCIONES QUE
CONTRIBUYERON PARA LLEVAR A FELIZ TÉRMINO LA
REALIZACIÓN DE LA PRESENTE TESIS.**

VÍCTOR PATRICIO

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN Y JUSTIFICACIÓN

1.1. INTRODUCCIÓN

En los últimos años, han despuntado altas tecnologías (especialmente en el área de electrónica y comunicaciones), denominadas "tecnologías duales", con aplicación tanto en el campo militar como en el civil.

Tras el fin de la guerra fría, las aplicaciones civiles derivadas de sistemas que anteriormente se concebían para uso exclusivamente militar, han ido tomando cada vez mayor importancia.

Parte de estas tecnologías duales son los Sistemas RPV (Remote Pilot Vehicle) vehículos aéreos piloteados por control remoto, comandados y controlados desde tierra por Estaciones de Control denominados shelter en la siguiente secuencia: despegue, vuelo y recuperación.

El despegue normal se ejecuta desde una pista pero además se han venido construyendo sistemas que simplifiquen esta labor a través de plataformas de lanzamiento; que expulsan al vehículo por medio de las siguientes formas de propulsión: catapulta, neumática, hidráulica, cohete.

Estos vehículos poseen una gran autonomía de vuelo la cual hace mucho más efectivo su propósito.

La recuperación de este tipo de aeronaves, de igual forma son varias, las mismas que son: aterrizaje sobre ruedas, red, cable o paracaídas.

La estación de Control se basa en shelter (cuarto de operación y control) que alojan en su interior los equipos para comunicaciones, procesamiento de datos, cálculos, visualización, monitoreo, control, etc.

El objetivo fundamental de estas aeronaves es el de transmitir imágenes de seguimiento y control de objetos o zonas geográficas determinadas, en tiempo real, utilizando para ello aeronaves de poco peso y dimensiones reducidas. Estos vehículos van provistos de un sistema de transmisión de imágenes, fácilmente instalable en su interior.

Las funciones principales de los RPV son:

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

1.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

La Fuerza Aérea en su afán de cumplir sus objetivos estratégicos entre los cuales se encuentra el desarrollo tecnológico, designo a través de la DIAF (Dirección de la Industria Aeronáutica) al CIDFAE (Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea), la construcción de un vehículo aéreo tripulado por control remoto (RPV).

La aeronave necesita para su despegue de una distancia aproximada de 200 m y sin obstáculos en su recta de despegue, condición que limita realizar sus

operaciones de vigilancia y observación en lugares limitados por esta distancia y a su vez posean obstáculos propios del terreno; por tal razón se planteó diseñar una plataforma portátil que permita operar esta aeronave en cualquier lugar, en todo tipo de terreno.

Puesto que la aeronave fue diseñada y construida en su totalidad en el país, resulta procedente que los equipos de apoyo como la plataforma portátil de despegue que ésta requiere, se desarrollen igualmente en el mismo, en la medida de lo posible, por tal razón en el presente proyecto se pretende satisfacer la necesidad existente, del diseño de una plataforma para el RPV.

1.3. OBJETIVOS

1.3.1. General

Diseñar una plataforma de despegue portátil para el RPV, construido en el CIDFAE del Ala 12 de la Fuerza Aérea, con la suficiente capacidad de impulso que le permita un despegue normal, cumpliendo con los parámetros de diseño.

1.3.2. Específicos

- Diseñar la plataforma de despegue.
- Satisfacer los parámetros de diseño correspondientes a las variables de entrada y salida exigidas por el avión de reconocimiento no tripulado (RVP).
- Construir un modelo de plataforma a escala que sirva de base para el diseño de la plataforma real requerida para el despegue del avión de reconocimiento no tripulado (RVP).
- Realizar las pruebas de la plataforma prototipo
- Analizar el proyecto en términos Económico- Financieros

1.4. JUSTIFICACIÓN

Debido al nivel de importancia del presente proyecto y toda la repercusión que éste tiene, no solo en el ambiente militar sino también en el civil, su desarrollo repercute a gran escala hasta llegar a la misma seguridad nacional.

Destacando los siguientes aspectos:

- a) Rapidez y eficiencia en el despegue.
- b) Control del nivel de altura para lanzamiento
- c) Factibilidad para realizar el despegue en terrenos de poca accesibilidad.
- d) Disminución de la dependencia tecnológica exterior

En consecuencia se justifica plenamente el diseño de una plataforma de despegue para el avión de reconocimiento no tripulado (RPV) desarrollado por el CIDFAE Ala # 12 y la construcción de la plataforma a escala.

CAPÍTULO 2

PLATAFORMAS DE DESPEGUE PARA AERONAVES DE RECONOCIMIENTO NO TRIPULADAS (RPV)

2.1. DEFINICIÓN

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

También se puede decir que sirve como guía o soporte durante el tiempo necesario para que sus aletas actúen aerodinámicamente y aseguren el rumbo vertical del cohete. Se utilizara una chapa defleitora de los gases de combustión para evitar que estos dañen el suelo y se debe limpiar de vegetación seca y de otros materiales combustibles un área circular con un radio de cinco metros alrededor de la rampa para evitar incendios.

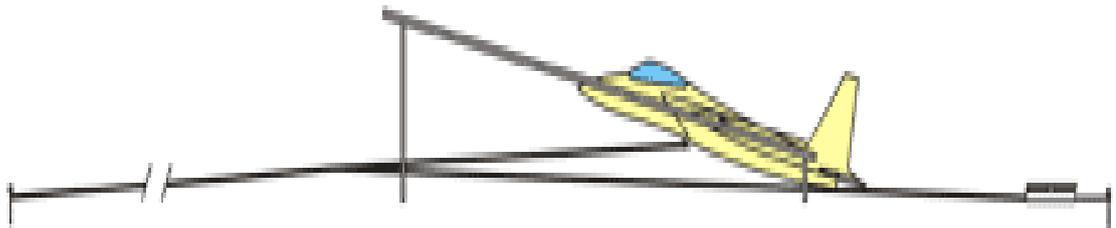


Figura 2.1. Esquema básico de una plataforma de despegue

Fuente: <http://www.electricFly.com/Aereomodellismo/Elettrico.htm>

2.2. PLATAFORMAS DE LANZAMIENTO EXISTENTES

En el mundo se han desarrollado varios tipos de plataformas, ya que con la creación de los RPV, ha sido de alta prioridad su construcción. En términos estructurales, todas cumplen la misma función, lo único que las diferencia es el tipo de propulsión utilizado en su operación (mecánica, hidráulica, neumática o pirotécnica). Los Estados Unidos de Norteamérica, por ejemplo, ya posee estos elementos en las Fuerzas Armadas. Su proceso de investigación duró mucho tiempo e involucró Ingenieros en todas las especialidades.¹

¹ CE
en: l



onible

Figura 2.2. Plataforma semi-rígida

Fuente: <http://www.catapulta>

Por otra parte varios países europeos han desarrollado un programa novedoso, para crear una serie de RPV's que posean una gran autonomía,² y que operen tanto en el día como en la noche, cuya función principal implica transmitir información acerca de diferentes tópicos: militares, seguimiento de incendios, protección de fronteras de países y control del tráfico marítimo.

Todos estos vehículos requieren ser lanzados desde una estación de control fácilmente transportable y móvil, denominada plataforma de despegue.³



Figura 2.3. Plataforma de madera desmontable

Fuente: http://www.ROMEO VOLPE - NEWS_.htm

² BRIAN M, TICE P. vehículos aéreos no tripulados. 3ª ed. USA. 2003. Disponible en: <http://www.vehículos aereos no tripulados.htm>

³ CHAPMAN R, LEE E. Vehículos Aéreos de combate no tripulados "Welch: Deeper Cuts Would Increase Ousters," *Air Force Times*. 1ª ed. New Cork. 1990. pág. 42-89. Disponible en: <http://www.vehículos aéreos no tripulados.htm>

2.3. CLASIFICACIÓN

2.3.1. DE ACUERDO A LA ESTRUCTURA

Existen dos tipos de Estructuras: Compactas y Reticulares.

2.3.1.1. Estructura compactas

Compuesta por placas y láminas dispuestas de tal manera que conformen un solo cuerpo y faciliten el despegue en condiciones óptimas; este tipo de estructura se utiliza tanto para operaciones civiles como militares.



Figura 2.4. Plataforma compacta.

Fuente: http://www.ROMEOVOLPE-NEWS_.htm

2.3.1.2. Reticulares

Compuesta por elementos desmontables (vigas o columnas), unidos mediante pernos o pasadores. Consta de un conjunto de barras que toman la forma de la pista de despegue; en esta pista se guiará el fuselaje de la aeronave, sujetándola de igual forma en todos los puntos en los cuales presente desequilibrio, dando de esta forma la máxima estabilidad de salida.



Figura 2.5. Plataforma reticular

Fuente: <http://www.AereomodellismoElettrico.htm>

2.3.2. DE ACUERDO AL TIPO DE PROPULSOR⁴

2.3.2.1. Mecánicas

⁴ ELLIOTT E. "New Wings Gives IAI's Searcher UAV 24-Hour Endurance," *Flight International*. 3^a ed. Nuevo México. 1990.pág 15.

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

Esta simplicidad se puede observar en el fácil montaje de esta catapulta, la cual consta de dos partes que deben unirse para conseguir la envergadura necesaria para dar un impulso considerable.



Figura: 2.6. Plataforma mecánica.

Fuente: http://www.ROMEOVOLPE-NEWS_.htm

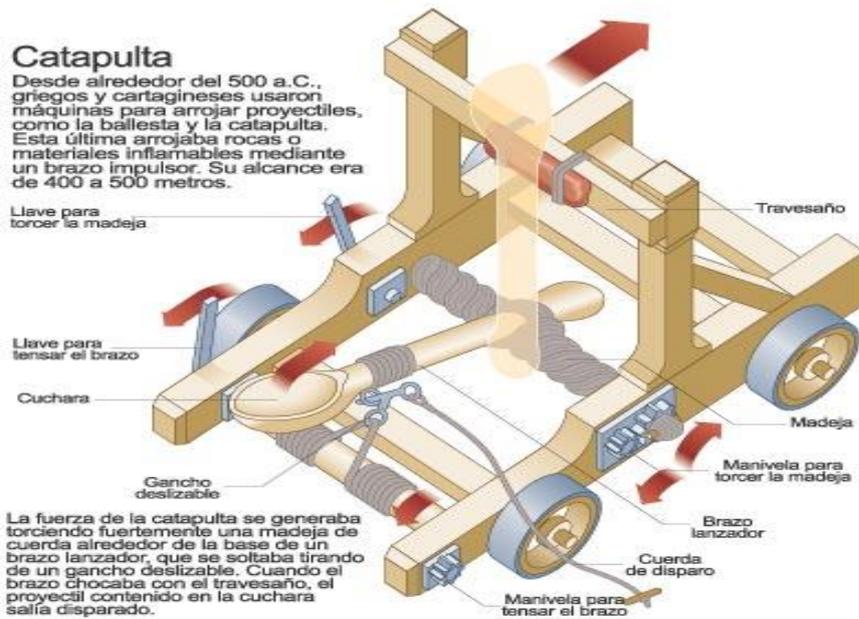


Figura 2.7. Catapulta básica

Fuente: <http://www.catapulta.com>

2.3.2.2. Neumáticas

Se utilizan altas presiones y caudales de aire como elemento propulsor.

La lanzadera tendrá una rampa neumática para facilitar el lanzamiento, este tipo de plataformas se utiliza especialmente en las misiones de tipo militar (utilizado en portaviones); debido al criterio modular con el que conceptúa este sistema requiere pocas personas para poner en marcha la misión (seis como máximo).

El gráfico muestra una catapulta neumática de 30 atmósferas montada sobre remolque siendo usada para lanzar un prototipo de exploración sobre el río Columbia en EE.UU.

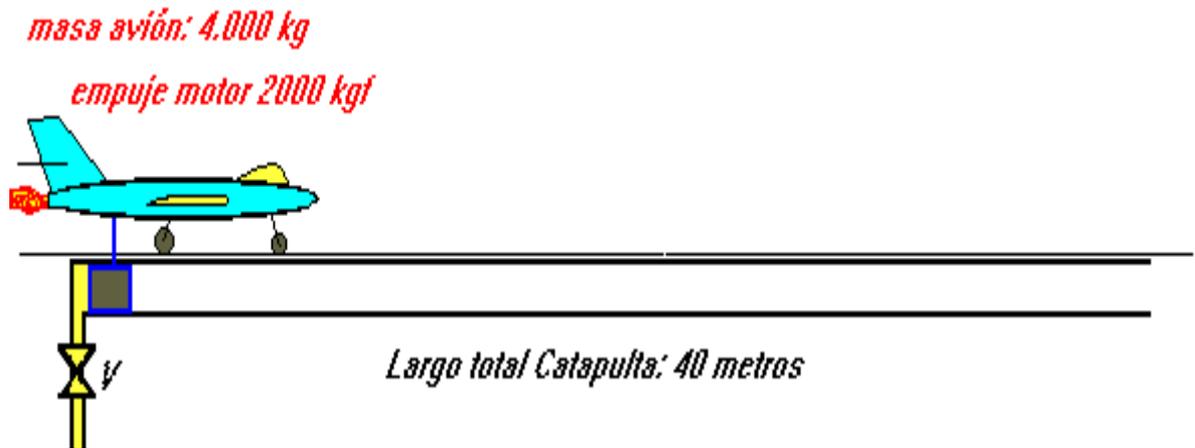


Figura 2.8. Plataforma neumática

Fuente: <http://www.ElectricFly/AereomodellismoElettrico.htm>

2.3.2.3. Hidráulicas

Basadas en pistones hidráulicos que suministran la potencia necesaria para lograr un efectivo disparo.

La lanzadera tendrá una rampa hidráulica para facilitar el lanzamiento y se utiliza en las misiones de tipo civil y militar.

La ventaja principal es el grado de seguridad operativa y el bajo nivel de ruido.

Como desventaja se establece el costo de los equipos y la dificultad para armar y desarmar mientras son desplazados de un lugar a otro, puesto que se corre el riesgo de pérdidas de líquido hidráulico y ajustes durante la operación.



Figura 2.9. Plataforma hidráulica

Fuente: <http://www.Catapultahidráulica.htm>

2.3.2.4. Pirotécnica (Cohete)

El elemento propulsor será un cohete mismo que puede operar mediante combustible sólido, líquido o vapor (agua recalentada)⁵

Principalmente el tipo de propulsión pirotécnica con combustible de vapor genera emisiones bajas en humos y señal infrarroja⁶ para que su detección por parte del enemigo sea lo más difícil posible, se utiliza esencialmente en las misiones de tipo militar⁷.

En general, un aspecto importante a considerar es el nivel de ruido que genera y la gran cantidad de combustible que consume para generar el impulso instantáneo.¹⁰ Esto lo ubica como un elemento altamente contaminante en el entorno de operación.

Como ventajas se puede mencionar su pequeño tamaño y las altísimas velocidades alcanzadas, generalmente supersónicas, aspecto que le ha

⁵ WANSTALL B, SWEETMAN B "Unmanned Aircraft Fit Tight Budgets" .1ª ed. New York. 1999. pàg 357

⁶ BRECK W, HENDERSON L. "Boeing Condor Raises UAV Performance Levels," *Aviation Week and Space Technology*. 1ª ed. California. 1990. pág. 23-38.

⁷ GILMARTIN P. "USAF Wild Weasel Plans Hinge on Force Structure Changes," *Aviation Week and Space Technology*. 2ª ed. San francisco. 1990. pág 21.

¹⁰ THOMAS P. BURKE J. *Israeli Mastiff Mk III Mini-RPV System* Washington, D.C. Agencia de Inteligencia de Defensa. 1º ed. Washington. 1996. pág 34

permitido ampliar su abanico de acción en el campo de lanzamiento de vehículos de exploración espacial y en la aviación supersónica.¹¹



Figura 2.10. Propulsor rocket

Fuente: <http://www.SteamRockets.htm>

2.4 SISTEMA DE SUJECIÓN DE LA CARGA

Debido a que la aeronave no tiene estabilidad en el momento de colocarse sobre la plataforma es necesario equiparle a ésta con un sistema que permita acoplar el avión con alto grado de seguridad durante la operación de despegue.¹²

Para cumplir todos los requerimientos de la nave se sugiere las siguientes posibilidades de sujeción de la carga:

¹¹ LOVECE J. "Joint UAV Program Office Pushes to meet Its Charter," *Armed Forces Journal International*. 3ª ed. Ohio. 1999. pág

¹² THOMAS P, BURKE L. *Israeli Mastiff Mk III Mini-RPV System* D.C. Agencia de Inteligencia de Defensa. 1ª ed. Washington. 1996. pág 23-60.

2.4.1. EN FORMA DE CUNA

Consta de tres elementos en forma de Y los cuales irán sujetos al fuselaje del avión, tratando de esta manera de sujetar en todos sus puntos claves y con mayor índice de desequilibrio.¹³



Figura: 2.11. Sistema de carga tipo cuna.

Fuente: <http://www.catapulten.com>



¹³ SWEETMAN B, WANSTALL W. "Unmanned Aircraft Fit Tight Budgets". 1ª ed. . París. 1990). pág. 317

Figura: 2.12. Cuna de soporte.

Fuente: <http://www.catapulten.com>

2.4.2. EN FORMA RETICULAR

En este caso la retícula es una estructura desmontable que sirve de apoyo para ciertas partes de la nave de manera que le permitan estabilizarse durante el despegue.¹⁴



Figura: 2.13. Soporte reticular.

Fuente: <http://www.catapulten.com>

¹⁴ SWEETMAN B, WANSTALL W. "Unmanned Aircraft Fit Tight Budgets". 1ª ed. París. 1990). pág. 317.

2.5. AVIÓN DE RECONOCIMIENTO NO TRIPULADO RPV: PARÁMETROS FUNCIONALES



2.5.1. IDENTIDAD

Debido al desarrollo tecnológico en el cual se halla inmersa la Fuerza Aérea, y por la creación de las aeronaves de reconocimiento, se pudo determinar a través del CIDFAE que se podía desarrollar una plataforma de lanzamiento que en general reduzca costos de operación y amplíe el campo de acción, que como parte fundamental del plan económico de ésta traerá beneficios para la institución.

A continuación se detallan las características técnicas más importantes de la carga del (RPV).

2.5.2. Parámetros del RPV

Las características técnicas y operativas se detallan a continuación:

2.5.3. Parámetros Técnicos RPV

Característica	Indicador
Peso vacío	190 lb.

Peso combustible	50 lb
Peso carga	60 lb
Máximo peso de despegue	300 lb.
Factor de seguridad	1.5
<i>Peso de diseño</i>	<i>450 lb.</i>
<i>Longitud de la nave</i>	<i>3.6 m</i>
<i>Envergadura</i>	<i>4.4 m</i>
Altura	0.55 m
Diámetro del fuselaje	0.30 m
Disposición de las ruedas	2 posteriores, 1 anterior
Distancia entre ejes de ruedas 1.50 m	
<i>Distancia exterior de ruedas posteriores</i> <i>1.10 m</i>	
Tipo de motor	Alternativo, 2 ciclos, 342 cc
Potencia	26 HP
Combustible	Gasolina-Aceite 4%
Tren	Fijo

2.5.4. Parámetros Operativos

Característica	Indicador
Tiempo de vuelo máximo	5horas

Rango (línea de vista)	60 millas
Alcance transmisión de video	30 Km
Techo de servicio	15000 pies
Velocidad de crucero	90 nudos
Velocidad de búsqueda	80 nudos
Velocidad STALL	30 nudos
Factor de confiabilidad	1.3
<i>Velocidad diseño</i>	<i>40 nudos</i>

2.6. RESTRICCIONES DEPENDIENTES DE LA CARGA

Característica	Indicador
Ángulo de disparo	> 15° y < 20°
Velocidad mínima de STALL	30 nudos
Longitud de la plataforma	No mayor a 12 m
Distancia exterior de ruedas posteriores	1.10 m
Distancia entre ejes de ruedas	1.50 m
Longitud de la nave	3.6 m

2.6.1. Variables de entrada

Avión de reconocimiento pilotado por control remoto RPV

Peso del avión incluido el combustible	1999 N
Longitud del avión	3.6 m
Envergadura	4.4 m

2.6.2. Variables de salida

Velocidad de diseño	23.16 m/s
Angulo de diseño	15°
Montaje de plataforma	Simple
Concepción	Modular
Materiales	Resistentes y ligeros

2.6.3. Variables solución

A continuación enumeraremos los sistemas con los cuales se podrá cumplir con las variables de salida:

- Tipo de estructura de la plataforma
- Tipo de propulsión
- Materiales de construcción
- Tamaño de la plataforma
- Sujeción de la carga

2.7. CRITERIOS DE DISEÑO

La plataforma será diseñada bajo los siguientes criterios de diseño, a fin de cumplir con los requerimientos operacionales con el más mínimo margen de error.

- Facilidad de manejo
- Costo de fabricación
- Seguridad de operación ¹⁵
- Confiabilidad ¹⁶
- Exactitud y precisión
- Facilidad de mantenimiento y reparación
- Bajo peso
- Bajo ruido
- Facilidad de transportación

2.8. ALTERNATIVAS PARA LAS VARIABLES SOLUCIÓN

A continuación se analizará cada una de las alternativas vistas anteriormente comparándolas con los criterios de diseño impuesto a fin de obtener la mejor opción para el diseño y cumplir de mejor manera con los parámetros operacionales de despegue del RPV.

2.8.1. Tipos de estructuras de la plataforma

Como vimos anteriormente tenemos las siguientes:

¹⁵ ROSIQUE J, COCA R. Ciencia de Materiales. 5ª ed. Madrid. 1999. pág 102-130.

¹⁶ BAUMMEISTER T, AVALLONE A. Manual del ingeniero mecánico. 8ª ed. Bogotá. 1989.

Sec. 6-1 a 6-142

- Estructura compacta
- Estructuras reticulares

2.8.2. Tipo de propulsión

De la información recavada se definen los siguientes tipos:

- Mecánica
- Neumática
- Hidráulica
- Pirotécnica

2.8.3. Sistema de sujeción de la carga

Detalladas en el presente documento y son:

- En forma de Cuna
- En forma reticular

2.9. SELECCIÓN DE ALTERNATIVA

Para la selección de la mejor alternativa habrá que considerar los criterios de diseño y los tipos tanto de estructura como de propulsión que hemos analizado y calificarlos en una escala de 1 a 10 de menos a más conveniente.

2.9.1. Selección de la estructura de la plataforma

	FACTORES DISEÑO									
Alternativas Para la estructura de la plataforma	Facilidad de manejo	Costo de fabricación	Seguridad de Operación	Confiabilidad	Exactitud y Precisión	Facilidad de Mantenimiento y	Peso	Ruido	Facilidad de Transportación	TOTAL
Compactas	9	4	10	10	10	9	3	9	4	68
Reticulares	8	8	9	8	7	10	8	5	10	73
Mixtas	7	5	8	7	9	8	7	6	6	63

El tipo de estructura seleccionado para la plataforma a diseñarse es el reticular

	FACTORES DISEÑO									
Alternativas de propulsión	Facilidad de manejo	Costo de fabricación	Seguridad de Operación	Confiabilidad	Exactitud y Precisión	Facilidad de Mantenimiento y Reparación	Peso	Ruido	Facilidad de Transportación	TOTAL

MECÁNICA	7	9	8	7	7	8	7	9	7	69
NEUMÁTICA	8	7	8	9	7	6	6	8	6	65
HIDRÁULICA	9	8	8	8	8	7	5	8	6	67
PIROTÉCNICA	9	6	9	8	6	5	9	5	7	64

2.9.2. Selección del tipo de propulsión

El tipo de propulsor seleccionado es el mecánico

2.9.3. Selección del sistema de sujeción de la carga

Alternativas Para la sujeción de la carga	FACTORES DISEÑO									
	Facilidad de manejo	Costo de fabricación	Seguridad de Operación	Confiabilidad	Exactitud y Precisión	Facilidad de Mantenimiento y	Peso	Ruido	Facilidad de Transportación	TOTAL
Cuna	9	4	9	8	9	9	6	8	7	69
Reticulares	6	8	8	6	7	8	9	7	8	67
Directa	9	8	8	7	8	9	9	8	8	74

El tipo de sujeción seleccionado es el sistema directo es decir aquel que nos permita enganchar el avión directamente al sistema propulsor

2.10. DESCRIPCIÓN DE LA ALTERNATIVA SELECCIONADA

Luego de haber seleccionado el tipo de estructura, propulsión y sujeción de carga que conformarán la plataforma de lanzamiento de acuerdo a las matrices de selección; la plataforma estará conformada y estructurada de la siguiente manera:

- Una estructura reticular diseñada para soportar la carga
- Un sistema propulsor mecánico con capacidad para impulsar la carga según las exigencias de despegue
- Un sistema de sujeción de carga tipo directo adaptable a las características exteriores de la carga

Así pues el mecanismo más conveniente a los intereses del proyecto de Diseño de la plataforma portátil para el RPV resulta ser una estructura reticular con propulsión mecánica y un sistema de sujeción de carga directo,¹⁷ que cumpla los requerimientos operativos del RPV

Lo que corresponde a materiales y tamaño de la plataforma se definirá en el capítulo correspondiente a diseño.

CAPÍTULO 3

DISEÑO DE LA PLATAFORMA DE DESPEGUE PARA EL VEHÍCULO AÉREO PILOTEADO POR CONTROL REMOTO (RPV)

3.1. MODELO MATEMÁTICO

El fenómeno físico de lanzamiento a través de una plataforma, se identifica plenamente con un tiro de cañón, mismo que representa el evento de una

¹⁷ THOMAS P, BURKE L. *Israeli Mastiff Mk III Mini-RPV System* D.C. Agencia de Inteligencia de Defensa. 1ª ed. Washington. 1996. pág 23-60

partícula que se desplaza a través de una trayectoria parabólica ideal, con velocidades instantáneas compuestas.

El ángulo mínimo de despegue del RPV de acuerdo a las pruebas realizadas por el personal de Oficiales Pilotos encargados de operar el proyecto es de 15° , y en virtud de que mientras mayor sea el ángulo se pierde sustentación y requeriría de mayor potencia este no puede ser mayor a 20° , como dice la Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina “La plataforma de lanzamiento no se apartará más de 20 grados de la vertical; en vuelos inaugurales, se inclinará la rampa contra el viento y el personal presente se colocará de cara a éste, en línea con la rampa y a sotavento de ésta”.

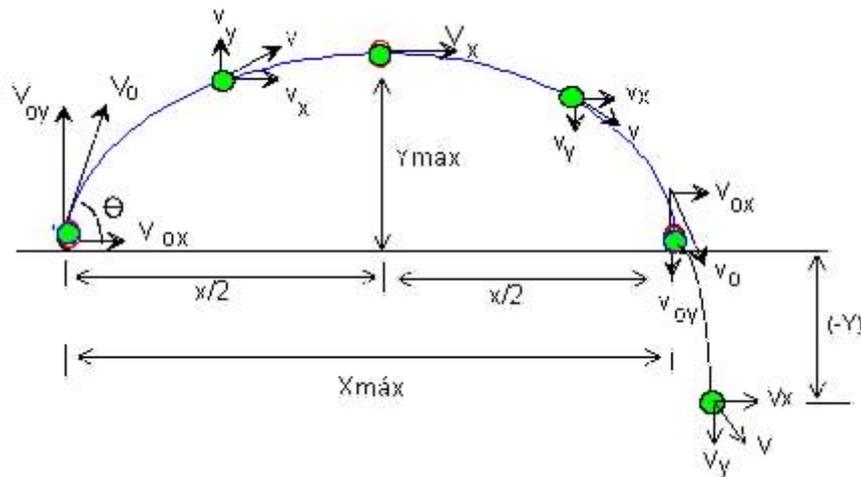


Figura 3.1. Gráfico de tiro parabólico

Sin embargo, a fin de diseñar con la medida más adecuada, realizaremos un análisis a diferentes ángulos de disparo, a fin de definir de mejor manera el ángulo más óptimo.

CUADRO COMPARATIVO A DIFERENTES ÁNGULOS DE TIRO

Desde el punto de vista estructural resulta más sencillo y menos costoso rigidizar la estructura de menores dimensiones.

DATO	FORMULA		
Ángulo de tiro	Parámetro establecido	15°	20°
Velocidad de sustentación	Parámetro establecido	20 m/s	20 m/s
Velocidad de disparo	$V_o = \frac{V_{sustentac\ddot{o}n}}{\cos x}$	20.7 m/s	21.3 m/s
Tiempo de disparo	$t = \frac{V_o \text{sen} x}{g}$	0.55 segundos	0.74 segundos
Masa de la nave	M	204 kg.	204 kg.
Peso de la nave	P = M* g	1999 N	1999 N
Cantidad de movimiento	Cm = M*v	4080 kg*m/s	4080 kg*m/s
Impulso requerido medio	I = F*t = Cm	4080 kg*m/s	4080 kg*m/s
Fuerza media necesaria	$\frac{C_m}{t}$	4080/0.55 = 7418 (kg*m /s ²)N	4080/0.74 = 5513 (kg*m /s ²)N
Distancia recorrida hasta la cima	$d = \frac{T}{F}$	40800/7418 = 5.5 m	40800/5513 = 7.4 m
Componente de Fuerza media	F = P*senX	7418 Sen 15° = 1987 (kg*m /s ²)N	5513Sen 20° = 2008 (kg*m /s ²)N
Trabajo medio realizado	T = F*d	1987 * 5.5 = 10929 N*m	2008*7.4 = 14859 N*m
Potencia media Requerida	$\frac{T}{t}$	10929/0.55 = 19871 Watts /746 = 26.6Hp	14859/0.74 = 20080 Watts/746 = 26.9 Hp
Altura máxima de la pista	h = d*sen X	5.5 sen15 = 1.42 m	7.4 sen20 = 2.53 m

Desde el punto de vista logístico no se requiera apoyo de maquinaria para armar y desarmar una estructura de 1.42.m de altura.

Es importante mencionar que el avión RPV dispone de un motor de 26 HP el cual brindará la potencia adicional para el despegue de la aeronave. Por esta razón en el cuadro comparativo se menciona a la fuerza necesaria como una fuerza media la cual será proporcionada por el sistema de propulsión y el complemento de la fuerza necesaria será aportado por el motor de la aeronave. Se realiza esta consideración debido a que el avión no dispone de un control de encendido automático lo cual obliga a que sea disparado con su motor encendido a full potencia, además que constituye un factor de riesgo el no

realizar las pruebas funcionales en tierra del motor y verificar sus parámetros de funcionamiento.

Por todo lo demostrado estructural, logístico y técnicamente podemos ver que el mejor ángulo de disparo es el de 15° .

Datos de entrada:

$$V_o = 20.7 \frac{m}{s} \quad (3-1)$$

$$V_{ox} = 20 \frac{m}{s} \quad (3-2)$$

$$V_{oy} = 5.36 \frac{m}{s} \quad (3-3)$$

$$\text{Ángulo} = 15^\circ$$

La plataforma tendrá un ángulo de inclinación de 15° , el ancho máximo será de 120 cm. para satisfacer la distancia entre ruedas posteriores (110 cm), dado en la sección 2.6 como restricción. La condición real de sustentación del RPV, exige que su velocidad en el vértice de la parábola (correspondiente a la altura máxima) del tiro parabólico, tenga un valor de $20 \frac{m}{s}$, en este punto esta velocidad corresponde a $V_{o_x} = V_o \cos 15^\circ$ y como esta velocidad es independiente de la componente V_{o_y} y constante para todo el trayecto parabólico; tendrá el mismo valor en la posición inicial, en donde $V_o = 20.7 \frac{m}{s}$ y

la componente $V_{o_y} = 5.36 \frac{m}{s}$, el tiempo que tarda hasta llegar a la altura

máxima es igual a $t = \frac{V_o \sin 15^\circ}{g} = 0.55s$, $H_{\max} = \frac{(V_o \sin 15^\circ)^2}{2g} = 146cm$; En

consecuencia el tiro parabólico se ajusta matemáticamente al decolaje de un RPV a través de una plataforma de despegue, y la solución matemática y física del tiro parabólico¹⁰ representará las diferentes instancias del despegue en una pista rectilínea real, como se muestra en la siguiente figura.

¹⁰ MAIZTEGUI A, SABATO J. Introducción a la Física. 6ª ed. Buenos Aires. Editorial Kapelusz. 1957. Pág. 160-162.

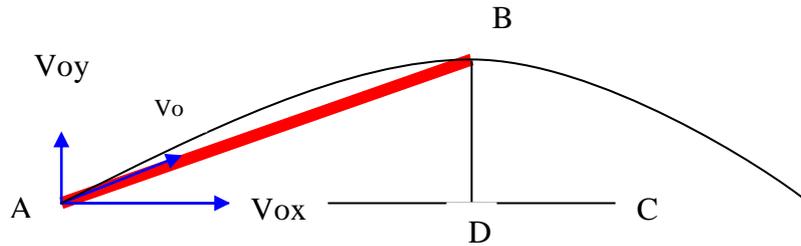


Figura 3.2. Bosquejo básico de la pista

En el punto B

$$V_o = V_{ox} = 20 \frac{m}{s}$$

$$V_{oy} = 0.00 \frac{m}{s}$$

El avión parte del reposo y debe adquirir la velocidad de stall al final de la pista, esta velocidad debe coincidir con la velocidad del punto más alto de la parábola correspondiente al modelo matemático.

$$\text{Ángulo BAD} = 15^\circ$$

3.2. CINEMÁTICA DEL DESPEGUE

El avión tiene un peso de 136 Kg. incluyendo su combustible y carga, pero para condiciones de diseño utilizaremos un factor de seguridad de 1.5 por tal razón el peso de diseño será de 204 Kg., despegará desde una plataforma con inclinación de 15° y alcanzará una velocidad mínima de $20 \frac{m}{s}$ para adquirir autonomía de vuelo.

En consecuencia el peso del avión generará una fuerza resistiva a ser vencida, para romper la inercia y alcanzar la velocidad de sustentación.

Se requerirá realizar un trabajo medio que deberá ser cumplido por el mecanismo propulsor encargado de desplazar la nave hasta el final de la rampa, el restante trabajo será cumplido por el motor del avión (26-30 HP) para en conjunto generar las condiciones de despegue al final de la plataforma.

Por esta razón de aquí en adelante trataremos al fenómeno sin considerar la potencia adicional que será dada por el motor, y los cálculos se realizarán para lograr alcanzar la fuerza media necesaria para el despegue.

Entonces:

Si al trabajo se lo divide por el tiempo requerido para llegar hasta el final de la plataforma, condición en la cual la nave adquiere autonomía de vuelo, se tendrá la potencia necesaria para satisfacer las variables condiciones de sustentación.

Peso total del avión en condiciones de despegue = $204Kg * 9.8 \frac{m}{s^2} = 1999N$

Este es el peso que tiene el avión en condiciones gravitacionales estándar.

Este peso ha de ser deslizado a través de la trayectoria inclinada de la plataforma de despegue, venciendo las fuerzas inerciales de reposo y gravedad hasta alcanzar la velocidad de diseño ($20 \frac{m}{s}$), al final de la plataforma de despegue, como se muestra en la siguiente figura.

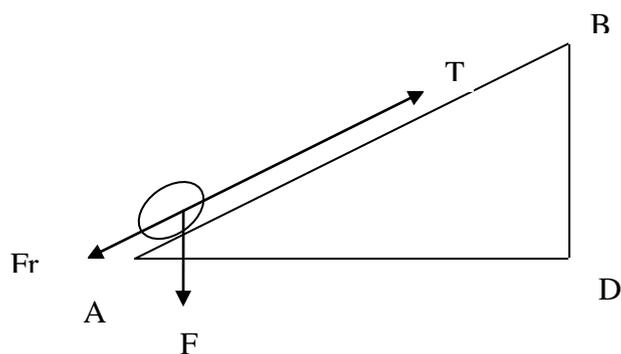


Figura 3.3. Partícula en posición de despegue

El desplazamiento del avión a través de la pista es un caso de movimiento uniformemente variado en donde el avión parte del reposo y comienza a

incrementar la velocidad hasta llegar a la velocidad de diseño en el instante que abandona la pista, la siguiente figura ilustra este evento.

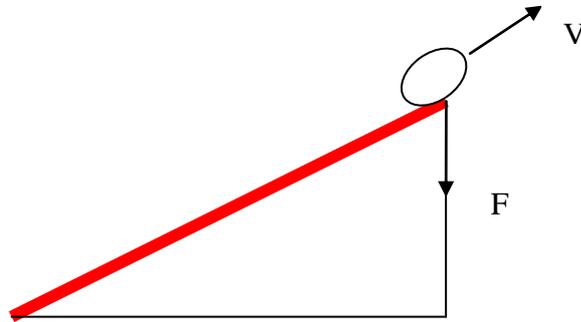


Figura 3.4. Partícula abandonando la pista

Al llegar al final de la pista, el avión habrá desarrollado una cantidad de movimiento dada por la siguiente fórmula:

$$\text{Cantidad de movimiento} = \text{masa} * \text{velocidad} \quad (3-4)$$

Reemplazando valores:

$$\text{Cantidad de movimiento} = \frac{204\text{Kg}}{1} * 20 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\text{Cantidad de movimiento} = 4080 \text{ kg m/s}$$

Esta cantidad de movimiento será generada mediante el impulso del propulsor, dado por la siguiente fórmula:

$$\text{Impulso} = \text{Fuerza} * \text{tiempo} \quad (3-5)$$

El impulso y la cantidad de movimiento son iguales, luego:

$$\text{Impulso} = \text{Cantidad de movimiento} \quad (3-6)$$

$$F * t = m * v$$

En donde:

F = Fuerza de impulsión

t = Tiempo de acción de la fuerza hasta H máxima 0.55 s

m = Masa del móvil

v = Velocidad de sustentación

Reemplazando valores:

$$F * t = \frac{204Kg}{s} * 20 \frac{m}{s}$$

$$F * 0.55s = 4080 \text{ Kg m/s}$$

$$\mathbf{F = 7418 \text{ N}}$$

Con esta fuerza de impulso, el trabajo necesario para que el avión adquiriera las condiciones de sustentación en su movimiento uniformemente variado, está dado por la siguiente fórmula:

$$F * d = \frac{1}{2} * m * v^2 \quad (3-7)$$

Donde:

F = Fuerza de impulsión

d = Distancia a recorrer hasta alcanzar la velocidad de sustentación

m = Masa del avión

v = Velocidad de sustentación

Remplazando valores en la ecuación anterior se tiene:

$$7418N * d = \frac{1}{2} 204Kg * (20)^2 \frac{m^2}{s^2}$$

$$7418N * d = 40800Kg * \frac{m^2}{s^2}$$

$$d = 5.5 \text{ m}$$

Esta es la distancia mínima que debe recorrer el móvil para alcanzar la velocidad de sustentación al final de la pista con la fuerza de propulsión calculada.

3.3. TRABAJO DESARROLLADO

La solución de la ecuación (3-7), determina el trabajo realizado por la fuerza de impulsión (F).

$$\text{Trabajo} = 4164 \text{ kg} * m = U \text{ (energía acumulada)}$$

$$\text{Trabajo} = 4164 \text{Kg} * 9.8 \frac{N}{\text{Kg} * m}$$

$$\text{Trabajo} = 40807 \text{ N*m (Julios)}$$

3.4. POTENCIA DEL PROPULSOR

Este trabajo dividido por el tiempo requerido para ejecutarlo dará la potencia del mecanismo propulsor.

Así:

$$\text{Potencia} = \frac{\text{trabajo}}{\text{tiempo}} \quad (3-8)$$

$$\text{Potencia} = \frac{40807 J}{0.55 s} = 74195 \frac{J}{s} = 74195 \text{Vatios}$$

$$\text{Potencia} = \frac{74195 \text{vatios}}{746} = 99.00 \text{HP}$$

Como el trabajo requerido por el avión para despegar, ha de ser realizado por el mecanismo propulsor (Elastómero), seleccionado de acuerdo a las mejores características de elongación y módulo de elasticidad (Tabla de clasificación por propiedades), convenientes a los intereses del proyecto; las características de las mejores opciones se especifican en la tabla (3.1)

Tabla 3-1. Clasificación por propiedades de los elastómeros

Característica	Material 1	Material 2
Nombre Usual	Caucho natural	Uretano
Nombre químico	Polibutadieno	Poliuretano
Designación ASTM 0-1418	NR	AU-EU
Clasificación SAE 1200 ASTM 02000	AA	BG
Resistencia a la Tracción	30 N -mm ²	45 N -mm ²
Alargamiento de rotura	650%	750%
Módulo de Elasticidad	452270 N-m ²	588000 N-m ²

El elastómero, al sufrir deformación, genera tensión y acumula energía potencial que puede ser liberada en el momento deseado.

3.4.1. Cálculo y selección del elastómero

La energía potencial del elastómero está dada por la siguiente fórmula:

$$EnergiaAcumulada(U) = \frac{F^2 * L}{A * E} \quad (3-9)$$

Donde:

- U = Energía Acumulada (40807 N)
- F = Fuerza de propulsión = 7418 N
- L = Longitud del elastómero
- A = Área transversal del elastómero
- E = Módulo de elasticidad del elastómero

Despejando A de la ecuación (3-11)

$$A = \frac{F^2 * L}{U * E} \quad (3-10)$$

Se observa que el Área de la sección del elastómero es inversamente proporcional al módulo de elasticidad (E).

Despejando L de la ecuación (3-11)

$$L = \frac{U * A * E}{F^2} \quad (3-11)$$

Se observa que la longitud del elastómero es directamente proporcional al módulo de elasticidad (E)

Del análisis anterior se deduce que para una longitud de elastómero (L), el más conveniente resulta el que tenga el menor módulo de elasticidad, puesto que ello garantiza un área y una longitud mínimas.

Por consiguiente el tipo seleccionado será el Polibutadieno NR-AA

En virtud de que la energía requerida ya se calculó y que los fabricantes producen diferentes diámetros y longitudes, se puede asumir indistintamente: una longitud arbitraria o una sección, dependiendo de las circunstancias, para determinar la otra magnitud mediante el cálculo correspondiente, entonces, en este caso se prefijará la longitud debido a las circunstancias geométricas de la pista, y se calculará el área correspondiente:

Reemplazando valores en la ecuación (3-10)

$$A = \frac{F^2 * L}{U * E}$$

$$A = \frac{(7418)^2 N^2 * 2m}{40807 N * m * 452270 \frac{N}{m^2}}$$

$$A = 0.0059 \text{ m}^2$$

$$A = 59 \text{ cm}^2$$

Para un elastómero de sección circular:

$$A = 3.1416 * r^2 \quad (3-12)$$

$$59 = 3.1416 r^2$$

$$r^2 = 18.78 \text{ cm}$$

$$r = 4.33 \text{ cm.}$$

$$D = 8.66 \text{ cm}$$

El elastómero ha de tener un diámetro de 8.66 cm

3.4.2 Deformación del elastómero

La deformación total del elastómero se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$Def .total = \frac{F * l}{A * E} \quad (3-13)$$

Donde:

F = Fuerza aplicada

l = Longitud inicial

A = Área transversal

E = Módulo de elasticidad del elastómero (452270 N-m²)

Reemplazando valores:

$$Def .total = \frac{7418 N * 200 cm}{59 cm^2 * 45.227 \frac{N}{cm^2}}$$

$$Def. total = 556 \text{ cm.}$$

$$Def. total = 5.56 \text{ m}$$

La distancia requerida para que el elastómero se deforme y acumule la energía potencial calculada será:

Distancia = longitud inicial + deformación total

Distancia = 2 m + 5.56 m = **7.6 m**

3.5. DIMENSIONES DE LA PLATAFORMA

La distancia requerida por el elastómero y la disposición del tensado el cual bordea la pista y presenta una restricción para las dimensiones, nos da la longitud mínima la cual debe ser la mitad de la distancia requerida por el elastómero tensado (3.8 m).

La distancia mínima de la pista calculada previamente (5.5 m), para alcanzar la velocidad de sustentación se ajusta a este requerimiento.

Se requiere que la pista inicie en el piso debido a la necesidad de espacio y facilidad para colocar el avión en posición de despegue.

El mecanismo de tensado del elastómero se ha de colocar en una posición cómoda para el operador de manera que no implique riesgo en el manejo. Este mecanismo consiste en una cuerda enrollada alrededor de un tambor, cuyo eje estará unido al trinquete generador del torque tensor.

También habrá que considerar la distancia entre ejes del avión (1.50 m) y un espacio para colocar cuñas de retención en las llantas posteriores (20 cm.).

El ancho de la pista ha de ser 120 cm., puesto que la distancia exterior de las ruedas es 110 cm.

Esta condición previa y el ángulo de despegue generan las siguientes dimensiones:

Longitud de la pista = estacionamiento (150 cm) + longitud de pista
(550 cm) + espacio para cuñas (20 cm) = 720 cm
Longitud de la base = 696 cm
Altura en la parte más alta = 186 cm
Angulo = 15°

Estas dimensiones satisfacen los requerimientos dimensionales para el estirado del elastómero al ser tensado; por lo tanto ya se puede bosquejar la geometría de la plataforma.

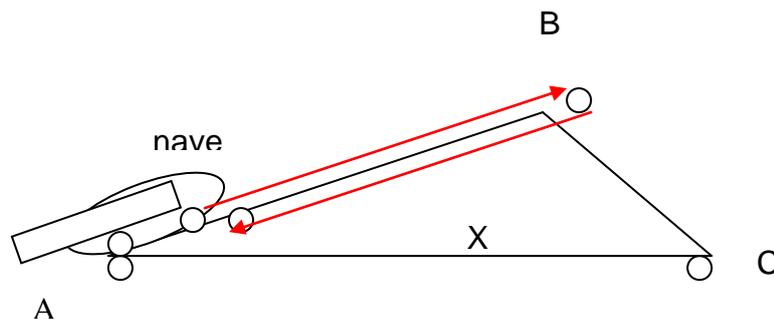


Figura 3.5.- Bosquejo elemental de la plataforma de despegue

3.6. GEOMETRÍA DE LA PLATAFORMA

La estructura de la pista estará conformada mediante dos pórticos laterales desarmables y unidos a través de montantes; de manera que formen una estructura triangular estable y resistente a las deformaciones de tracción, flexión y compresión en el proceso operativo de despegue. Los pórticos estarán conformados por dos vigas unidas mediante pivote en la parte superior y mediante una cuerda en sus extremos la cual de acuerdo a su medida nos da el ángulo requerido en este caso 15° .

Los extremos del pórtico descansarán sobre rodillos de giro libre con el propósito de girar la estructura luego de ser armada.

3.7. DESPEGUE

El proceso de despegue comprende dos eventos:

En primer lugar se da la acumulación de energía potencial mediante el tensado del elastómero que se desliza sobre el rodillo de giro libre, que está montado en chumaceras auto-alineadas y colocado en el vértice superior de la estructura, con el propósito de minimizar el rozamiento del elastómero en su trayectoria de tensado.

El otro evento consiste en el deslizamiento de la aeronave a través de la pista de despegue hasta obtener las características de velocidad especificadas en el diseño, para adquirir las condiciones de autonomía de vuelo.

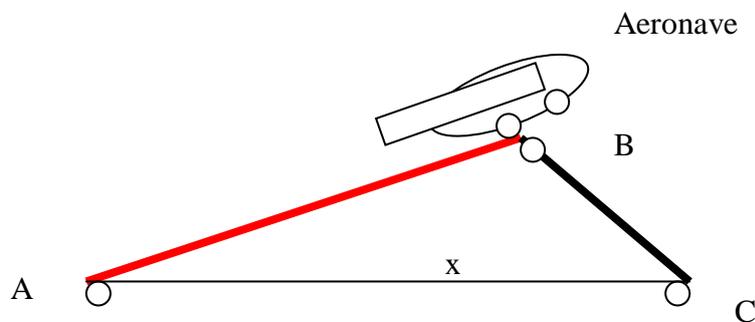


Figura 3.6. Nave abandonando la pista.

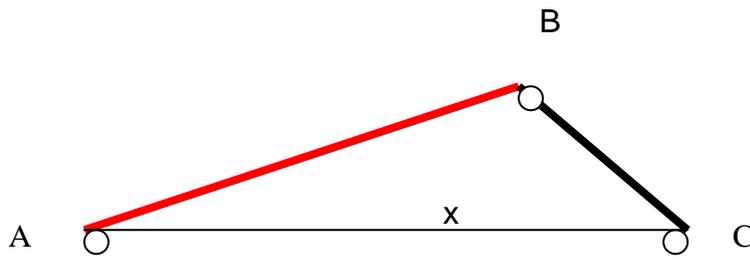


Figura 3.7. Pórticos laterales

En principio los pórticos laterales serán dos vigas pivotadas en el vértice superior, apoyadas en ruedas con freno manual y tensadas en sus extremos mediante un cable, condición que facilitará el montaje y garantizará estabilidad en el momento que la nave abandona la pista.

Los elementos del pórtico tendrán las siguientes dimensiones:

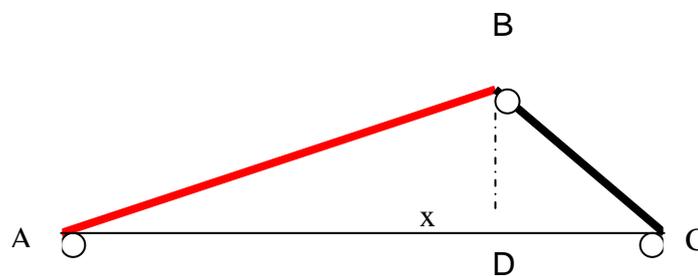


Figura 3.8. Dimensiones básicas

$$\text{Ángulo BAC} = 15^\circ$$

$$DB = 186.00 \text{ cm}$$

$$AB = 720.00 \text{ cm}$$

$$DC = 186.00 \text{ cm}$$

$$AD = 696.00 \text{ cm}$$

$$BC = 263.00 \text{ cm}$$

$$AC = 882.00 \text{ cm}$$

Según las Fórmulas:

DB = 1.46 m calculado en el análisis matemático (altura máxima de la parábola), esto es si el móvil fuera un punto y partiera del reposo con velocidad inicial, no obstante el avión requiere (150 cm +20 cm) de distancia a más de la longitud de pista necesaria para alcanzar la velocidad de sustentación.

Esto exige incrementar la altura hasta 186 cm según las siguientes fórmulas:

$$\text{Ángulo BAD} = 15^\circ \text{ (rango de despegue del RPV)}$$

$$AB = DB / \text{sen}15^\circ$$

$$DC = DB \text{ por simetría}$$

$$BC = (DB^2 + DC^2)^{1/2}$$

$$AC = AD + DC$$

3. 8. CÁLCULO DE REACCIONES

Para facilitar el montaje y desmontaje de la plataforma, ésta debe tener pesos manejables por dos operadores, por lo tanto se asignará pesos para las vigas de la siguiente forma: AB (40 kg) y BC (10 kg) y el peso del avión se lo divide para dos y se lo coloca en el centroide del triángulo que forman sus tres llantas; este punto corresponde a un tercio de la distancia entre los ejes de las ruedas, medido desde el eje posterior (50); sin embargo, para que el alerón posterior del RPV no toque el piso, se desplazará el punto de aplicación de la carga 50 cm en el sentido de la pista. Esto se muestra en siguiente diagrama.

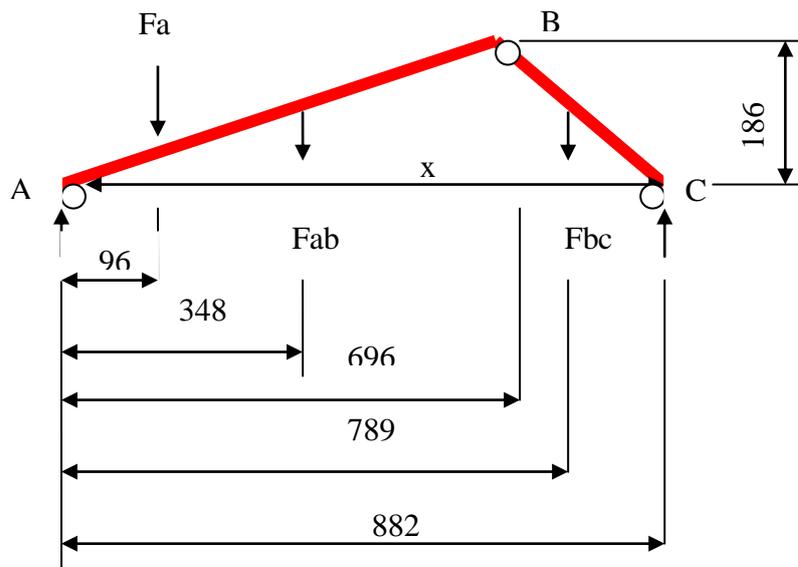


Figura 3.9. Diagrama de cuerpo libre del pórtico lateral

Donde:

F_a = peso del avión sobre cada pórtico (999.5 N)

F_{ab} = peso de la viga AB (392 N)

F_{bc} = peso de la viga BC (98 N)

3.8.1. Reacciones cuando el avión entra en la plataforma

En esta condición solamente actúan las cargas de manera estática y generan las siguientes reacciones:

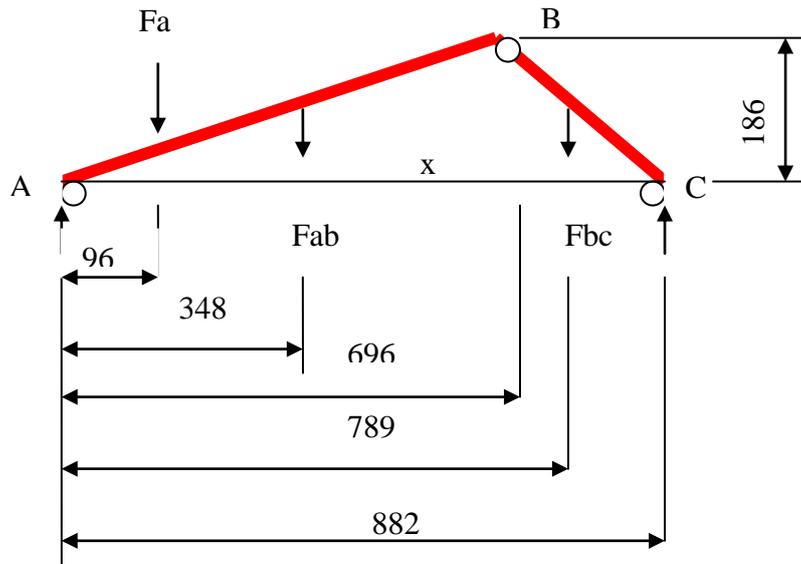


Figura 3.10. Pórtico lateral con el avión solamente colocado en la pista

$$\mathbf{F_a = 999.5 \text{ N (peso del avión / 2)}}$$

$$\mathbf{F_{ab} = 392 \text{ N (peso de la viga AB)}}$$

$$\mathbf{F_{bc} = 98 \text{ N (peso de la viga BC)}}$$

$$+\sum M_A \uparrow = 0$$

$$882 R_c - 789 * 98 - 348 * 392 - 96 * 999.5 = 0$$

$$882 R_c = 309690$$

$$\mathbf{R_c = 351.12 \text{ N}}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_a + R_c - 999.5 - 392 - 98 = 0$$

$$R_a + 351.12 - 999.5 - 392 - 98 = 0$$

$$R_a - 1138.3 = 0$$

$$\mathbf{R_a = 1138.3 \text{ N}}$$

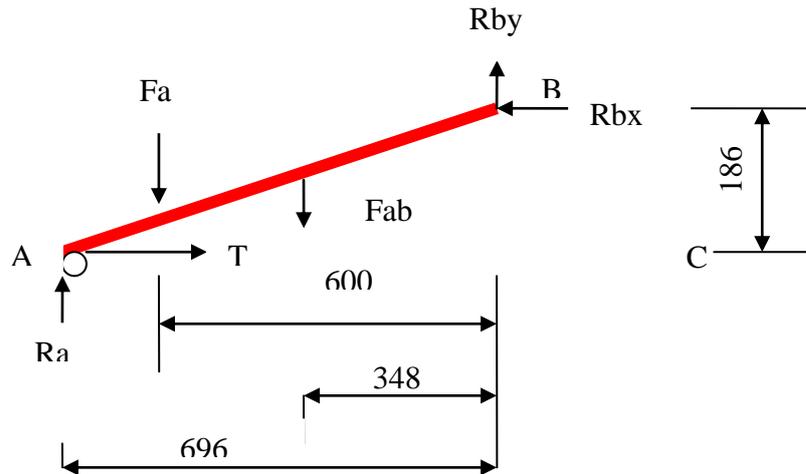


Figura 3.11. Diagrama de cuerpo libre del elemento AB cuando el avión esta solamente colocado en la pista

$$\sum F_{y(AB)} = 0$$

$$R_a + R_{by} - 999.5 - 392 = 0$$

$$1138.3 + R_{by} - 999.5 - 392 = 0$$

$$R_{by} - 253.12 = 0$$

$$\mathbf{R_{by} = 253.12 \text{ N hacia arriba}}$$

$$+ \sum M_{A(AB)} \uparrow = 0$$

$$- 999.5 * 96 - 392 * 348 + 253.12 * 696 + R_{bx} * 186 = 0$$

$$R_{bx} = 302.13$$

$$\mathbf{R_{bx} = 302.13 \text{ N}}$$

$$\sum F_{x(AB)} = 0$$

$$T - R_{bx} = 0$$

$$T - 302.13 = 0$$

$$\mathbf{T = 302.13 \text{ N}}$$

Las reacciones del elemento AB se muestran en la siguiente figura

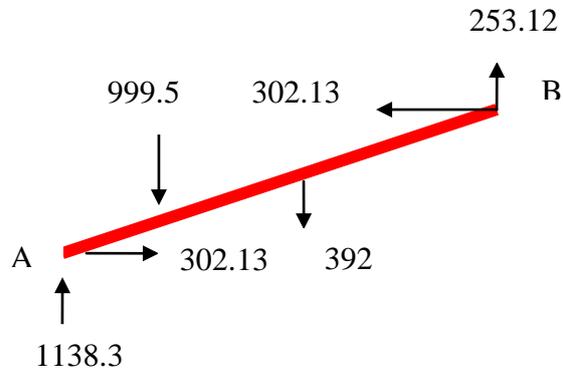


Figura 3.12. Reacciones del elemento AB

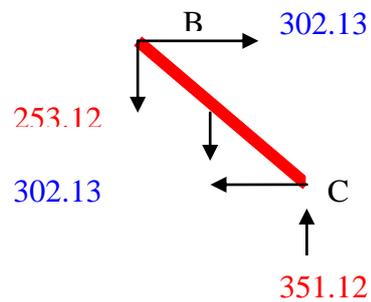


Figura 3.13. Reacciones en el elemento BC

$$\sum F_y = 0$$

$$R_c - R_{by} - 98 = 0$$

$$R_c - 253.12 - 98 = 0$$

$$R_c = 351.12 \text{ N}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$R_{bx} - T = 0$$

$$302.13 - 302.13 = 0$$

$$0 = 0$$

3.8.2. Reacciones cuando el avión está listo para despegar

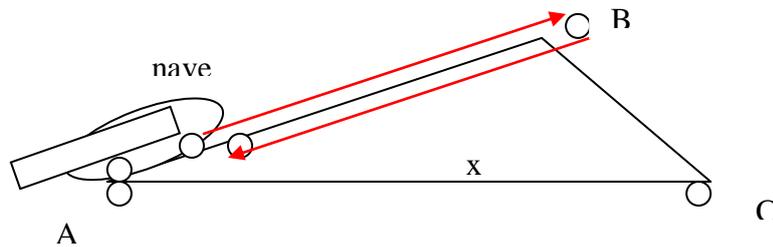
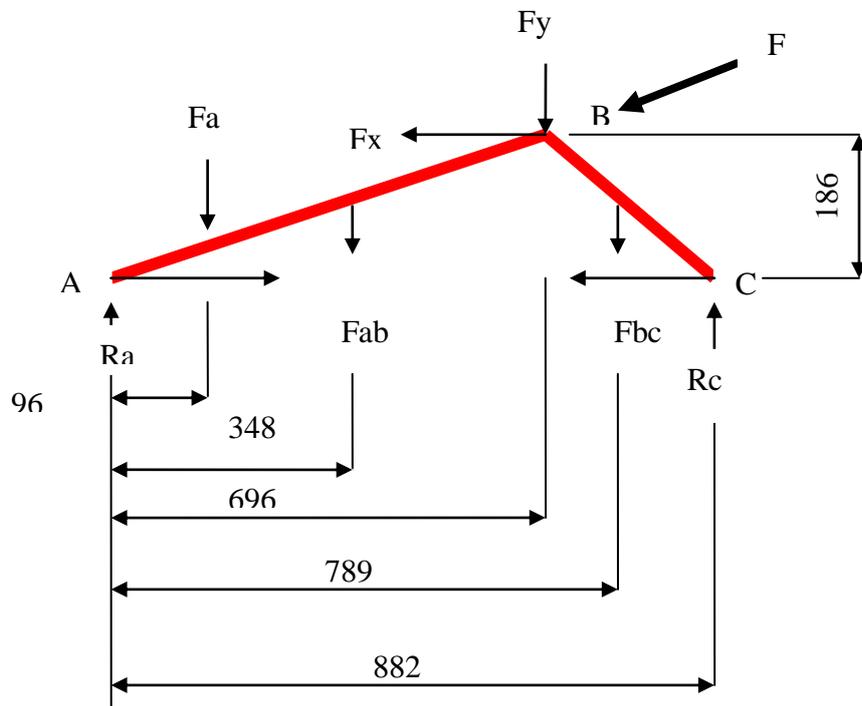


Figura 3.14. Posición de despegue



F = Fuerza de impulsión (7418/2 N) en cada pórtico

Figura 3.15. Diagrama de cuerpo libre en condición de despegue

$$+ \sum M_A \uparrow = 0$$

$$(-999.5 \cdot 96) - 392 \cdot 348 - (959.9 \cdot 696) + (3582.62 \cdot 186) - 98 \cdot 789 + R_c \cdot 882 = 0$$

$$882 \cdot R_c = 311454.93$$

$$R_c = 353.12 \text{ N}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_a - 999.5 - 392 - 959.9 - 98 + 353.12 = 0$$

$$R_a - 2096.33 = 0$$

$$R_a = 2096.33 \text{ N}$$

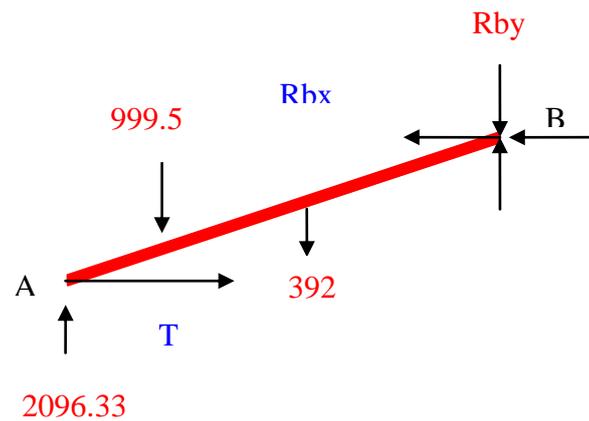


Figura 3.16. Diagrama de cuerpo libre del elemento AB

$$\sum F_{y(AB)} = 0$$

$$2096.33 - 999.5 - 392 + R_{by} - 959.95 = 0$$

$$R_{by} - 255.12 = 0$$

$$R_{by} = 255.12 \text{ N}$$

$$+ \sum M_{A(AB)} \uparrow = 0$$

$$- 999.5 * 96 - 392 * 348 + 255.12 * 696 + 186 * R_{bx} + 959.95 * 696 - 3582.62 * 186 = 0$$

$$186 R_{bx} = 53031.54$$

$$R_{bx} = 285.15 \text{ N}$$

$$\sum F_{x(AB)} = 0$$

$$T - R_{bx} - F_x = 0$$

$$T - 285.15 - 3582.62 = 0$$

$$T = 3867.77 \text{ N}$$

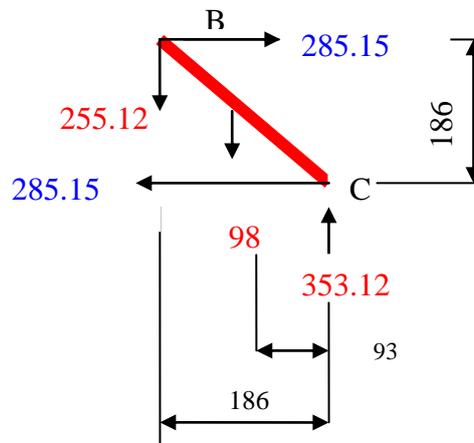


Figura 3.17. Diagrama de cuerpo libre del elemento BC

3.8.3. Reacciones cuando el avión está en la mitad de la plataforma

Esta condición se muestra en la siguiente figura:

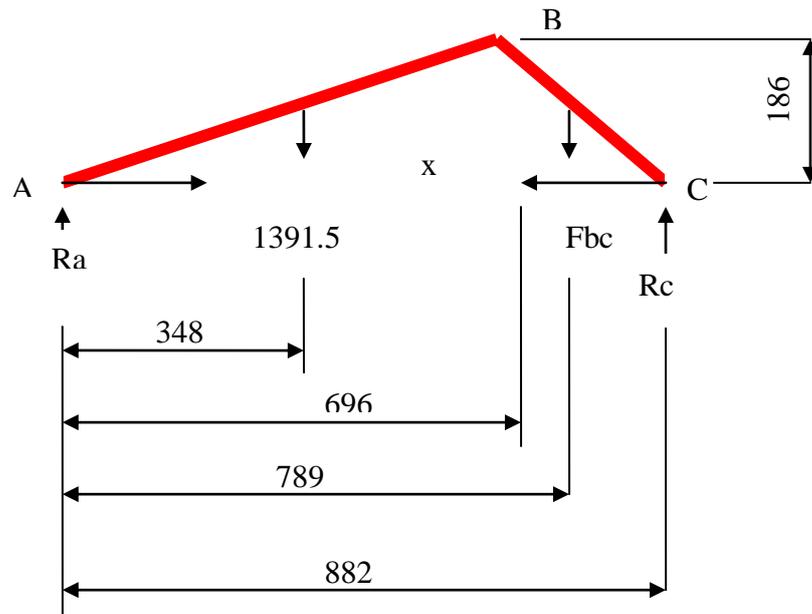


Figura 3.18. Diagrama de cuerpo libre del pórtico

$$+ \sum M_A \uparrow = 0$$

$$- 1391.5 * 348 - 98 * 789 + R_c * 882 = 0$$

$$882 * R_c - 561564 = 0$$

$$882 * R_c = 561564$$

$$\mathbf{R_c = 636.7 \text{ N}}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_a + R_c - 1391.5 - 98 = 0$$

$$R_a + 636.7 - 1391.5 - 98 = 0$$

$$R_a = 852.81$$

$$\mathbf{R_a = 852.8 \text{ N}}$$

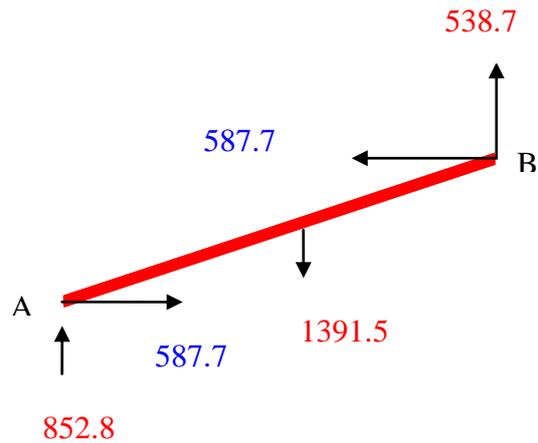


Figura 3.19. Diagrama de cuerpo libre de la viga AB

$$\sum F_{y(AB)} = 0$$

$$R_a + R_{by} - 1391.5 = 0$$

$$852.8 + R_{by} - 1391.5 = 0$$

$$R_{by} - 538.7 = 0$$

$$\mathbf{R_{by} = 538.7 \text{ N}}$$

$$+ \sum M_{A(AB)} \uparrow = 0$$

$$- 1391.5 * 348 + 538.7 * 696 + R_{bx} * 186 = 0$$

$$186 * R_{bx} - 109313.76 = 0$$

$$\mathbf{R_{bx} = 587.7 \text{ N}}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$T - R_{bx} = 0$$

$$T - 587.7 = 0$$

$$\mathbf{T = 587.7 \text{ N}}$$

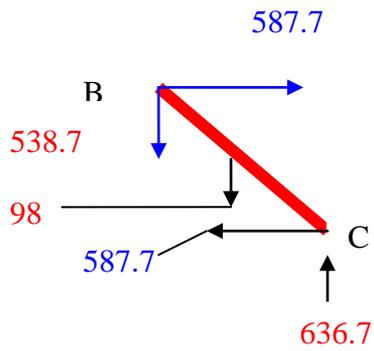
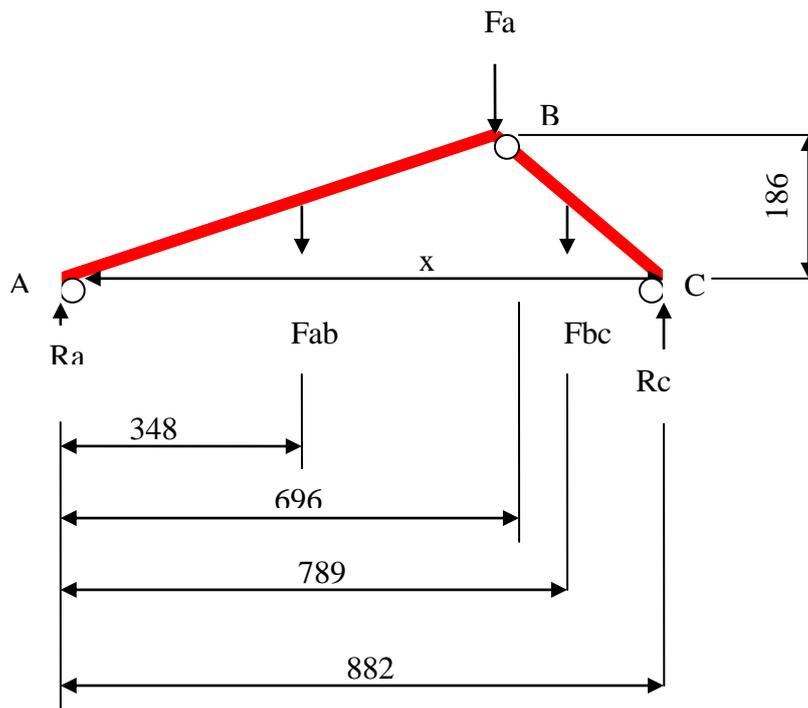


Figura 3.20. Diagrama de cuerpo libre de la viga BC

3.8.4. Reacciones cuando el avión sale de la plataforma



$F_a = 999.5 \text{ N}$

Figura 3.21. Diagrama de cuerpo libre

$$+\sum M_A \uparrow = 0$$

$$- 392 * 348 - 999.5 * 696 - 98 * 789 + 882 * R_C = 0$$

$$882 * R_C - 909390 = 0$$

$$882 * R_C = 909390$$

$$R_C = 1031$$

$$\mathbf{R_C = 1031\ N}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_A + R_C - 98 - 999.5 - 392 = 0$$

$$R_A + 1031 - 98 - 999.5 - 392 = 0$$

$$R_A - 458.5 = 0$$

$$\mathbf{R_A = 458.5\ N}$$

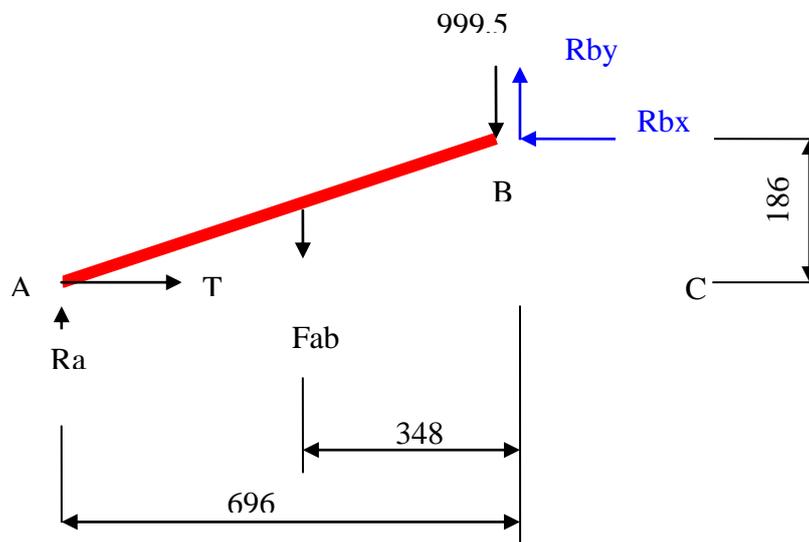


Figura 3.22. Diagrama de cuerpo libre de la viga AB

$$\sum F_{y(AB)} = 0$$

$$R_a + R_{by} - 999.5 - 392 = 0$$

$$458.5 + R_{by} - 999.5 - 392 = 0$$

$$R_{by} - 933 = 0$$

$$\mathbf{R_{by} = 933 \text{ N}}$$

$$+ \sum M_{A(AB)} \uparrow = 0$$

$$- 392 * 348 - 999.5 * 696 + 933 * 696 - R_{bx} * 186 = 0$$

$$186 * R_{bx} - 182700 = 0$$

$$186 * R_{bx} = 182700$$

$$\mathbf{R_{bx} = 982.26 \text{ N}}$$

$$\sum F_{x(AB)} = 0$$

$$T - R_{bx} = 0$$

$$T - 982.26 = 0$$

$$\mathbf{T = 982.26 \text{ N}}$$

Los elementos AB y BC reaccionan como se muestra en las siguientes figuras:

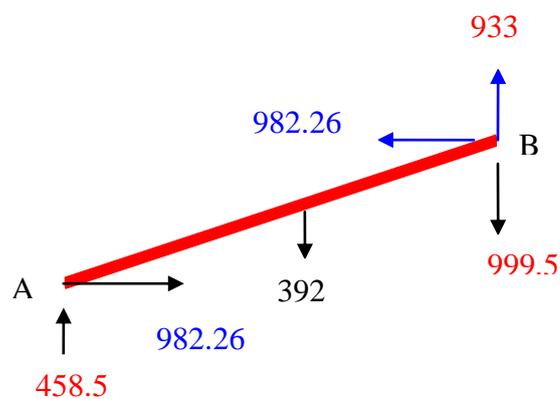


Figura 3.23. Diagrama de cuerpo libre de la viga AB

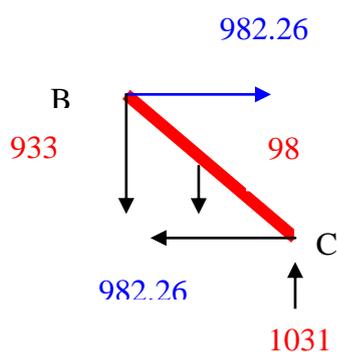


Figura 3.24. Diagrama de cuerpo libre de la viga BC

Tabla 3.2. Resumen de fuerzas, tensiones y reacciones de la estructura en los eventos operativos

EVENTO	F N	T N	Ra N	Rb N	Rc N
Cuando el RPV estaciona		302.13	1138.30	394.15	351.12
Cuando el RPV está tensado y listo para el despegue	3709.00	3867.77	2096.33	382.62	353.12
Cuando el RPV está en la mitad de la pista		587.70	852.81	797.27	636.70
Cuando el RPV abandona la pista		982.26	458.50	1354.74	1031.00

Las cargas críticas operativas se dan para la viga AB, puesto que este es el elemento sometido al mayor esfuerzo cuando el elastómero está tensado, antes del despegue y esta será la condición crítica de diseño, como se muestra en el resumen de la tabla 3.2.

3.9. DISEÑO MECÁNICO

Para el caso presente, el peso total que debe soportar la estructura de la plataforma esta definida por:

Peso del RPV = 1999 N.

Este peso se ubicará en el centro de la plataforma para efecto de cálculo a rotura por flexión, tracción o compresión, dependiendo de las condiciones de carga de los elementos.

En el siguiente gráfico se muestra la plataforma en tres dimensiones de manera que permita visualizar el conjunto armado.

- Estructura a 15°
- Pista apoyada en montantes.
- Cobertor de pista en madera impermeabilizada

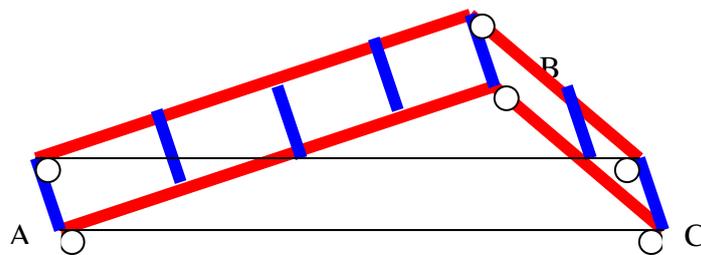


Figura 3.25. Visualización de la estructura

Se procede luego a enlistar las partes constitutivas para someterlas al diseño analítico y determinar de esa forma el grado de seguridad operativa cuando las cargas (peso total del RPC actúen en los puntos críticos de posible falla).

3.9.1. Partes constitutivas de la plataforma

- Estructura (dos pórticos triangulares (15°), formados por dos vigas pivotadas)
- Superficie de la pista (madera impermeabilizada)
- 2 Ejes de rotación libre, el uno sirve de guía y el otro tensa el elastómero
- 7 Montantes cuyo objeto es unir los pórticos y armar la estructura
- 2 Cuerdas
- Trinquete de ajuste
- Elemento propulsor
- Eje porta trinquete
- Pivote

3.9.2. Diseño del pórtico principal (AB)

Las cargas críticas operativas para la viga AB se dan cuando el elastómero está tensado, antes del despegue y esta será la condición crítica de diseño.

Según el análisis estático se calculó los siguientes valores máximos:

$$\mathbf{Ra = 2096.33\ N}$$

$$\mathbf{T = 3867.77\ N}$$

$$\mathbf{F = 3709.00\ N}$$

Estas fuerzas serán descompuestas en sus componentes rectangulares según la nueva dirección X e Y para que actúen en forma radial y transversal a la viga de manera que se pueda calcular los esfuerzos normales y cortantes máximos, útiles para el diseño de la viga ya sea a resistencia o a rigidez; como se muestra en la siguiente figura:

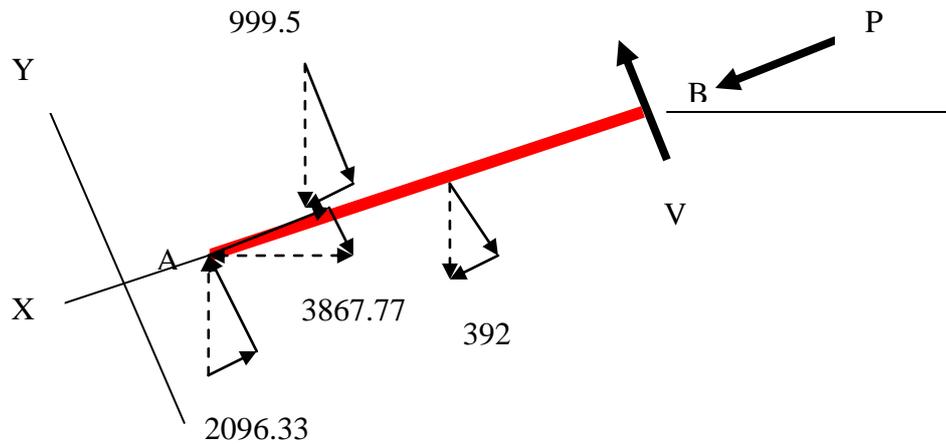


Figura 3.26 Diagrama de cuerpo libre de la viga AB con las componentes rectangulares de las fuerzas calculadas por estática, según el nuevo eje de coordenadas en su condición más crítica

Como la viga está equilibrada se cumple que:

$$x = 0 - 100$$

$$\sum F_y = 0$$

$$V = 2096.33 \cos 15 - 3867.77 \sin 15$$

$$V = 1023.84 \text{ N cm}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$P = 2096.33 \sin 15 + 3867.77 \cos 15 - 3709$$

$$P = 569.55 \text{ N cm}$$

$$\sum M = 0$$

$$M = 0$$

$$x = 100 - 360$$

$$\sum F_y = 0$$

$$V = 1023.84 - 999.5 \cos 15$$

$$V = 58.40 \text{ N cm}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$P = 569.55 - 999.5 \text{ sen } 15 - 3709$$

$$P = - 3398.14 \text{ N cm}$$

$$\sum M = 0$$

$$M = 999.5 \text{ cos } 15 \times 100$$

$$M = 96544.2 \text{ N cm}$$

$$x = 360 - 720$$

$$\sum F_y = 0$$

$$V = 58.40 - 392 \text{ cos } 15$$

$$V = - 320.24 \text{ N cm}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$P = -3398.14 - 392 \text{ sen } 15 - 3709$$

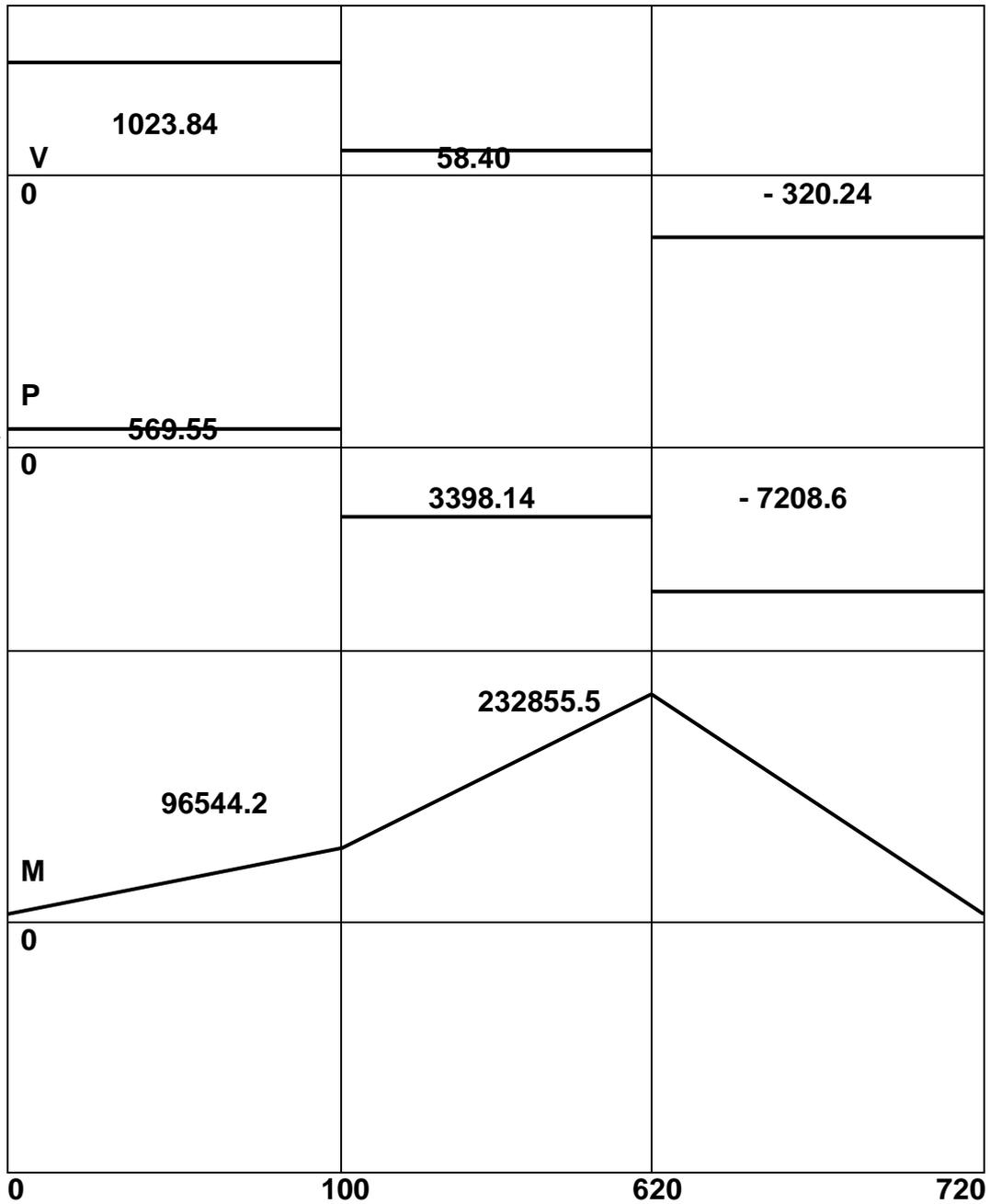
$$P = - 7208.60 \text{ N cm}$$

$$\sum M = 0$$

$$M = 96544.2 + 392 \text{ cos } 15 \times 360$$

$$M = 232855.5 \text{ N cm}$$

Gráfico de cortante (V), Fuerza axial (P) y Momento flector máximos



Para el cálculo de diseño por esfuerzo permisible se debe cumplir la siguiente condición:

$$\sigma_{\max} = \frac{F}{A} \leq \sigma_{\text{permisible}} = \frac{Su}{Fs} \text{ para diseñar a resistencia}$$

y

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W} \leq \sigma_{\text{permissible}} = \frac{Su}{Fs} \quad \text{para diseñar por rigidez}$$

Donde:

F = Fuerza normal máxima a tensión o compresión

A = Área de la sección tensionada o comprimida

Su = Resistencia de fluencia

Fs = Factor de seguridad

M = Momento flector máximo

W = Módulo resistente de la sección (cm³)

Para el diseño de la viga AB se utilizará acero estructural, laminado en caliente tipo ASTM A 36 cuya resistencia a la fluencia es de 24800 N/cm² y un factor de seguridad de 5 recomendado para estructuras aeronáuticas.

El diseño se realizará por rigidez puesto que la viga tenderá a flejar en su fase operativa.

Entonces:

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W} \leq \sigma_{\text{permissible}} = \frac{Sy}{Fs}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{232855.5(Ncm)}{W} \leq \sigma_{\text{permissible}} \leq \frac{24800 \frac{N}{cm^2}}{5}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{232855.5(Ncm)}{W} \leq \frac{Su}{Fs} \leq 4960 \frac{N}{cm^2}$$

$$\frac{232855.5(Ncm)}{W} \leq 4960 \frac{N}{cm^2}$$

$$W = \frac{232855.5 Ncm}{4960 \frac{N}{cm^2}}$$

$$W = 46.95 cm^3$$

Si buscamos este módulo resistente en la lista de tubos estructurales laminados en caliente de la IPAC, verificamos que el módulo resistente más cercano al calculado, corresponde al tubo cuadrado de 100 x 100 mm y espesor de 4 mm, cuyo $W = 45.22 cm^3$

Con este módulo resistente de la sección del tubo, se calculará el factor de seguridad, como se ve a continuación:

$$\frac{232855.5}{46.95} = \frac{24800}{F_s}$$

$$F_s = \frac{24800 * 46.95}{232855.5}$$

$$F_s = 5$$

Esto indica que la viga AB operará con un margen de seguridad altamente significativo respecto a su límite de fluencia.

Esta viga resulta demasiado larga para transportarla por lo tanto se cortará en dos partes iguales y se unirá mediante un alma rectangular interior y dos pasadores como se muestra en la siguiente figura:

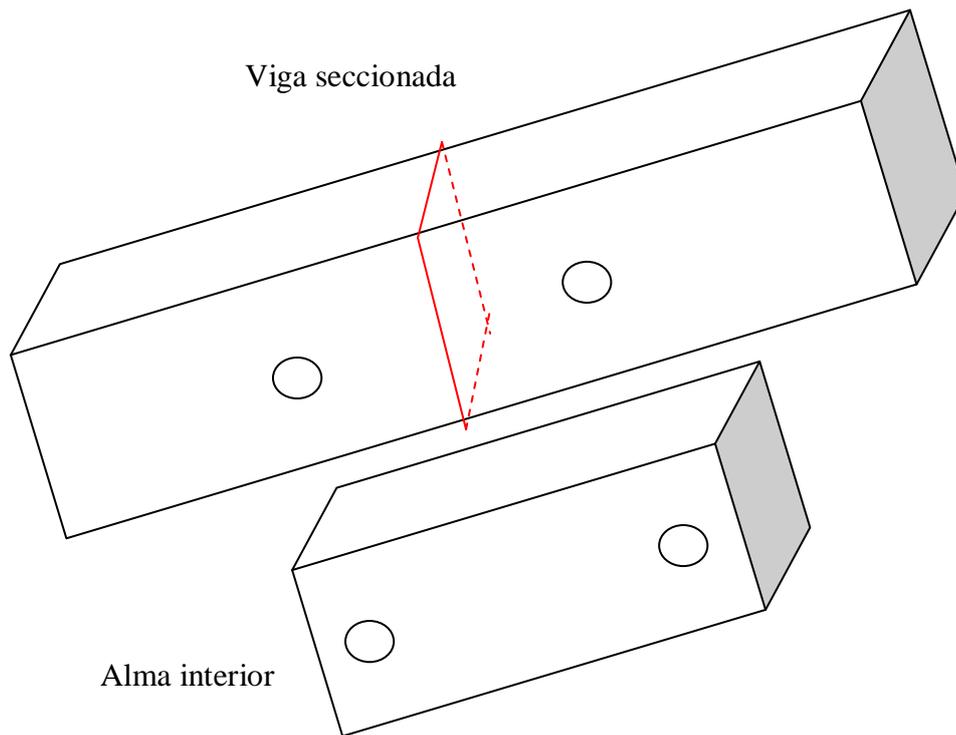


Figura 3.27 Detalle de la sección de la viga y elemento de unión

En este caso, la sección del alma será el elemento crítico y debe resistir el peso del avión cuando pasa por esa zona. Las áreas de corte del alma son cuatro; se utilizará acero A 36; con un límite de fluencia 24800 N /cm² y un factor de seguridad de 5; los pasadores sirven como guías de fijación del alma a la viga y se utilizará las mismas dimensiones de pasadores del pivote B; en el diseño a resistencia ha de cumplirse la siguiente condición:

$$\tau_{\max} = \frac{F}{A} \leq \tau_{\text{permissible}} = \frac{S_y}{F_s}$$

$$\frac{965.44}{A} = \frac{12400}{5}$$

$$A = \frac{965.44 * 5}{12400}$$

$$A = 0.3892 \text{ cm}^2$$

$$A = 38.9 \text{ mm}^2$$

Esta área corresponde a la sección transversal del alma, que por razones constructivas se utilizará tubo cuadrado con las siguientes dimensiones:

ASTM A 36 95 X 95 X 9.7

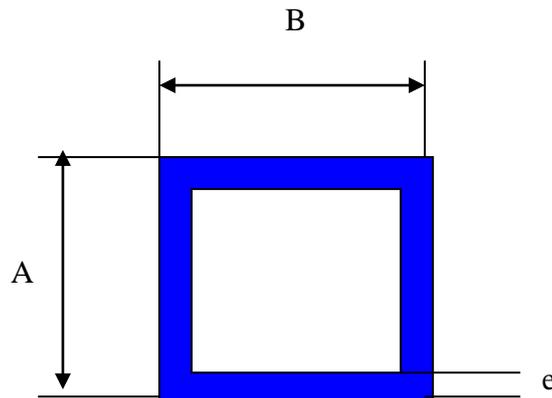


Figura 3.28. Sección del tubo diseñado para el alma que une la viga AB

$$\text{Área de la sección} = 2 * (95 * e) + 2 * (95 - 2e) * e$$

$$38.9 \text{ mm}^2 = 190e + 190e - 4e^2$$

$$e = 9.74 \text{ mm}$$

Esta alma tendrá una longitud de 20 cm y estará fijada mediante pasadores normalizados

3.9.3. Diseño del pórtico de apoyo (BC)

Por consideraciones prácticas respecto a ensamblaje y simetría se utilizará el mismo perfil tanto para la viga BC como para los montantes, incrementando así la rigidez de la estructura.

ASTM A 36 100 X 100 X 4

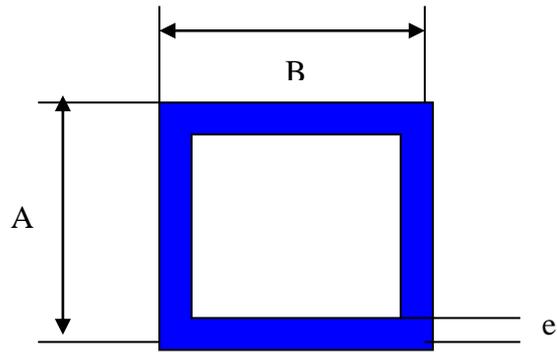


Figura 3.29. Sección del tubo diseñado para las vigas AB y BC

3.9.4. Diseño de las garruchas de soporte

Este elemento fallará por corte en la sección del pasador como se muestra en la siguiente figura:

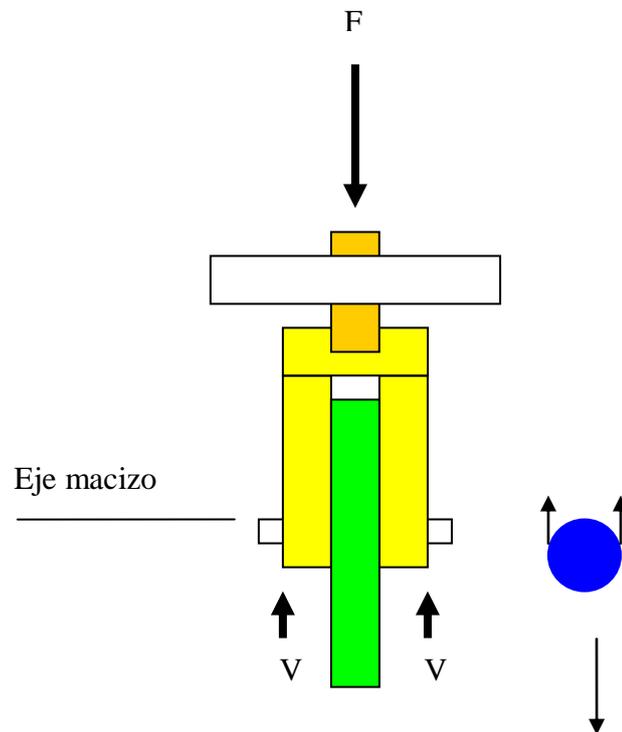


Figura 3. 30 Diagrama de cuerpo libre de las garruchas de apoyo y giro

Para el diseño de este elemento se aplicará el criterio de resistencia al corte.

Se utilizará los valores de cortante máximo para este propósito y acero estructural ASTM A 36 para el pasador, con un F_s 5.

Entonces:

$$V_{\text{máximo}} = 1023.84 \text{ N (diagrama de cortante)}$$

Luego

$$\tau_{\text{max}} = \frac{F}{A} \leq \tau_{\text{permissible}} = \frac{S_y}{F_s}$$

$$\tau_{\text{max}} = \frac{1023.84}{A} \leq \tau_{\text{permissible}} = \frac{12400}{5}$$

$$\tau_{\text{max}} = \frac{1023.84}{2 * A} \leq 2480$$

$$2 * A = \frac{1023.84}{2480} = 0.41 = \text{cm}^2$$

$$A = 20.64 \text{mm}^2$$

$$A = \pi * r^2$$

$$r = \sqrt{\frac{20.64}{\pi}}$$

$$r = 8 \text{mm}$$

Garruchas de giro libre y con freno manual de posicionamiento, existen en el mercado nacional de 14, 19 y 24 mm de diámetro del eje, por lo tanto se asignará el tipo G – 14, esta garrucha tiene una llanta maciza de 40 de ancho por 100 mm de diámetro y 14 mm de diámetro del pasador.

3.9.5. Diseño de los ejes de rotación libre

Estos ejes servirán como guías para el tensado del elastómero e irán colocados en el extremo superior e inferior de la plataforma, estarán montados sobre chumaceras auto alineantes, lo que genera solamente reacciones en la misma dirección y de sentido contrario a la carga de doble tensión del elastómero.

Este elemento habrá que diseñarlo a resistencia; para calcular el diámetro mínimo del eje que va en la chumacera y a rigidez para determinar el diámetro del cuerpo del rodillo.

Se utilizará el acero estructural A 36 para este caso y un F_s (5):

Luego:

$$\tau_{\max} = \frac{F}{A} \leq \tau_{\text{permisible}} = \frac{S_{sy}}{F_s}$$

$$\frac{3709}{2 * A} = \frac{12400}{5}$$

$$2 * A = \frac{3709}{2480}$$

$$A = \frac{1.5\text{cm}^2}{2} = \frac{1.5\text{mm}^2}{2} = 75\text{mm}^2$$

$$A = \pi * r^2$$

$$r = \sqrt{\frac{75}{\pi}} = 4.88\text{mm}$$

$$\text{Diametro} = 9.77\text{mm}$$

No existen chumaceras en el mercado con estas características. Por lo tanto se utilizará un eje de 20 mm, puesto que esta es la chumacera más pequeña que existe en el mercado.

Rodillo

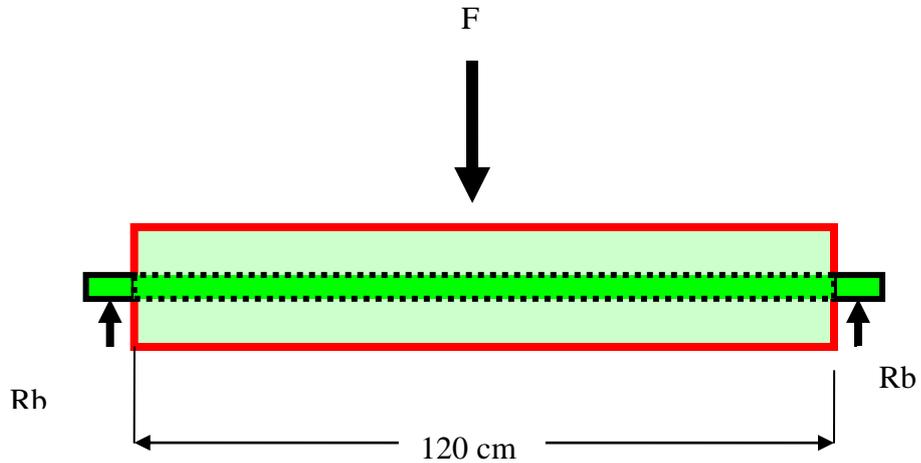


Figura 3.31. Diagrama de cuerpo libre de los rodillos de giro libre

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W} \leq \sigma_{\text{permissible}} = \frac{Sy}{Fs}$$

el momento máximo esta dado por:

$$M_f = 3709 \text{ N} \cdot 60 \text{ cm} = 222540 \text{ N cm}$$

Luego:

$$\frac{222540}{W} = \frac{24800}{5}$$

$$W = \frac{222540 \cdot 5}{24800}$$

$$W = 44.86 \text{ mm}^3$$

En las tablas del tubo estructural redondo de la IPAC, el módulo resistente de la sección W , más cercano al calculado corresponde a un tubo de 127 mm de diámetro y 4 mm de espesor cuyo módulo resistente de la sección es W (46.08), mismo que incrementará el factor de seguridad como se observará en el siguiente cálculo:

$$\frac{M_f}{W} = \frac{S_y}{F_s}$$

$$F_s = \frac{S_y * W}{M}$$

$$F_s = \frac{24800 * 46.08}{222540}$$

$$F_s = 5.13$$

3.9.6. Diseño del pasador en el eje (B)

Las vigas AB y BC están pivotadas mediante un pasador, que trabaja en un orificio taladrado en unas placas soldadas en los extremos laterales de las vigas como se muestra en la siguiente figura:

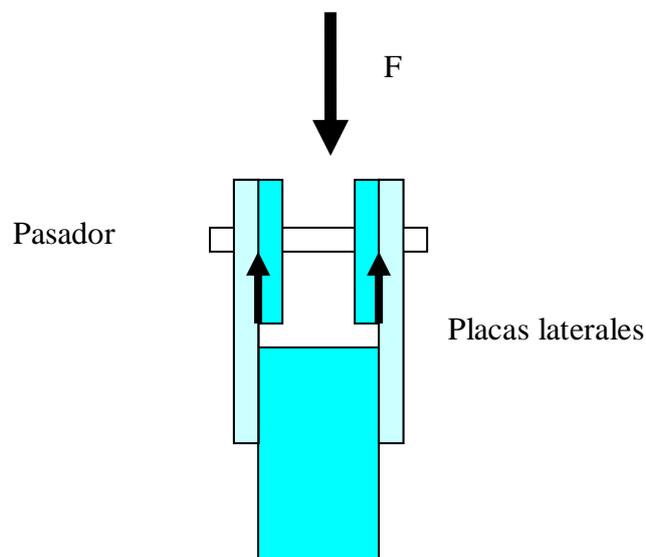


Figura 3.32. Diagrama de cuerpo libre del pasador B

La mayor fuerza que actúa sobre este elemento es la tensión del elastómero en el momento de carga previo al despegue y su valor es de 3709 N. que presionan normalmente sobre el pasador para cizallarlo.

Esta fuerza tiende a romper el pasador por corte. Luego el diseño tendrá este enfoque:

Se utilizará acero estructural A 36, cuya resistencia a la fluencia es 24800 N/cm²

Y un factor de seguridad de 5

Entonces:

F máxima = 3709 N

Luego

$$\tau_{\max} = \frac{F}{A} \leq \tau_{\text{permisible}} = \frac{S_{sy}}{F_s} \text{ para diseñar a resistencia}$$

$$\tau_{\max} = \frac{3709}{A} \leq \tau_{\text{permisible}} = \frac{12400}{5}$$

$$\tau_{\max} = \frac{3709}{2 * A} \leq 2480$$

$$2 * A = \frac{3709}{2480} = 1.49 \text{cm}^2$$

$$A = 75 \text{mm}^2$$

$$\pi * r^2 = 75 \text{mm}^2$$

$$r = \sqrt{\frac{75}{\pi}}$$

$$r = 4.88 \text{mm}$$

$$d = 9.77 \text{mm}$$

3.9.7. Diseño de placas laterales a las vigas

Estas placas laterales deben soportar la rotura al corte de la misma fuerza máxima ejercida por el elastómero un momento antes del despegue; en cuatro áreas que tienen las siguientes dimensiones:

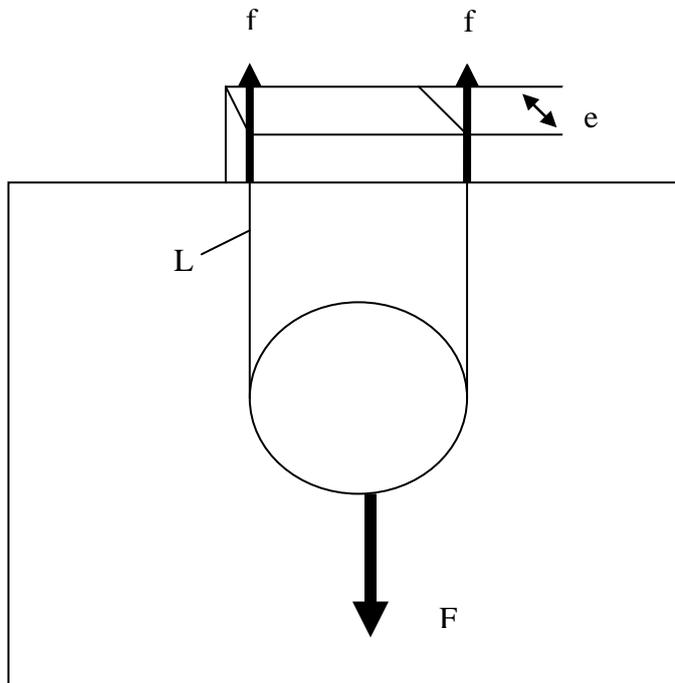


Figura 3.33. Placas laterales del pasador B

La sección de corte tiene las siguientes dimensiones:

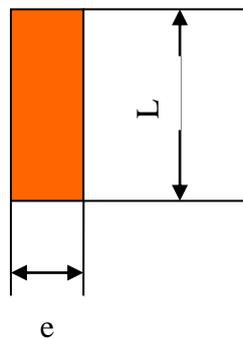


Figura 3.34. Sección de las placas laterales de las vigas

La mayor fuerza que actúa sobre este elemento es la tensión del elastómero en el momento de carga previo al despegue y su valor es de 3709 N. que presionan normalmente sobre las placas para cizallarlas.

Esta fuerza tiende a desgarrar un pedazo de placa que corresponde al diámetro del pasador y las placas deben ofrecer resistencia a ese intento en función de su resistencia a cortante y sus medidas de longitud y espesor.

Luego el diseño tendrá este enfoque a rotura por corte:

Se utilizará acero estructural A 36, cuya resistencia última es: 24800 N /cm²
Y un factor de seguridad de 5

Entonces:

$$F_{\max\ima} = 3709N$$

Luego

$$\tau_{\max} = \frac{F}{A} \leq \tau_{\text{permissible}} = \frac{Ssy}{Fs}$$

$$\tau_{\max} = \frac{3709}{4A} \leq \tau_{\text{permissible}} = \frac{12400}{5}$$

$$\tau_{\max} = \frac{3709}{4 * A} \leq 2480$$

$$4 * A = \frac{3709}{2480} = 1.5cm^2$$

$$A = 0.37cm^2$$

$$e * L = 37mm$$

Para un espesor de 3mm

$$L = 12.3mm$$

3.9.8. Diseño de la soldadura

La soldadura se realizará a filete sobre placas de tres milímetros de espesor por 12.3 mm de longitud, con electrodos E 60 11, cuya resistencia a la fluencia es de 60 000 psi = 3100 kg / cm² = 30380 N /cm²

La soldadura puede fallar a corte por la acción de la fuerza de 3709 N en los puntos críticos.²⁰

Se utilizará electrodos tipo E6011 cuyas características son:

$$S_y = 30380 \text{ N /cm}^2 \text{ (Shigley pagina 455)}$$

El diseño de la soldadura se lo realizará por resistencia, para ello el esfuerzo máximo y el permisible se relacionan con la siguiente fórmula:

$$\tau_{\max} = \frac{F}{A} \leq \tau_{\text{permisible}} = \frac{Su}{F_s}$$

$$\frac{7418}{A} \leq \frac{30380}{1.5}$$

$$A = \frac{7418 * 1.5}{30380}$$

$$A = 0.366cm^2 = 36.6mm^2$$

$$A = L * t$$

²⁰ DEUTSCHMAN L, MICHELS N, WILSON G. Diseño de máquinas. 8ª reimpresión. México. Editorial CECSA. 1987. PÁG. 345 -406.

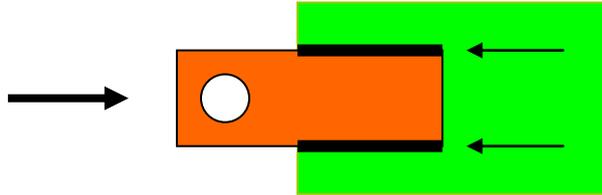


Figura 3.35. Diagrama de cuerpo libre de las placas a soldar

Donde:

L = Longitud de la soldadura

t = altura de la soldadura (espesor de la placa dado 2mm)

Despejando L :

$$L = \frac{A}{t} = \frac{36.6}{2} = 18.3mm$$

Esto dice que para soportar la carga de 7418 N en las juntas soldadas se requiera un cordón de 2 mm de alto por 18.3 mm de longitud realizado con un electrodo E6011

El alto de la soldadura resulta muy pequeña debido a la carga que deben soportar las uniones por soldadura; por cuestiones prácticas se hará un cordón de dimensiones mayores, con margen de seguridad muy superior al establecido.

3.9.9. Diseño de la cuerda

La cuerda soporta una tensión máxima de 7616.9 N y su diseño se realizará a resistencia, se utilizará un cable de acero para aviación, resistente a la

corrosión cuya resistencia de fluencia es $9511 \text{ kg} / \text{cm}^2 = 93208 \text{ N} / \text{cm}^2$ (Shigley página 825) y un factor de seguridad de 1.5.

La condición resistente se da por la siguiente fórmula:

$$\sigma_{\max} = \frac{F}{A} \leq \sigma_{\text{permissible}} = \frac{Su}{Fs} \text{ para diseñar a resistencia}$$

Luego:
$$\frac{7616.9}{A} = \frac{93208}{1.5}$$

$$A = \frac{7616.9 * 1.5}{93208}$$

$$A = 0.12 \text{cm}^2$$

$$\pi * r^2 = 12 \text{mm}$$

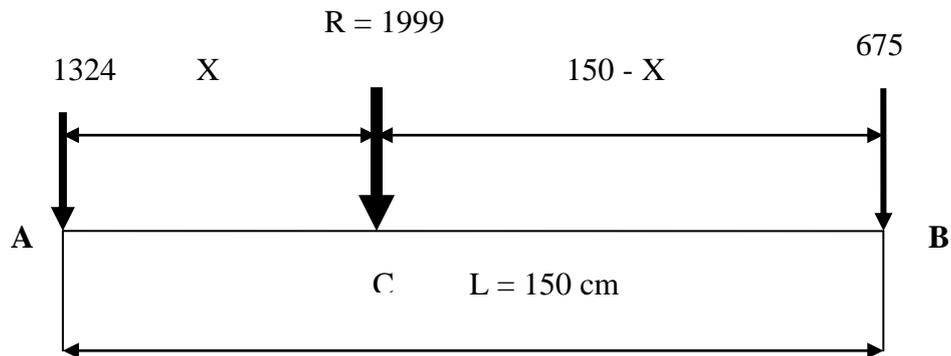
$$r = \left(\frac{12}{\pi} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$r = 1.95 \text{mm}$$

$$d = 3.9 \text{mm}$$

3.9.10. Diseño de la superficie de la pista

Cuando el avión se desplaza sobre la pista, sus ruedas delanteras y posteriores, forman un tren de cargas móviles, habrá que determinar los momentos en cada carga cuando éstas se encuentran en una posición tal que el máximo momento tenga lugar bajo ellas. La disposición de cargas en este tren está dado de la siguiente manera: ruedas posteriores 662 N, 662 N y rueda delantera 675 N.



$$+\Sigma MC \uparrow = 0$$

$$x * 1324 = 675 * (150 - x)$$

$$1324x = 101250 - 675x$$

$$x = 50.65 \text{ cm}$$

$$\frac{x}{2} = 25.32 \text{ cm}$$

Cuando se mueve este tren a lo largo de la pista, en un punto dado generará momentos flectores máximos y fuerzas cortantes máximas para:

$$x = \frac{L}{2} - \frac{e}{2} \quad (4-17)$$

Donde:

L = longitud de la carrera

x = distancia del apoyo izquierdo a la fuerza

e = distancia entre esa fuerza y la resultante

El momento flector bajo una carga determinada es máximo cuando el punto medio entre la carga y la resultante de las cargas existentes en el vano, coincide con el punto medio de la luz. Esto se muestra en el siguiente gráfico:

Tomando momentos respecto a (2) se obtiene R1

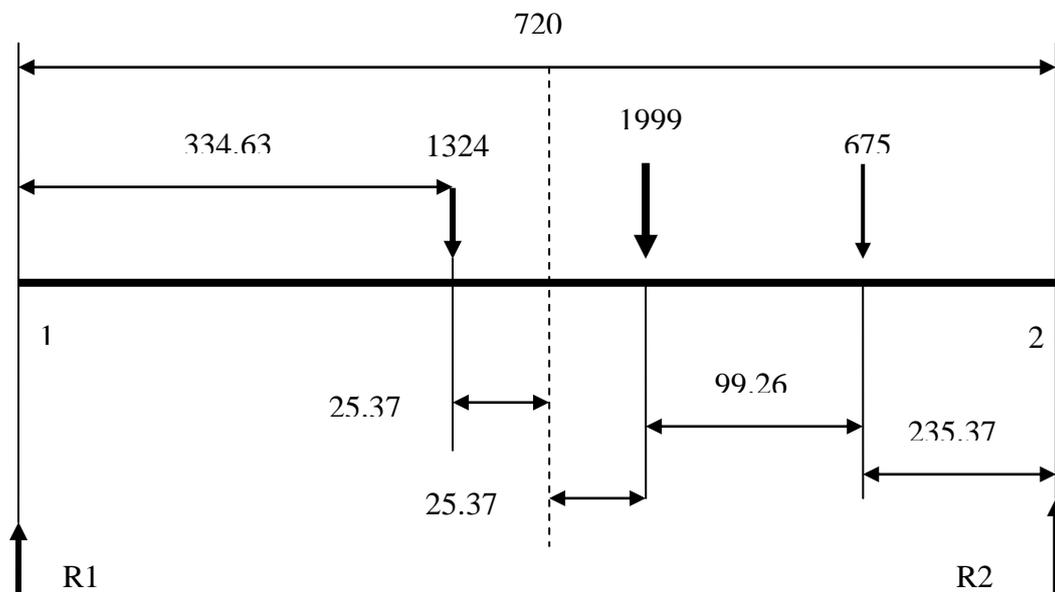
$$+\Sigma M_2 \uparrow = 0$$

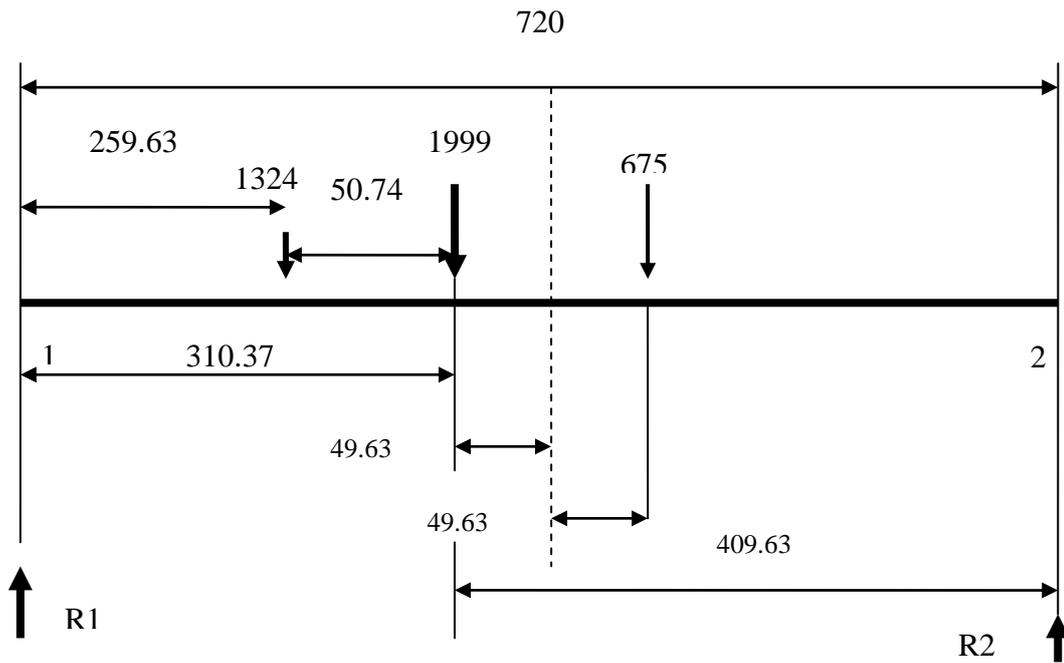
$$334.63 * 1999 = 720 R_1$$

$$R_1 = 929 \text{ N}$$

Cuando el punto medio de la viga esté exactamente entre 1324 y 1999, tiene lugar el momento máximo en (1324)

$$M_{(1324)} = 334.63 * 929 = 310871.3 \text{ Ncm}$$





Cuando el punto medio de la viga esté exactamente entre (450.8) y (1333) tiene lugar el momento máximo en (450.8)

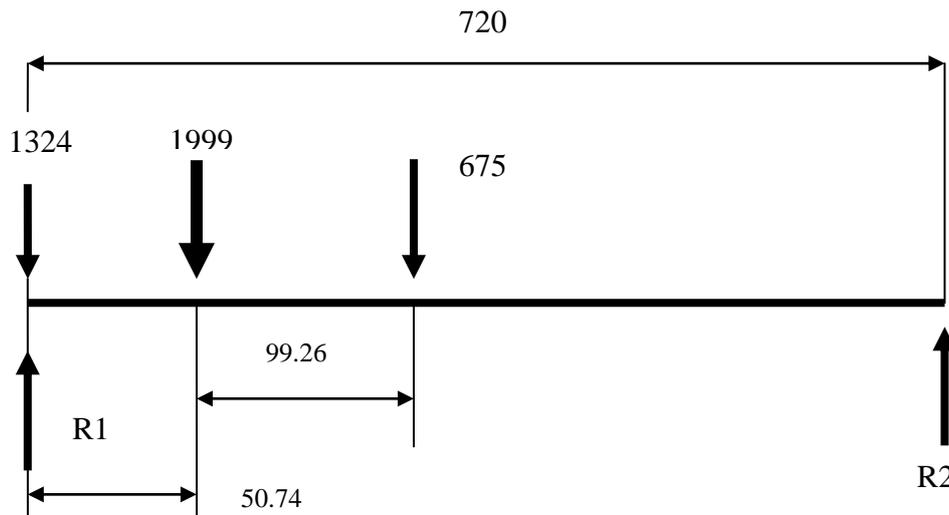
$$+ \sum M_2 \uparrow = 0$$

$$409.63 \cdot 1999 = 720 \cdot R1$$

$$R1 = 1137.3 \text{ N}$$

$$M_{(675)} = 1137.3 \cdot 409.63$$

$$M_{(675)} = 465872.2 \text{ Ncm}$$



La fuerza cortante máxima tiene lugar siempre en un apoyo, y es igual a la máxima reacción, cuando las cargas del tren coinciden con la reacción a la izquierda o a la derecha

$$+ \sum M_1 \uparrow = 0$$

$$720R_2 - 50.74 * 1999 = 0$$

$$R_2 = 140.9N$$

$$R_1 = 1858.1N$$

La superficie de la pista será de madera de pino del sur de hoja larga impermeabilizada cuyas características mecánicas son: Esfuerzo permisible (1543.5 N /cm^2) en el sentido de la fibra. (mecánica de sólidos Egor P Popov pág 635)

Este elemento será diseñado a rigidez, por lo tanto debe satisfacer la siguiente relación:

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W} \leq \sigma_{\text{permissible}} = \frac{Su}{Fs} \text{ para diseñar por rigidez}$$

Remplazando valores:

$$\frac{465872.2 \text{ cm}}{W} = 1543.5 \frac{N}{\text{cm}^2}$$

$$W = 301.8 \text{ cm}^3$$

$$W = \frac{I}{c}$$

Donde:

I = momento de inercia de la sección con respecto a un centroide

$$c = \frac{h}{2}$$

Para una sección rectangular:

$$I = \frac{b * h^3}{12}$$

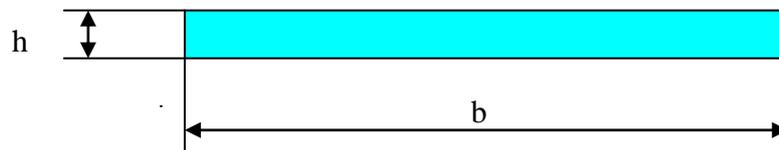


Figura 3.36. Sección de la pista

Reemplazando valores:

$$W = \frac{I}{c} = \frac{\left(\frac{b * h^3}{12}\right)}{\left(\frac{h}{2}\right)}$$

$$W = \frac{b * h^2}{6}$$

Las planchas en existencia están normalizadas en cuanto a longitudes (144 cm x 120 cm) y como ya se calculó W.

Reemplazamos valores:

$$301.8cm^3 = \frac{(120cm * h^2)}{6}$$

Despejando $h = \left(\frac{301.8 * 6}{120}\right)^{\frac{1}{2}}$

$$h = 3.88cm \text{ de espesor}$$

3.9.11. Selección del trinquete

El trinquete estará conformado por una palanca de fuerza acoplada al eje de rotación libre inferior, esta palanca se la encuentra en el mercado para diferentes rangos de fuerza, en este caso se requiere que la palanca seleccionada supere los 7418 N necesarios para el tensado del elastómero.

Este tipo de palancas, vienen con trinquete incluido y pueden operar en sentido del reloj y contra el reloj. El cambio de posición solo depende del movimiento de un pequeño selector. En la operación, esta palanca tendrá un tope de retorno para mantener la tensión deseada hasta el momento de disparo.

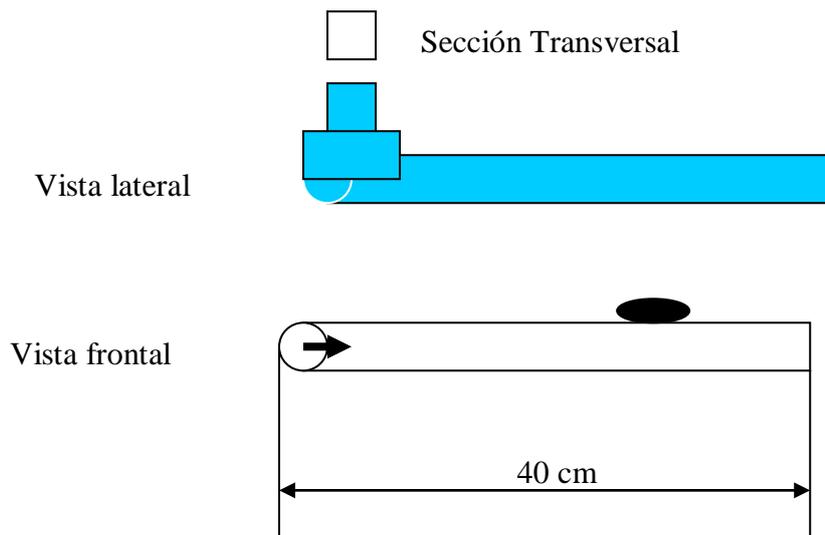


Figura 3.37. Palanca de fuerza con trinquete

3.9.12. Gancho de sujeción

Para el despegue, el avión será tensado en el eje robusto de su llanta delantera mediante un gancho de salida rápida unido al elastómero propulsor. Esta opción es práctica común en el apoyo de propulsión al despegue.

Los aviones asistidos para despegar se enganchan a una catapulta que en pocos segundos, junto con el motor a máxima potencia, les hacen alcanzar la velocidad de despegue.

Este tipo de ganchos tienen la siguiente forma y su diseño debe satisfacer los requerimientos del tensado del elastómero dentro de un alto margen de seguridad.

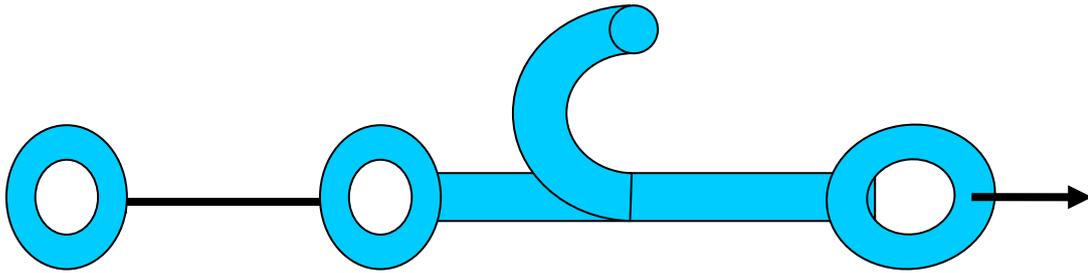


Figura 3.38. Gancho de sujeción para el tensado

El material para el gancho será de acero estructural A 36 cuya resistencia última es de 39200 N/cm^2 (Tablas IPAC) y un factor de seguridad de 1.5

El diseño se realizará a resistencia y por lo tanto debe satisfacer la siguiente condición:

$$\sigma_{\max} = \frac{F}{A} \leq \sigma_{\text{permisible}} = \frac{Su}{F_s} \text{ para diseñar a resistencia}$$

$$\frac{7418}{A} = \frac{39200}{1.5}$$

$$A = \frac{7418}{26133.33} = 0.28 \text{ cm}^2$$

Generalmente se utiliza secciones circulares luego:

$$A = \pi * r^2 = 28 \text{ mm}^2$$

$$r = \left(\frac{28}{\pi} \right)^{\frac{1}{2}} = 2.99 \text{ mm}$$

$$d = 5.97 \text{ mm}$$

El avión debe estar sujeto a la estructura de la pista en el momento que se tensa el elastómero.

Esta sujeción se realiza mediante un gancho exactamente igual al de tensado, invertido el sentido de sujeción, con el propósito de realizar el disparo con un simple tirón de una cuerda asida al ojo del gancho. Este proceso se muestra en la siguiente figura.

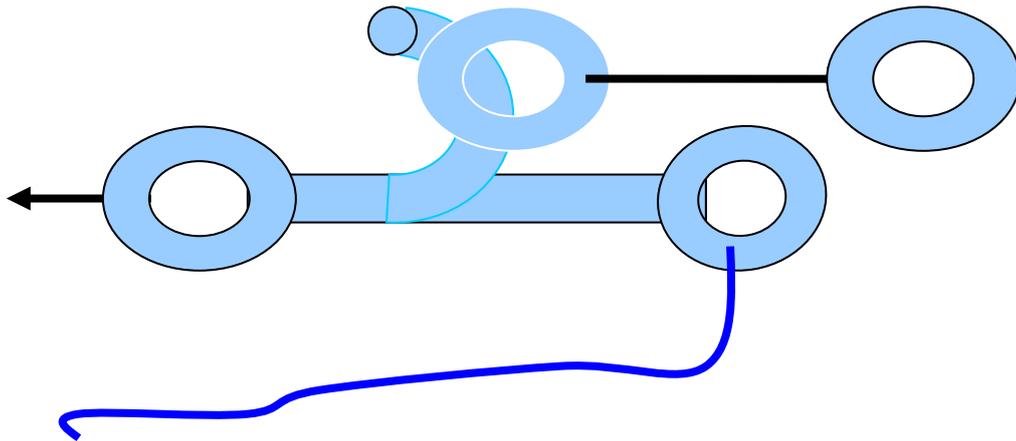


Figura 3.39. Gancho liberador del tensado

3.9.13. Diseño de los pernos que sujetan las chumaceras

Estos pernos tienden a fallar por corte, por lo tanto se diseñarán a resistencia a corte y serán dos los pernos que soporten la fuerza de 7418 N generada por el propulsor.

Se utilizará pernos con designación ASTM A 307 cuyas características son:

Resistencia de fluencia $S_y = 36 \text{ kpsi} = 2536.2 \text{ kg / cm}^2 = 24855 \text{ N/cm}^2$

Se ha de trabajar con el mismo factor de seguridad 1.5.

Luego:

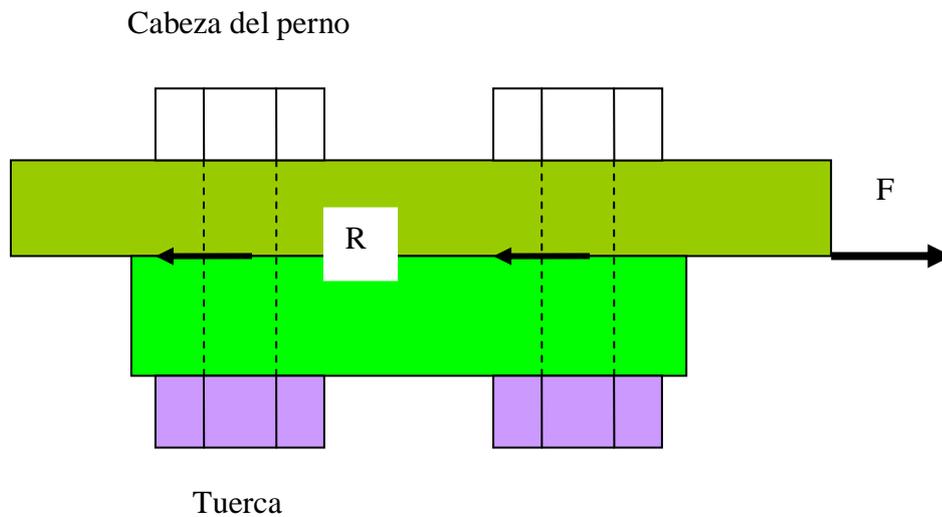


Figura 3.40. Diagrama de cuerpo libre de los pernos que sujetan las chumaceras

Utilizaremos pernos grado Métrico (4.6), cuyas características son:

$$S_y = 24855 \text{ N / cm}^2$$

S_y = resistencia a la fluencia

Por la teoría de la energía de distorsión se cumple que:

$$S_{sy} = 0.577 S_y$$

S_{sy} = resistencia al corte

Luego:

$$S_{sy} = 0.577 * 24855 \text{ N / cm}^2$$

$$S_{sy} = 14341.3 \text{ N. / cm.}^2$$

Los pernos tienen la tendencia a fallar por rotura al corte simple y en vista de que su ajuste no tiene precarga, el deslizamiento de las secciones del perno genera una tensión:

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

Donde:

$$F = 7418N$$

$$A = \frac{\pi * d^2}{4}$$

Remplazando valores:

$$\tau = \frac{4 * F}{\pi * d^2}$$

Sustituyendo τ por el cociente entre la resistencia al corte y el factor de seguridad (n), tenemos:

$$\frac{S_{Sy}}{n} = \frac{4 * F}{\pi * d^2}$$

Despejando (d) y reemplazando valores:

$$d = \left(\frac{4 * F * n}{\pi * S_{Sy}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$d = \left(\frac{4 * 7418 * 1.5}{\pi * 14341.3} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$d = \sqrt{\frac{44508}{45054.6}}$$

$$d = 0.99cm$$

$$d = 9.9mm$$

El diámetro calculado está normalizado.

CAPÍTULO 4

ANÁLISIS DE COSTOS DE LA PLATAFORMA PROTOTIPO

4.1. MATERIALES REQUERIDOS PARA LA PLATAFORMA

A continuación se enlista los materiales requeridos de acuerdo a las dimensiones calculadas en el diseño mecánico:

Tabla 4.1. Materiales requeridos

Nº	MATERIAL REQUERIDO	DIMENSIÓN
1	Tubo cuadrado ASTM A 36	75 X 75 x 2 mm
2	Cuerda, (cable de acero)Inoxidable 6 mm diámetro	13 metros
3	Elastómero (Polibutadieno) ASTM 0-1418 NR	2 metros
4	Eje ASTM A 36 (19 mm)	2.5 metros

5	Chumaceras $\frac{3}{4}$ auto Alineadas	4 unidades
6	Garuchas de giro libre con freno Manual Tipo G- 14	4 unidades
7	Palanca de fuerza	1 unidad
8	Ganchos de sujeción	2 unidades
9	Planchas de pino de hoja larga-tratadas e impermeabilizadas	(120 x 100 x 2.26 cm) 5 unidades
10	Prisioneros de ajuste manual para fijar montantes	$\frac{3}{8}$ x 14 unidades
11	Pletina ASTM A 36	70 x 4 x 450

4.2. MÁQUINAS HERRAMIENTAS REQUERIDAS

Para la construcción de la plataforma prototipo se requiere las siguientes máquinas:

Tabla 4.2. Máquinas herramientas y equipos

DENOMINACIÓN	MAQUINAS Y EQUIPOS
M 1	SIERRA MECÁNICA
M 2	TORNO
M 3	TALADRO RADIAL
M 4	RECTIFICADORA HORIZONTAL
M 5	EQUIPO DE SOLDADURA
M 6	ESMERIL
M 7	EQUIPO DE PINTAR
M 8	HERRAMIENTAS MANUALES

4.3. OPERACIONES TECNOLÓGICAS

Para el maquinado de partes y piezas de la plataforma prototipo se utiliza el recurso logístico denominado: “Diagrama de flujo operativo”, que señala la secuencia de operaciones efectuadas en forma lógica para optimizar la gestión de construcción.

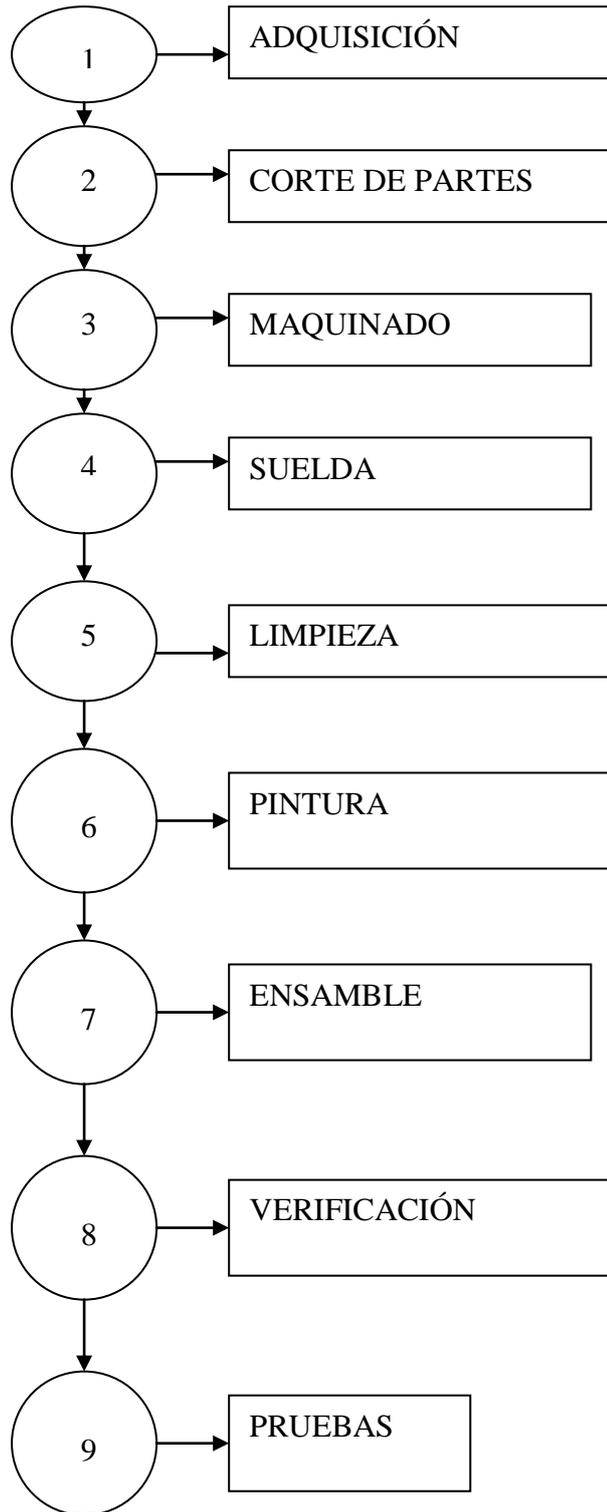


Figura 4.1. Diagrama de flujo operativo

4.4. TIEMPO REQUERIDO PARA LA CONSTRUCCIÓN

El tiempo estimado en la construcción de la plataforma prototipo se especifica en la siguiente tabla:

Tabla 4.3. Horas - proceso

OPERACIÓN	M 1	M 2	M 3	M 4	M 5	M 6	M 7	M 8	TOTAL
Calculo del propulsor								0.5	0.5
Corte del propulsor	1.0	0.5							1.5
Trazado de rodillos								5.0	5.0
Torneado de rodillos		6.0							6.0
Trazado de plataforma								2.0	2.0
Corte de materiales	10.0							0.5	10.5
Suelda de estructura					12.0				12.0
Ensamblado de garruchas								2.0	2.0
Acoplado de propulsor								2.0	2.0
Trazado de pista								1.0	1.0
Corte planchas	2.0					1.0			3.0
Taladrado de orificios			2.5						2.5
Montaje de palanca					3.0				3.0
Corte de eje	1.0								1.0
Revisión de soldadura						1.5			1.5
Esmerilado	0.5					6.0			6.5
Lijado de estructura								2.0	2.0
Fondo				2.0			4.0		6.0
Pintura							6.0		6.0
TOTAL									74.0

4.5. COSTO TOTAL DE LA PLATAFORMA PROTOTIPO

El costo total de fabricación de la plataforma prototipo es el resultado de tres rubros principales:

- Costo de Materiales. Tabla 4.4
- Costo de horas hombre. Tabla 4.5.
- Costo de horas máquina. Tabla 4.6.
- Costo de horas hombre. Tabla 4.7.
- En las tablas siguientes se especifica los valores de cada rubro considerado en el proceso.²²

4.5.1. Costo de materiales

El costo estimado de los materiales se especifica en la tabla siguiente:

²² Datos obtenidos del registro oficial 2004, N° 409-330

Tabla 4.4. Costo de materiales

Número	Denominación	Costo USD
1	Tubo estructural (75 x 75x2mm.) 24 metros.	480.00
2	Pletina de acero (75 x 4 mm.) 4.5 metros	90.00
3	Eje de acero (diámetro 19 mm) 2.5 metros	25.00
4	Plancha de pino 100x 120 x 2.28 cm	300.00
5	Juego de garruchas de giro libre.	200.00
6	Pernos normalizados 10 mm 14 unidades	70.00
7	Palanca de fuerza para 5000 N	560.00
8	Elastómero de neopreno 5.5 cm de diámetro, 2,5 m.	720.00
9	Soldadura 6 kg	30.00
10	Fondo acrílico 1 galón	30.00
11	Ganchos de sujeción 2 unidades	300.00
11	Pintura acrílica 1 galón	20.00
12	Cable de acero inoxidable 6 mm de diámetro 6 m	260.00
*	COSTO DE MATERIALES USD	3085.00

4.5.2. Costo horas hombre

El costo horas hombre se especifica en la siguiente tabla:

Tabla 4.5. Costo horas- hombre

DENOMINACIÓN	COSTO HORA	Nº DE HORAS	COSTO USD
JEFE DE COMPRAS	5.00	12.00	60.00
MECÁNICO INDUSTRIAL	10.00	46.50	465.00
TORNERO	15.00	25.50	337.50
SOLDADOR	12.00	10.50	126.00
OPERADOR DE EQUIPOS DE RECTIFICAR	16.00	5.00	80.00
PINTOR	8.00	4.00	32.00
AYUDANTE	2.00	36.00	72.00
TOTAL			1 172.50
<p>NOTA. En este rubro se han tomado en cuenta las horas empleadas en la adquisición de materiales.</p> <p>Se ha asignado al mecánico industrial las horas –máquina (M 1, M 3, M 6,M 9)</p> <p>Puesto que el costo horas hombre de estos detalles es idéntico.</p>			

4.5.3. Costo horas máquina

El costo horas máquina se resume en la siguiente tabla:

Tabla 4.6. Costo horas -maquina

DENOMINACIÓN	COSTO-HORA	Nº DE HORAS	COSTO USD
M 1	3.00	14.50	43.50
M 2	7.00	6.50	45.50
M 3	3.00	2.50	7.50
M 4	8.00	2.00	16.00
M 5	5.00	15.00	75.00
M 6	3.00	8.50	25.50
M 7	6.00	10.00	60.00
M 8	1.00	15.00	15.00
TOTAL			288.00

4.5.4. Costo total

El costo total es la sumatoria de los costos totales y se resume en la siguiente tabla:

Tabla 4.7. Costo total de la plataforma prototipo

RUBRO	COSTO USD
MATERIALES	3085.00
HORAS - HOMBRE	1172.50
HORAS - MÁQUINA	288.00
TOTAL	4545.50

El costo total de la plataforma prototipo asciende a CUATRO MIL QUINIENTOS CUARENTA Y CINCO 50/100 DÓLARES AMERICANOS.

CAPÍTULO 5

CÁLCULO, CONSTRUCCIÓN, MONTAJE Y COSTOS DEL MODELO A ESCALA

5.1. INTRODUCCIÓN

Para diferenciar las condiciones de carga real y a escala, se aplicará la siguiente designación:

Carga real (RPV): prototipo

Carga a escala: modelo

Plataforma para la carga real: plataforma prototipo

Plataforma para el modelo: plataforma modelo

La escala de construcción del modelo será 5:1 conforme a la propuesta, esto significa que todas las dimensiones del modelos se reducirán a una quinta parte de las del prototipo, posteriormente se realizarán las pruebas en este modelo para obtener la velocidad de salida del avión a escala para posteriormente demostrar esta velocidad teóricamente con los cálculos realizados en la plataforma prototipo, así mismo para el diseño de cada uno de los componentes del modelo en su estructura se tomará la quinta parte de la carga, esto es $(1999 / 5 = 399.8 \text{ N})$, solamente se diseñará la viga principal AB para determinar el perfil máximo requerido en la estructura modelo, puesto que como se determinó en el diseño de la plataforma prototipo, ésta es la viga crítica cuando el avión está listo para el despegue; de manera que no falle en las pruebas, los demás elementos ya están diseñados y plenamente justificados en el diseño de la plataforma prototipo y su selección se realizará de acuerdo a la disponibilidad del mercado. Si no fuere posible utilizar un elemento cercano al diseñado, habrá que remplazarlo por otro que cumpla idénticas características operacionales.

Análisis Práctico.

Una vez construido el modelo a escala en todas sus dimensiones obtenemos los siguientes valores de Altura máxima promedio = 37.5 cm y Alcance máximo promedio = 442.2cm, a partir de estos valores determinaremos la velocidad con la que sale la aeronave a escala.

Como la altura máxima promedio esta tomada a partir del suelo debemos restar la distancia de parqueo del la aeronave para a partir de esta obtener la verdadera altura máxima:

Altura desde el suelo a las ruedas:

$$x_1 = 33\text{sen}15 = 8.5\text{cm}$$

$$H_{\text{máx}} = 37.5 - 8.5 = 29\text{cm}$$

$$H_{\text{max}} = \frac{(v\text{osen}15)^2}{2g}$$

$$0.29 = \frac{(v\text{osen}15)^2}{19.6}$$

$$v_o = \sqrt{\frac{0.29 * 19.6}{(\text{sen}15)^2}} = 9.25 \frac{m}{s}$$

$$v_{o_x} = v_o \cos 15 = 8.9 \frac{m}{s}$$

A fin de comprobar que con esta velocidad, tendremos las mismas dimensiones a escala con que se construyo el modelo, procederemos a realizar los cálculos que se realizaron en el prototipo.

5.2. CINEMÁTICA DEL DESPEGUE DEL MODELO

Para el modelo utilizaremos la masa de diseño de 40.8 kg incluyendo su combustible y carga, despegará desde una plataforma con inclinación de 15° y alcanzará una velocidad mínima de 8.9 m/s para adquirir autonomía de vuelo. En consecuencia la masa del modelo generará una fuerza resistiva a ser vencida, para romper la inercia se requerirá la ejecución de un trabajo que deberá realizarlo el mecanismo propulsor encargado de desplazar al modelo hasta alcanzar la velocidad de sustentación. Si este trabajo se lo divide por el tiempo, condición en la cual el modelo adquiere autonomía de vuelo, se tendrá la potencia necesaria para satisfacer las variables de entrada y salida exigidas por la carga.

En el sistema Internacional (SI),

$$F = m \cdot a$$

(5-1)

Donde:

F = fuerza en Newtons

m = masa del elemento

a = aceleración gravitacional local (9.8 m/s)

Luego:

$$F = 40.8 \text{ kg} \cdot 9.8 \text{ m/s} = 399.8 \text{ Newtons}$$

Este es el peso que tiene el modelo en condiciones gravitatorias estándar.

Este peso ha de ser desplazado a través de la trayectoria inclinada de la plataforma modelo de despegue, venciendo las fuerzas inerciales de reposo hasta alcanzar la velocidad de sustentación (8.9 m/s), al final de la pista de despegue, como se muestra en la siguiente figura.

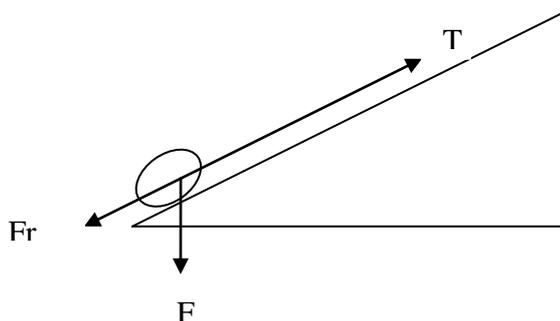


Figura 5.1. Partícula en posición de despegue

El desplazamiento del modelo a través de la pista es un caso de movimiento uniformemente variado en donde el modelo parte del reposo y comienza a

incrementar la velocidad hasta llegar a la velocidad de sustentación en el instante que abandona la pista, la siguiente figura ilustra este evento.

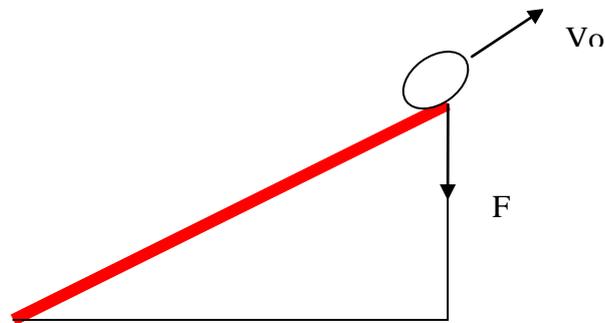


Figura 5.2. Partícula abandonando la pista

Al llegar al final de la pista, el modelo habrá desarrollado una cantidad de movimiento dada por la siguiente fórmula:

$$\text{Cantidad de movimiento} = \text{masa} * \text{velocidad} \quad (5-2)$$

Reemplazando valores:

$$\text{Cantidad de movimiento} = 40.8 \text{Kg} * 8.9 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\text{Cantidad de movimiento} = 356 \text{Kg} \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Esta cantidad de movimiento será generada mediante el impulso del propulsor, dado por la siguiente fórmula:

$$\text{Impulso} = \text{Fuerza} * \text{tiempo} \quad (5-3)$$

El impulso y la cantidad de movimiento son iguales, luego:

Impulso = Cantidad de movimiento (5-4)

$$F * t = m * v$$

En donde:

F = fuerza de impulsión

t = tiempo de acción de la fuerza hasta H máxima 0.245 s

m = masa del móvil

v = velocidad de sustentación

Reemplazando valores:

$$F * t = 40.8 * 8.9$$

$$F * 0.245s = 356Kg * \frac{m}{s}$$

$$F = 1453Kg \frac{m}{s^2} = 1453N$$

Con esta fuerza de impulsión, el trabajo necesario para que el modelo adquiriera autonomía en su movimiento uniformemente variado, está dado por la siguiente fórmula:

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

Donde:

F = fuerza de impulsión

d = distancia a recorrer hasta alcanzar la velocidad de sustentación

m = masa del avión

v = velocidad de sustentación

Remplazando valores en la ecuación anterior se tiene:

$$1453N * d = \frac{1}{2} * 40.8Kg * (8.9)^2 \frac{m^2}{s^2}$$

$$1453N * d = 3231.7Kg \frac{m^2}{s^2}$$

$$d = 1.11m$$

Esta es la distancia mínima que debe recorrer el modelo para alcanzar la velocidad de sustentación al final de la pista con la fuerza de propulsión calculada.

5.3. TRABAJO DESARROLLADO

La solución de la ecuación (5-5), determina el trabajo realizado por la fuerza de impulsión (F).

$$Trabajo = 1453N * 1.1m$$

$$Trabajo = 1598.3N * m$$

$$Trabajo = 1598.3Julios$$

5.4. POTENCIA DEL PROPULSOR

Este trabajo dividido por el tiempo requerido para ejecutarlo dará la potencia del mecanismo propulsor.

Así:

$$Potencia = \frac{trabajo}{tiempo}$$

$$Potencia = \frac{1598.3J}{0.245s} = 6523.7 \frac{J}{s} = 6523.7Vatios$$

$$Potencia = \frac{6523.7v}{746} = 8.7Hp$$

Como el trabajo requerido por el modelo para despegar, ha de ser realizado por el mecanismo propulsor (Elastómero) y que ha de ser seleccionado de acuerdo a las mejores características de elongación y módulo de elasticidad (Tabla de clasificación por propiedades), convenientes a los intereses del proyecto; las características de las mejores opciones se especifican en la tabla (5.1):

Tabla 5-1. Clasificación por propiedades de los elastómeros

Nombre usual	Caucho natural	Uretano
Nombre químico	Polibutadieno	Poliuretano
Designación ASTM 0-1418	NR	AU-EU
Clasificación SAE 1200 ASTM 02000	AA	BG
Resistencia a la Tracción	2940 N /cm ²	4410 N/cm ²
Alargamiento de rotura	650%	750%
Módulo de Elasticidad	45.2 N/cm ²	58.8 N/cm ²
Módulo de Elasticidad	452270 N/m ²	588000 N / m ²

El elastómero, al sufrir deformación, genera tensión y acumula energía potencial que puede ser liberada en el momento deseado.

5.4.1. Cálculo y selección del elastómero para el modelo

La energía potencial del elastómero está dada por la siguiente fórmula:

$$EnergíaAcumulada = \frac{F^2 * L}{2 * A * E} \quad (5-7)$$

Donde:

F = fuerza de propulsión = 1453 N
L = Longitud del elastómero
A = área transversal del elastómero
E = Módulo de elasticidad del elastómero

Despejando A de la ecuación (5-7)

$$A = \frac{F^2 * L}{2 * U * E} \quad (5-8)$$

Se observa que el Área de la sección del elastómero es inversamente proporcional al módulo de elasticidad (E).

Despejando L de la ecuación (4-14)

$$L = \frac{2 * U * A * E}{F^2} \quad (5-9)$$

Se observa que la longitud del elastómero es directamente proporcional al módulo de elasticidad (E)

Del análisis anterior se deduce que para una longitud de elastómero (L), el más conveniente resulta el que tenga el menor módulo de elasticidad, puesto que ello garantiza un área y una longitud mínimas.

Por consiguiente el tipo seleccionado será el Polibutadieno NR-AA

En virtud de que la energía requerida ya se calculó y que los fabricantes producen diferentes diámetros y longitudes, se puede asumir indistintamente: una longitud arbitraria o una sección, dependiendo de las circunstancias, para determinar la otra magnitud mediante el cálculo correspondiente, entonces, en este caso se fijará la longitud debido a las circunstancias geométricas de la pista, y se calculará el área correspondiente:

$$1598.3N * m = \frac{(1453)^2 N^2 * 0.4m}{A * 452270 \frac{N}{m^2}}$$

$$A = \frac{2111209 N^2 * 0.4m}{1598.3N * m * 452270 \frac{N}{m^2}}$$

$$A = 0.0012m^2$$

$$A = 12cm^2$$

Para un elastómero de sección circular:

$$A = 3.1416 * r^2 \tag{5-10}$$

$$12 = 3.1416 r^2$$

$$r^2 = 3.81$$

$$r = 1.95 \text{ cm.}$$

$$d = 3.9 \text{ cm}$$

5.4.2 Deformación del elastómero

La deformación total del elastómero se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$Def .total = \frac{F * I}{A * E} \tag{5-11}$$

Donde:

F = Fuerza aplicada

I = longitud inicial

A = Área transversal

E = módulo de elasticidad del elastómero (452270 kg/m²)

Remplazando valores:

$$Def.total = \frac{1453N * 40cm}{12cm^2 * 45.2 \frac{Kg}{cm^2}}$$

$$Def.total = 107cm$$

La distancia requerida para que el elastómero se deforme y acumule la energía potencial calculada será:

Distancia = longitud inicial + deformación total

$$Distancia = 40 \text{ cm} + 107 \text{ cm} = 147 \text{ cm}$$

5.5. DIMENSIONES DE LA SUPERFICIE PARA EL MODELO

La distancia y disposición del tensado del elastómero dará la pauta dimensional de la plataforma modelo, teniendo en cuenta la distancia mínima de la pista calculada previamente (111 cm), para alcanzar la velocidad de sustentación y el ángulo de disparo (15°)

Se requiere que la pista inicie en el piso debido a la necesidad de espacio y facilidad para colocar el avión en posición de despegue.

El mecanismo de tensado del elastómero se ha de colocar en una posición cómoda para el operador de manera que no implique riesgo en el manejo. Este mecanismo consiste en una cuerda enrollada alrededor de un tambor, cuyo eje estará unido al trinquete generador del torque tensor. También habrá que considerar la distancia entre ejes del modelo; para simular este modelo se utilizará un recipiente montado sobre ruedas con una distancia entre ejes de 22 cm y un ancho entre ruedas de $120 / 5 = 24 \text{ cm}$ de manera que se mantenga la escala 5:1

Esta condición previa y el ángulo de despegue generan las siguientes dimensiones:

Longitud de la pista = 33 cm (estacionamiento) + longitud de la pista 111 cm) = 144 cm que coincide con la escala 1:5 de la plataforma prototipo (longitud de pista 720 cm)

Longitud de la base = 139 cm

Altura en la parte más alta = 37.2 cm

Angulo = 15°

Estas dimensiones satisfacen los requerimientos para el estirado del elastómero al ser tensado; por lo tanto ya se puede bosquejar la geometría de la plataforma modelo.

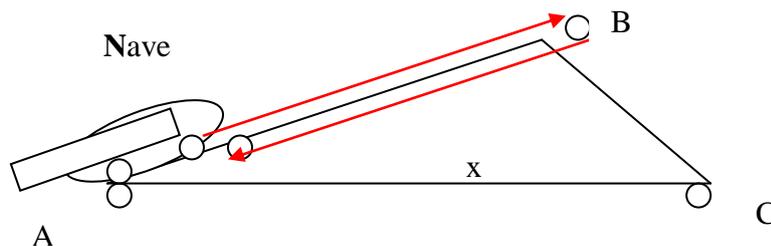


Figura 5.3.- Bosquejo elemental de la plataforma modelo de despegue

5.6. GEOMETRÍA DE LA PLATAFORMA MODELO

La estructura de la pista estará conformada mediante dos pórticos laterales desarmables y unidos a través de montantes; de manera que formen una estructura triangular estable y resistente a las deformaciones de tracción flexión

y compresión en el proceso operativo de despegue. Los pórticos estarán conformados por dos vigas unidas mediante un pivote en la parte superior y mediante una cuerda en sus extremos para dar el ángulo (15°) de la pista.

Los extremos del pórtico descansarán sobre rodillos de giro libre con el propósito de girar la estructura luego de ser armada.

5.7. DESPEGUE

El proceso de despegue comprende dos eventos:

En primer lugar se da la acumulación de energía potencial mediante el tensado del elastómero que se desliza sobre el rodillo de giro libre, que está montado en chumaceras auto-alineadas y colocado en el vértice superior de la estructura, cuya misión será minimizar el rozamiento del elastómero en su trayectoria de tensado y el rodillo tensor, colocado en la parte baja de la viga AB en cuyo extremo se coloca una toma, para accionar la tensión del elastómero a través de una palanca de fuerza con trinquete de doble posición.

Esta palanca se enclava en un trinquete apoyado en la viga AB.

El otro evento consiste en el deslizamiento de la nave a través de la pista de despegue con las características de velocidad especificadas en la figura, para adquirir las condiciones de autonomía de vuelo.

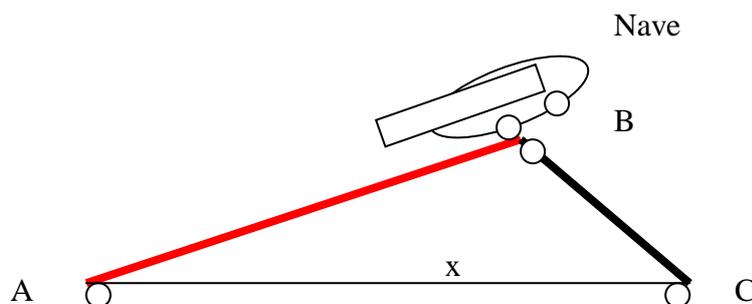


Figura 5.4. Nave modelo abandonando la pista.

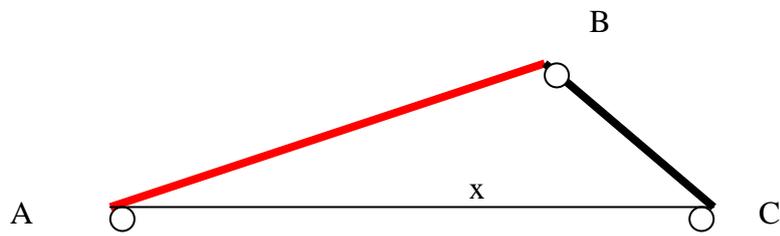


Figura 5.5. Pórticos laterales

En principio los pórticos laterales serán dos vigas pivotadas en el vértice superior, apoyadas en ruedas con freno manual y tensadas en sus extremos mediante un cable, condición que facilitará el montaje y garantizará estabilidad en el momento que la nave abandona la pista.

Los elementos del pórtico tendrán las siguientes dimensiones:

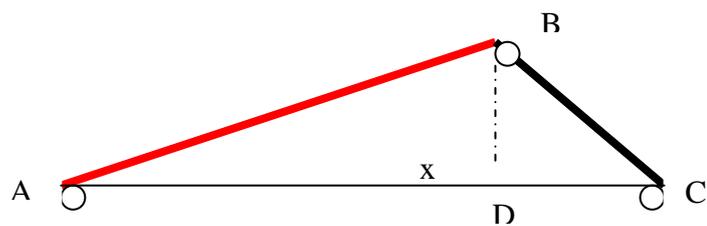


Figura 5.6. Dimensiones básicas

$$\text{Ángulo BAC} = 15^\circ$$

$$DB = 37 \text{ cm}$$

$$AB = 144 \text{ cm}$$

$$DC = 37 \text{ cm}$$

$$AD = 139 \text{ cm}$$

$$BC = 52 \text{ cm}$$

$$AC = 176 \text{ cm}$$

5. 8. CÁLCULO DE REACCIONES

Los pesos de las vigas ya se conoce en el diseño del prototipo, por lo tanto para el modelo se tomará la quinta parte, esto es: AB (8 kg) = 78.4 N y BC (2 kg) = 19.6 N; el peso del modelo se lo divide para dos como se muestra en siguiente diagrama.

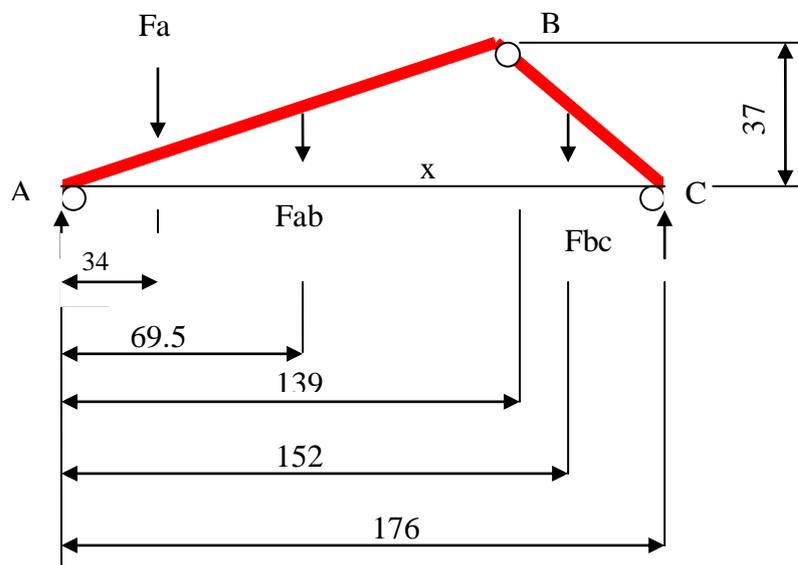


Figura 5.7. Diagrama de cuerpo libre del pórtico lateral

$$F_a = 199.9 \text{ N}$$

$$F_{ab} = 78.4 \text{ N}$$

$$F_{bc} = 19.6 \text{ N}$$

5.9. DISEÑO MECÁNICO

Puesto que en el diseño, la condición crítica se da cuando el avión está listo para despegar, esta será también la condición crítica para el modelo y para esta circunstancia se calculará su estructura.

5.9.1. Reacciones cuando el modelo está listo para despegar

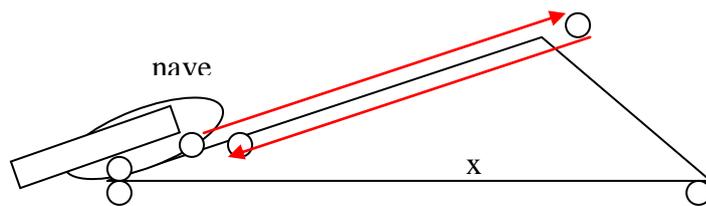
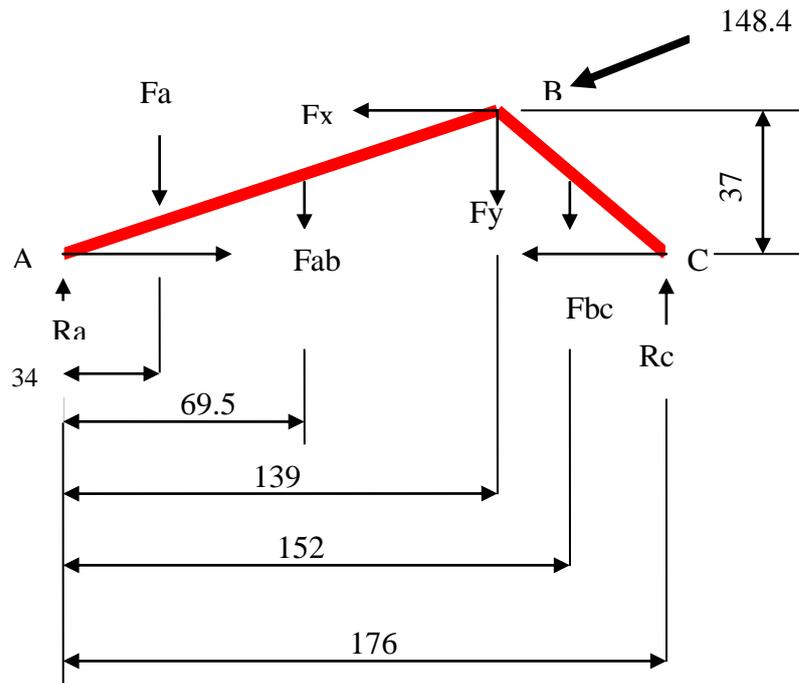


Figura 5.8. Visualización del tensado del elastómero



F = Fuerza de impulsión (296.7/2 N) en cada pórtico

Figura 5.9. Diagrama de cuerpo libre en condición de despegue

$$+ \sum M_A \uparrow = 0$$

$$176 \cdot R_c + 37 \cdot 143.3 - 152 \cdot 19.6 - 139 \cdot 38.4 - 69.5 \cdot 78.4 - 34 \cdot 199.9 = 0$$

$$\mathbf{R_c = 86.7 \text{ N}}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_a + R_c - F_a - F \sin 15 - F_{ab} - F_{bc} = 0$$

$$R_a + 86.7 - 199.9 - 38.4 - 78.4 - 19.6 = 0$$

$$\mathbf{R_a = 249.6 \text{ N}}$$

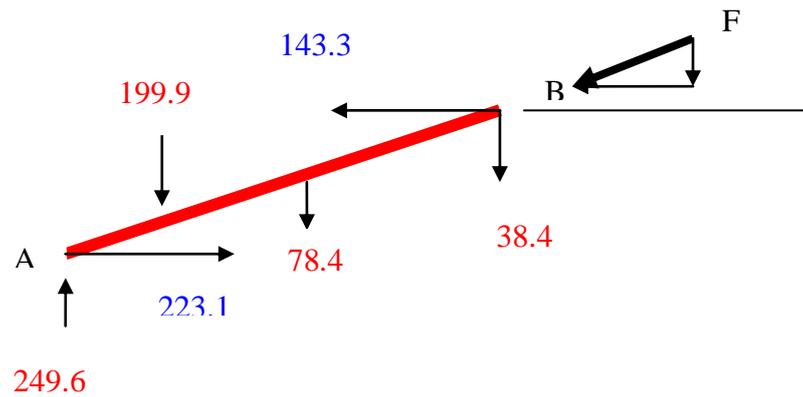


Figura 5.10. Diagrama de cuerpo libre del elemento AB

$$\sum F_{y(AB)} = 0$$

$$249.6 - 199.9 - 78.4 + R_{by} - 38.4 = 0$$

$$R_{by} - 67.1 = 0$$

$$\mathbf{R_{by} = 67.1 \text{ N}}$$

$$+ \sum M_{A(AB)} \uparrow = 0$$

$$- 199.9 * 34 - 78.4 * 69.5 - 38.4 * 139 + 37 * R_{bx} + 143.3 * 37 + 67.1 * 139 = 0$$

$$37 R_{bx} = 2954$$

$$\mathbf{R_{bx} = 79.8 \text{ N}}$$

$$\mathbf{R_{bx} = 79.8 \text{ N}}$$

$$\sum F_{x(AB)} = 0$$

$$T - R_{bx} - F_x = 0$$

$$T - 79.8 - 143.3 = 0$$

$$\mathbf{T = 223.1 \text{ N}}$$

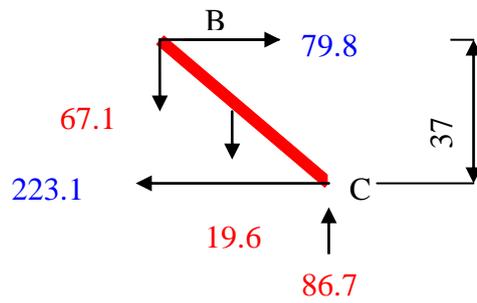


Figura 5.11. Diagrama de cuerpo libre del elemento BC

5.9.2. Diseño de la viga principal

Las cargas críticas operativas para la viga AB se dan cuando el elastómero está tensado, antes del despegue y esta será la condición crítica de diseño.

Según el análisis estático se calculó los siguientes valores máximos:

$$R_a = 249.6 \text{ N}$$

$$T = 223.1 \text{ N}$$

$$F = 148.35 \text{ N}$$

Estas fuerzas serán descompuestas en sus componentes rectangulares según la nueva dirección X e Y para que actúen en forma radial y transversal a la viga de manera que se pueda calcular los esfuerzos normales y cortantes máximos, útiles para el diseño de la viga ya sea a resistencia o a rigidez; como se muestra en la siguiente figura:

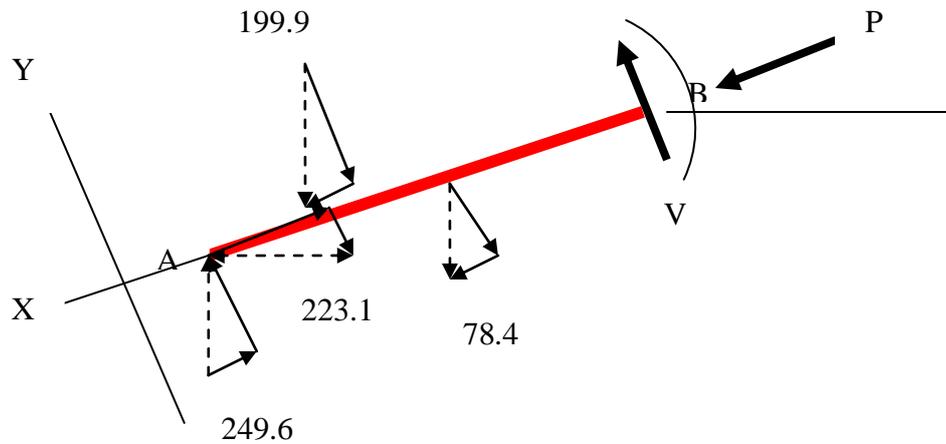


Figura 5.12. Diagrama de cuerpo libre de la viga AB con las componentes rectangulares de las fuerzas calculadas por estática, según el nuevo eje de coordenadas en su condición más crítica

Como la viga está equilibrada se cumple que:

$$x = 0 - 20$$

$$\sum F_y = 0$$

$$V = 249.6 \cos 15 - 223.1 \sin 15$$

$$V = 183.4 \text{ N cm}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$P = 249.6 \sin 15 + 223.1 \cos 15 - 148.35$$

$$P = 131.75 \text{ N cm}$$

$$\sum M = 0$$

$$M = 0$$

$$x = 20 - 72$$

$$\sum F_y = 0$$

$$V = 183.4 - 199.9 \cos 15$$

$$V = -9.7 \text{ N cm}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$P = 131.75 - 199.9 \text{ sen } 15 - 148.75$$

$$P = - 68.74 \text{ N cm}$$

$$\sum M = 0$$

$$M = 199.9 \cos 15 \times 20$$

$$M = 3861.77 \text{ N cm}$$

$$x = 72 - 144$$

$$\sum F_y = 0$$

$$V = - 9.7 - 78.4 \cos 15$$

$$V = - 85.43 \text{ N cm}$$

$$\sum F_x = 0$$

$$P = - 68.74 - 78.4 \text{ sen } 15 - 148.75$$

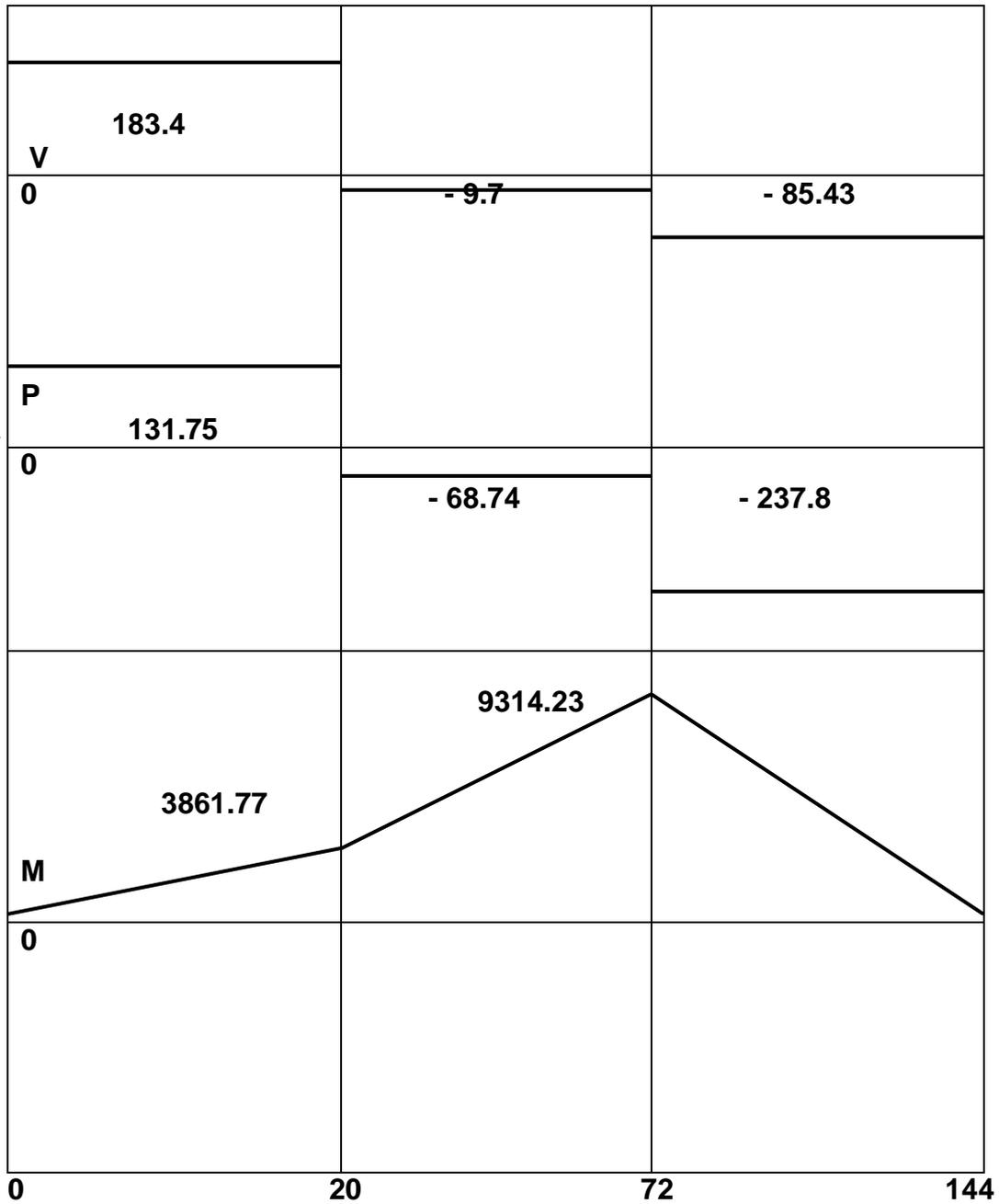
$$P = - 237.8 \text{ N cm}$$

$$\sum M = 0$$

$$M = 3861.77 + 78.4 \cos 15 \times 72$$

$$M = 9314.23 \text{ N cm}$$

Gráfico de cortante (V), Fuerza axial (P) y Momento flector máximos



Para el diseño mecánico se ha de cumplir la siguiente condición

$$\rho_{\max} = \frac{F}{A} \leq \rho_{\text{permissible}} = \frac{Su}{Fs} \text{ para diseñar a resistencia}$$

y

$$\rho_{\max} = \frac{M}{W} \leq \rho_{\text{permissible}} = \frac{Su}{Fs} \text{ para diseñar por rigidez}$$

Donde:

F = fuerza normal máxima a tensión o compresión

A = Área de la sección tensionada o comprimida

Su = resistencia de fluencia

Fs = factor de seguridad

M = momento flector máximo

W = módulo resistente de la sección (cm³)

Para el diseño de la viga AB se utilizará acero estructural, laminado en caliente tipo ASTM A 36 cuya resistencia a la fluencia es de 24800 N/cm² y un factor de seguridad de 5 recomendado para estructuras aeronáuticas

El diseño se realizará por rigidez puesto que la viga tenderá a flejar en su fase operativa.

Entonces:

$$\rho_{\max} = \frac{M_{\text{MAX}}}{W} \leq \rho_{\text{permissible}} = \frac{Su}{F_s}$$

$$\rho_{\max} = \frac{9314.23(Ncm)}{W} \leq \rho_{\text{permissible}} = \frac{Sy}{F_s}$$

$$\rho_{\max} = \frac{9314.23(Ncm)}{W} \leq \frac{24800 \frac{N}{cm^2}}{5}$$

$$\rho_{\max} = \frac{9314.23(Ncm)}{W} \leq 4960 \frac{N}{cm^2}$$

$$\frac{9314.23(Ncm)}{W} \leq 4960 \frac{N}{cm^2}$$

$$W = \frac{9314.23cm}{4960 \frac{1}{cm^2}} = 1.88cm^3$$

Si buscamos este módulo resistente en la lista de tubos estructurales laminados en caliente de la IPAC, verificamos que el módulo resistente más cercano al calculado, corresponde al tubo cuadrado de 40 x 40 mm y espesor de 1.5 mm, cuyo $W = 2.74 \text{ cm}^3$, con este perfil se construirá las dos vigas y los montantes.

Con este módulo resistente de la sección del tubo, el factor de seguridad tiene otro valor como se verá a continuación:

$$\frac{9314.23}{2.74} = \frac{24800}{F_s}$$

$$F_s = \frac{24800 * 2.74}{9314.23}$$

$$F_s = 7.3$$

Esto indica que la viga AB operará con un margen de seguridad muy amplio sobre el límite de fluencia.

5.9.3. Gancho de sujeción

Para el despegue, el modelo será tensado en el eje robusto de sus llantas mediante un gancho de salida rápida unido al elastómero propulsor. Esta opción es práctica común en el apoyo de propulsión al despegue.

Este tipo de ganchos tienen la siguiente forma y su diseño debe satisfacer los requerimientos del tensado del elastómero dentro de un amplio margen de seguridad.

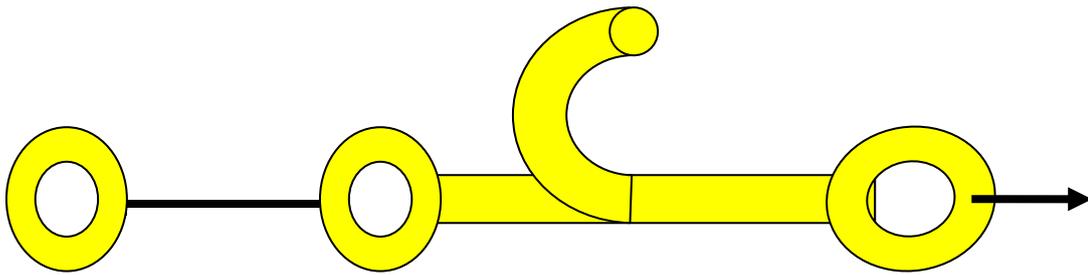


Figura 5.13. Gancho de sujeción para el tensado

El material para el gancho será de acero estructural A 36 cuya resistencia a la fluencia es de 24800 N/cm^2 (tablas IPAC) y un factor de seguridad de 5.

El diseño se realizará a resistencia y por lo tanto debe satisfacer la siguiente condición:

$$\rho_{\max} = \frac{F}{A} \leq \rho_{\text{permissible}} = \frac{S_y}{F_s}$$

$$\frac{296.7}{A} = 4960$$

$$A = \frac{296.7}{4960} = 0.06 \text{ cm}^2 = 6.0 \text{ mm}^2$$

Generalmente se utiliza secciones circulares luego:

$$A = \pi * r^2 = 6$$

$$r = \sqrt{\frac{6}{\pi}} = 1.4 \text{ mm}$$

$$d = 2.8 \text{ mm}$$

El modelo debe estar sujeto a la estructura de la pista en el momento que se tensa el elastómero. Esta sujeción se realiza mediante un gancho exactamente igual al de tensado, invertido el sentido de sujeción, con el propósito de realizar el disparo con un simple tirón de una cuerda asida al ojo del gancho. Este proceso se muestra en la siguiente figura.

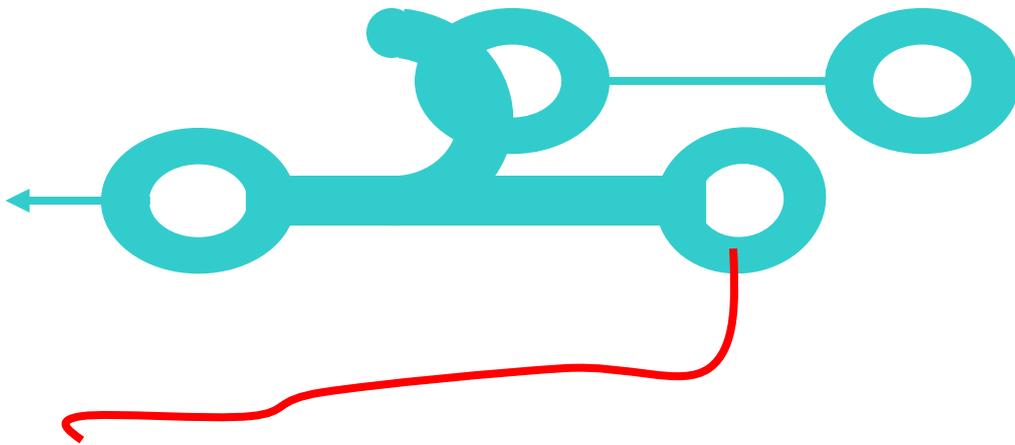


Figura 5.14. Gancho liberador del tensado

5.10. CONSTRUCCIÓN

Para empezar la construcción es necesario establecer la lista de materiales requeridos.

De acuerdo con la sugerencia de diseño “si puedes comprar los materiales, no los fabriques”.

Se procede a enlistar los materiales para luego adquirirlos en las mínimas dimensiones, de suerte que se optimice el costo tanto en adquisición como en maquinado.

5.10.1. Materiales requeridos

- Tubo estructural (20 x 20x 1.5 mm.) 3 metros. (36 usd)
- Eje de acero (diámetro 12 mm.) 1 metros. (10 usd)
- Plancha de madera de 8 mm de espesor 24 x 100cm. (10 usd)
- Garruchas de doble llanta y giro libre con freno incorporado (50 mm. x 50 mm.) 4 unidades. (60 usd)
- Ganchos de sujeción 2 unidades (140 usd)
- Palanca de fuerza para 500 N cm (160 usd)
- Elastómero de neopreno de 6 mm de diámetro 0.5 m (80 usd)
- Soldadura 6011 (1 Kg.) (4 usd)
- Pintura 1 litro (30 usd)

Los materiales requeridos para el prototipo ascienden a un total de **530 usd**

5.10.2. Adquisición de materiales y Equipos

Todos los materiales son asequibles en el mercado local (Iván Bohman Quito), a excepción de las garruchas de doble llanta y giro libre con freno incorporado (50 mm. x 50 mm.) que se las requirió del mercado especializado nacional (Iván Bohman Guayaquil)

5.11. TECNOLOGÍA DE LA CONSTRUCCIÓN DE LA PLATAFORMA MODELO

Consecuentes con la sugerencia de diseño se redujo la tecnología de construcción a operaciones de taller básico evitando procesos de fabricación no necesarios.

Las máquinas y equipos que se utilizaron para la construcción se enlistan en la tabla siguiente:

- | | |
|-----------------------|-----------------------|
| - Taladro de pedestal | - Soldadora eléctrica |
| - Compresor | - Cizalla eléctrica |

CAPÍTULO 6

PRUEBAS

6.1. PRUEBAS DEL MODELO

Las pruebas se orientan a verificar con que precisión se cumplen los parámetros de Diseño, previstos para el despegue seguro del RPV, en lo referente a velocidad, altura, seguridad.

Antes de proceder a las pruebas, se verifica la calidad de los acabados, soldaduras, ajuste de pernos, seguros del eje, prisionero de los montantes, rigidez y estabilidad de la plataforma modelo, en general se realiza un control exhaustivo de todos sus componentes.

A continuación se verifica el entorno y especialmente la zona de tiro, de manera que no implique riesgo de accidente durante el ejercicio de prueba.

Las pruebas del modelo incluyen: los objetivos, la metodología, los resultados y el análisis de manera que con esto se garantice el funcionamiento del modelo.

6.2. OBJETIVOS DE LAS PRUEBAS

- Verificar el funcionamiento operativo de los elementos que conforman la plataforma modelo.
- Corregir los errores posibles en el montaje y ensamblaje de partes y piezas que impidan el normal funcionamiento de la plataforma.
- Realizar la calibración y puesta a punto de la plataforma modelo para las pruebas.

6.3. METODOLOGÍA UTILIZADA PARA REALIZAR LAS PRUEBAS

- Las pruebas se realizarán en campo abierto, de manera que se pueda observar con claridad el fenómeno de lanzamiento en toda su trayectoria.
- La carga será la correspondiente a la escala de construcción.
- Para realizar las mediciones se utilizará objetivos colocados a las distancias previstas en el diseño.
- Se realizará veinte lanzamientos para determinar los resultados medios, y se establecerán conclusiones y recomendaciones.
- Como carga de disparo se utilizará un recipiente plástico con ruedas tipo triciclo para simular las condiciones reales del RPV. En este recipiente se colocó arena hasta completar el peso correspondiente al diseño del modelo (27.2 kg).
- Estas pruebas se realizarán en zona abierta y de 2 a 4 p.m. velocidad de viento moderada.

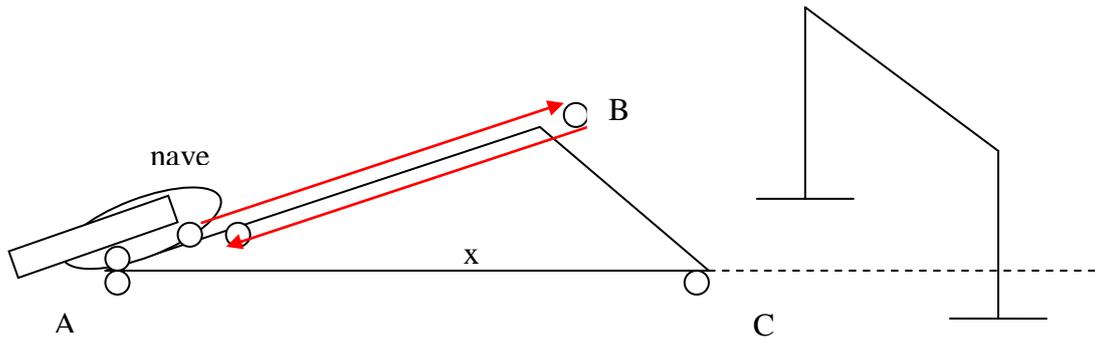


Figura 6.1. Pruebas de tiro del modelo

Las pruebas del modelo se resumen en la siguiente sección:

6.4. RESULTADOS DE LAS PRUEBAS

Las pruebas se realizaron conforme a la metodología prevista. Luego de realizados los lanzamientos se obtuvo los siguientes resultados, resumidos en la tabla 6.1, los cuales cumplen con las condiciones de diseño impuestos en el presente proyecto y que satisfacen las expectativas del Centro de Investigación y Desarrollo de acuerdo a los parámetros técnicos del RPV.

Tabla 6.1. Resultados de las pruebas

Evento	Peso del proyectil Kg	Altura máxima cm	Alcance máximo cm
1	27.2	38	443
2	27.2	39	444
3	27.2	38	443
4	27.2	38	442
5	27.2	38	444
6	27.2	38	443
7	27.2	39	438
8	27.2	37	445
9	27.2	37	441
10	27.2	36	443
11	27.2	38	443
12	27.2	36	442
13	27.2	36	439
14	27.2	39	444
15	27.2	38	443
16	27.2	37	441
17	27.2	36	443
18	27.2	37	441
19	27.2	36	440
20	27.2	39	442
promedio	27.2	37.5	442.2

6.5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Teóricamente todos los eventos de lanzamiento deberían dar idénticos resultados en cuanto a distancias y altura de la carga disparada, sin embargo se puede observar que de un lanzamiento a otro existe cierto grado de variación de alturas y distancias, causadas básicamente por factores ambientales (ráfagas de viento a favor o en contra) y diferencias entre las tensiones del elastómero de un lanzamiento a otro. Esto es superable en virtud de que la velocidad de sustentación del RPV está protegida por los márgenes de seguridad en diseño, respecto a la velocidad de salida.

El alcance teórico definido por la reducción de escala respecto al modelo es:

$$\text{Alcance máximo prototipo} = V_x * 2t = 20 * 2 * 0.55 = 22 \text{ m}$$

$$\text{Alcance máximo modelo} = 22/5 = 4.4 \text{ m} = 440 \text{ cm}$$

En la práctica, el alcance promedio obtenido es 442.2 cm; en términos porcentuales representa un margen de error del 5% sobre el esperado.

Un mayor alcance que el esperado, significa que el avión tendrá buenas condiciones de despegue aplicando el mecanismo propulsor por elastómero.

El alcance mínimo es 438 cm que representa un margen de error del 4 % y el alcance máximo obtenido es de 444 cm que representa un margen de error del 9 %.

La altura máxima esperada teóricamente por la reducción de escala respecto al modelo es:

$$H_{\text{máx}} = \text{en el prototipo} = 186 \text{ cm}$$

$$H_{\text{máx}} = \text{en el modelo} = 186 / 5 = 37.2 \text{ cm}$$

En las pruebas se obtuvo una altura promedio de 37.5 cm, que en términos porcentuales representa un 7 % de exceso sobre el esperado.

La altura mínima obtenida es de 36 cm y representa un 3.2% de error sobre lo esperado; la altura máxima obtenida es 39 cm que representa un error del 4.8% sobre el esperado.

Este porcentaje de “error” en exceso de altura resulta manejable y positivo puesto que el objetivo del lanzamiento es precisamente ganar altura durante el despegue de manera que el motor del avión ahorre combustible en ese proceso.

Por lo tanto los errores en exceso de la práctica a la teoría convienen al objetivo del proyecto y el modelo y su proceso de lanzamiento es aceptado.

6.6. ANALISIS DIMENSIONAL Y SEMEJANZA HIDRODINÀMICA

Muchas veces, con la experimentación; en vez de examinar un fenómeno físico, que ocurre en un objeto particular o en un conjunto de objetos, nos interesa estudiar un conjunto de fenómenos, sobre un objeto o conjunto de objetos. Por ejemplo, se quiere predecir el campo de presiones en un pilar de un puente que está sobre un río. Para ello tenemos dos opciones:

- a) Construirlo a escala 1:1, y medir directamente las presiones. Si la resistencia es adecuada dejarlo, y si no, destruirlo y volverlo a construir adecuadamente.
- b) Construir un modelo a escala, por ejemplo 1:60, y realizar pruebas en un laboratorio de hidráulica, y extrapolar los resultados para construir un pilar adecuado.

Como es obvio la opción a) es inviable y tendremos que recurrir a la opción b). Para ello deberemos relacionar el modelo a escala con el prototipo real, de alguna manera; para poder predecir el comportamiento de éste a partir de los resultados obtenidos experimentalmente en el modelo a escala. Por ello debemos hablar de las leyes de semejanza.

LEY GENERAL DE NEWTON

La información obtenida cuando se ensaya un pequeño modelo, sirve para el diseño de un prototipo más grande, a escala real. Las fuerzas de inercia tienen gran interés, por cuanto aparecen en los números adimensionales de Froude, Reynolds, Weber y Mach, y de ahí es preciso establecer una escala que ligue dichas fuerzas, entre el prototipo y el modelo.

Si se representa dicha escala por x , tendremos:

$$x = \frac{F}{F_m} = \frac{Ma}{M_m a_m}$$

$$M = V\rho = L^3 \rho$$

$$M_m = V_m \rho_m = L_m^3 \rho_m$$

$$a = \frac{u^2}{L} = \frac{\rho L^2 u^2}{\rho_m L_m^2 u_m^2} = \frac{\rho \Omega u^2}{\rho_m \Omega_m u_m^2}$$

es decir: ***Dos fuerzas homólogas cualesquiera están relacionadas entre sí en la misma forma que las densidades de las masas respectivas, que las secciones o superficies correspondientes, y que los cuadrados de las velocidades homólogas.***

Existen unos coeficientes, λ , μ , τ , que son relaciones constantes entre las magnitudes simples de ambos sistemas, de la forma:

$$\lambda = \frac{L}{L_m} \quad \lambda^2 = \frac{\Omega}{\Omega_m} \quad \lambda^3 = \frac{V}{V_m} \quad \mu = \frac{M}{M_m} \quad \tau = \frac{t}{t_m}$$

que permiten obtener:

$$x = \frac{Ma}{M_m a_m} = \frac{M}{M_m} \frac{L/t^2}{L/t^2} = \mu \lambda \tau^{-2}$$

que es la ecuación general de Newton, y que es aplicable cuando las fuerzas de inercia predominen sobre las demás, caso que se presenta en alas de aeroplano, palas de hélice, etc, cuyas superficies provocan unas fuerzas acelerativas en el fluido en el que están inmersas, muy importantes.

Como es muy difícil conseguir una semejanza completa entre el prototipo y el modelo, en ingeniería suelen utilizarse tipos particulares de semejanza, siendo las más comunes la geométrica, la cinemática y la dinámica.

La semejanza geométrica se refiere a la dimensión longitud L y hay que asegurarse que se cumple, antes de proceder a los ensayos con cualquier modelo; una definición de este tipo de semejanza podría ser la siguiente: ***Un modelo y un prototipo son geoméricamente semejantes si, y solo si todas las dimensiones espaciales en las tres coordenadas tienen la misma relación de escala lineal.*** En la semejanza geométrica se conservan todos los ángulos, todas las direcciones de flujo, y la orientación del modelo y del prototipo con respecto a los objetos de los alrededores debe ser idéntica en la simulación.

La semejanza cinemática exige que todas las relaciones entre longitudes homologas del modelo y del prototipo tengan el mismo valor, (escala de longitudes), y también que todas las relaciones entre tiempos homólogos tengan un valor común, (escala de tiempos); en consecuencia habrá una escala única de velocidades.

Así se puede decir que: ***Los movimientos de dos sistemas son cinemáticamente semejantes si partículas homologas alcanzan puntos homólogos en instantes homólogos.***

La semejanza dinámica exige que, cuando el modelo y el prototipo tienen la misma relación de escala de longitudes, la misma relación de escala de tiempos y la misma relación de escala de fuerzas (o de masa), el modelo es dinámicamente semejante al prototipo, y uno de los números de Froude, Reynolds, Weber y Mach, han de ser iguales en el modelo y en el prototipo.

Las **fuerzas** que pueden actuar sobre un fenómeno hidráulico, son,

- 1) **Las de inercia (gradiente de presiones)**
- 2) **Las de peso (gravedad)**
- 3) **Las de viscosidad (rozamiento)**
- 4) **Las de capilaridad (tensión superficial)**
- 5) **Las de elasticidad.**

La comparación de las cuatro últimas respecto a la primera, permite determinar los números adimensionales de Froude, Reynolds, Weber y Mach.

El número de Froude se define en la forma:
$$F = \sqrt{\frac{\frac{\text{Fuerzas de inercia}}{\text{Volumen}}}{\frac{\text{Fuerzas de peso}}{\text{Volumen}}}}$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\text{Fuerzas de inercia}}{\text{Volumen}} &= \frac{m(du/dt)}{V} = \rho \frac{du}{dt} = \rho \frac{du}{dL} \frac{dL}{dt} = \rho \frac{du}{dL} u = \rho \frac{u^2}{L} \\ \frac{\text{Fuerzas de peso}}{\text{Volumen}} &= \frac{P}{V} = \gamma = \rho g \end{aligned} \right\} \Rightarrow F = \frac{u}{\sqrt{Lg}}$$

El número de Reynolds se define en la forma:
$$Re = \frac{\frac{\text{Fuerzas de inercia}}{\text{Volumen}}}{\frac{\text{Fuerzas de rozamiento}}{\text{Volumen}}}$$

$$\frac{\text{Fuerzas de rozamiento}}{\text{Volumen}} = \frac{\eta \Omega (du/dx)}{V} = \eta \frac{1}{L} \frac{du}{dx} = \frac{u \eta}{L^2}$$

$$Re = \frac{\rho (u^2/L)}{u \eta/L^2} = \frac{\rho u L}{\eta} = \frac{u L}{\nu}$$

Cuando el número de Reynolds es grande, las fuerzas de inercia predominan sobre las de rozamiento y si es bajo, sucede todo lo contrario.

$$W = \sqrt{\frac{\frac{\text{Fuerzas de inercia}}{\text{Volumen}}}{\frac{\text{Fuerzas de tensión superficial}}{\text{Volumen}}}}$$

El número de Weber se define en la forma:

$$\frac{\text{Fuerzas de tensión superficial}}{\text{Volumen}} = \frac{F}{V} = \frac{F}{L^3} = \frac{F/L}{L^2} = \frac{\sigma}{L^2}$$

en la que σ es la tensión superficial.

$$W^2 = \frac{\rho (u^2/L)}{\sigma/L^2} = \frac{\rho u^2 L}{\sigma} ; \quad W = \sqrt{\frac{\rho L}{\sigma}} u = \frac{u}{\sqrt{\sigma/\rho L}}$$

El número de Mach se define en la forma:

$$M = \sqrt{\frac{\frac{\text{Fuerzas de inercia}}{\text{Volumen}}}{\frac{\text{Fuerzas elásticas}}{\text{Volumen}}}}$$

$$\frac{\text{Fuerzas elásticas}}{\text{Volumen}} = \frac{F}{V} = \frac{F}{L^3} = \frac{F/L^2}{L} = \frac{E}{L}$$

en la que E es el módulo de elasticidad.

$$M^2 = \frac{\rho (u^2/L)}{E/L} = \frac{\rho u^2}{E} = \frac{u^2}{E/\rho} ; \quad M = \frac{u}{\sqrt{E/\rho}} = \frac{u}{c_s}$$

Si el número de Mach es grande predominan las fuerzas de inercia sobre las elásticas, y al contrario, si es bajo.

Si nos referimos al análisis dimensional de la plataforma esta solo se la puede demostrar por medio de la semejanza geométrica; en cambio si nos referimos a todo el proceso que se desarrolla sobre esta se podrá demostrar las tres semejanzas existentes, con la particularidad que en la semejanza dinámica el numero adimensional que nos interesa es el número de Froude ya que este se utiliza cuando la gravedad tiene una influencia predominante.

6.6.1.- Análisis dimensional plataforma.

Semejanza geométrica:

$$\lambda = \frac{L}{L_m} \quad \lambda^2 = \frac{\Omega}{\Omega_m} \quad \lambda^3 = \frac{V}{V_m}$$

$$\lambda = \frac{7.20}{1.44} \left[\frac{\dot{m}}{\dot{m}} \right] = 5 \quad \lambda^2 = \frac{8.64 + 3.156}{0.3456 + 0.1248} = \frac{11.796}{0.4704} = 25 \quad \lambda^3 = \frac{40.46}{0.32} = 125$$

6.6.2.- Análisis dimensional fenómeno.

Semejanza geométrica:

Avión de reconocimiento pilotado por control remoto

RPV

Peso del avión incluido el combustible	1999 N
Longitud del avión	3.6 m
Envergadura	4.4 m
Diámetro del fuselaje	0.55

Modelo

RPV

Peso del avión incluido el combustible	399.8 N
Longitud del avión	0.72 m
Envergadura	0.88 m
Diámetro fuselaje	0.11

$$\lambda = \frac{3.6}{0.72} \left[\frac{\eta}{\eta} \right] = 5$$

$$\lambda^2 = \frac{\frac{3.6 * 4.4}{4}}{\frac{0.72 * 0.88}{4}} = \frac{3.96}{0.1584} = 25$$

$$\lambda^3 = \frac{\pi * d^2 * l}{\pi * d_m^2 * l_m} \frac{3.42}{0.02} = 125$$

Semejanza cinemática:

$$\frac{u_m}{u_p} = \frac{8.9 \text{ m/s}}{20 \text{ m/s}} = 0.44$$

$$\frac{a_m}{a_p} = \frac{L_m}{L_p} \cdot \frac{t_m^2}{t_p^2}$$

$$\frac{a_m}{a_p} = \frac{0.72}{3.60} \cdot \frac{(0.245)^2}{(0.55)^2} = 1$$

Semejanza dinámica:

Como se dijo anteriormente basta con demostrar el número de Froude ya que es el más significativo.

$$F = \frac{u}{\sqrt{Lg}}$$

$$\frac{u_m}{\sqrt{L_m g}} = \frac{u}{\sqrt{Lg}}$$

$$u_m = u \sqrt{\frac{L_m}{L}}$$

$$u_m = u\sqrt{\frac{1}{\lambda}}$$

$$u_m = \frac{u}{\sqrt{\lambda}}$$

$$u_m = \frac{20}{\sqrt{5}} = 8.9$$

CAPÍTULO 7

ANÁLISIS ECONÓMICO FINANCIERO

1

7.1. INTRODUCCIÓN

La evaluación Económica mide la contribución del proyecto al bienestar de la sociedad. La asignación de los escasos recursos de la economía es uno de los retos más singulares que se le presenta al político, al administrador de los bienes del Estado y es la esencia del quehacer económico cotidiano

La parte financiera corresponde al análisis del proyecto en lo que se refiere a la sustentabilidad financiera. Como sustentabilidad debe entenderse la capacidad que tiene el proyecto de generar liquidez y retorno bajo un nivel de riesgo aceptable

El riesgo representa la volatilidad que tienen los resultados del proyecto bajo un análisis de probabilidades de que ocurra un evento en el que el retorno del proyecto sea negativo. El período de recuperación será el tiempo en que se recupere la inversión

7.2. COSTO DEL DESPEGUE NORMAL

El despegue normal de un RPV tiene un costo económico equivalente al 20% de la carga de combustible, según los informes del CIDFAE, esto es el 0.2 de los 10 galones de gasolina súper con la que se abastecen los motores antes del despegue. Esto es $2 \text{ galones} \times 2,10 = 4.20 \text{ usd}$.

El mayor costo es el operativo, puesto que un RPV necesita de 200 metros de pista para su despegue normal y de esta condición no se dispone en todos los lugares donde se requiere operar al RPV.

Además de los costos señalados, debe incluirse el costo de horas- hombre

7.3. COSTO DEL DESPEGUE CON PLATAFORMA

El costo del despegue con plataforma está compuesto por:

- El transporte de la plataforma hasta el lugar de operación
- El costo de horas- hombre
- Depreciación del equipo

El costo del transporte del equipo depende de la distancia a recorrer, no obstante para un recorrido de 150 km de un carro mediano, el costo en combustible asciende a 10 usd en combustible y si en un ejercicio de tiro se realizan 20 lanzamientos, cada lanzamiento costaría 0.50 centavos en términos de costos de combustible, en consecuencia se ahorra 3.70 dólares por lanzamiento.

7.4. RECUPERACIÓN DE LA INVERSIÓN

La recuperación de la inversión es función del número de despegues y resulta de dividir el monto de la inversión sobre el ahorro por despegue, esto es:

$$\frac{4587,50}{3,70} = 1240 \text{ lanzamientos}$$

Esto significa que la recuperación de la inversión en la plataforma de lanzamiento que asciende a 4587.50 usd se efectuará luego de realizar con ésta 1240 lanzamientos del RPV.

7.5. DESPEGUES ASISTIDOS POR PLATAFORMA

Los despegues asistidos con plataforma están orientados tanto para lugares con disponibilidad de pista como sin ella, puesto que las misiones militares deben llegar hasta los lugares más recónditos y salvar cualquier tipo de obstáculos.

7.6. AHORRO ENTRE DESPEGUE NORMAL Y PLATAFORMA

El ahorro entre un despegue normal y uno asistido con plataforma tiene dos componentes:

Económico = 3.70 USD por cada despegue

Logístico = No cuantificable

7.7. COSTOS DE PLATAFORMAS EN EL MUNDO

Los costos medios de una plataforma de lanzamiento ya sea con propulsión hidráulica o neumática fluctúa entre 60.000 y 350.000 dólares y la disponibilidad es muy restringida, sin considerar el hecho de que no construyen plataformas para otros aviones que no hayan sido diseñados y construidos por las fábricas de aviones estándar.

7.8. COSTOS DE ESTA PLATAFORMA

El costo total estimado de la plataforma modelo asciende a un monto de cuatro mil quinientos cuarenta y cinco dólares con cincuenta centavos según el análisis de costos realizado en la sección (4.7.); Tablas 4.4, 4.5, 4.6 y 4.7.

$$\% \text{ Ahorro} = 100 - \frac{60000}{4545,5}$$

$$\% \text{ Ahorro} = 86,2$$

7.9. ANÁLISIS DE AHORRO

El ahorro generado por la plataforma de lanzamiento es muy significativo tanto en el ámbito económico como en el logístico. Sin embargo, aunque en términos económicos la inversión se la recupera luego de 1240 lanzamientos, el mayor beneficio es el logístico puesto que la plataforma le da mucha versatilidad a la operación de los RPV en todo terreno y de esta manera el ejército puede cumplir sus labores de vigilancia de fronteras y detección de objetivos específicos de manera eficiente y económica.

Para determinar los índices financieros TIR, VAN y la relación Beneficio /costo, fue necesario someter el proyecto a una simulación de producción de prototipos a cargo de una empresa Estatal, de manera que pueda involucrar todo lo referente a inversiones en activos fijos, créditos, materiales directos, materiales indirectos, mano de obra directa e indirecta, gastos administrativos, políticas de: cobros, gastos, nuevas inversiones, ventas, volumen de producción.

Esta simulación se la realizó utilizando el paquete computacional de modelación económica financiera de proyectos de la Corporación Financiera nacional y arrojó los siguientes resultados:

$$\text{TIR} = 37.09 \%$$

$$\text{VAN} = 406.86 \text{ miles USD}$$

Coeficiente Beneficio / Costo = 1.72, significa que por cada dólar invertido se recupera la inversión y 72 centavos adicionales.

En consecuencia, desde el punto Económico Financiero el proyecto es viable.

CAPÍTULO 8

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

8.1. CONCLUSIONES

Las principales conclusiones que ha dejado el desarrollo del presente proyecto son las siguientes:

- 1.- Como complemento a la construcción de RPV por parte del CIDFAE y para facilitar su puesta en funcionamiento con ahorro de tiempo, así como tener una mayor accesibilidad para su operación, se realizó el diseño de una Plataforma portátil de despegue, la cual cumple con todas las especificaciones que necesita el mismo para iniciar su operación y la construcción de un modelo a escala para verificar la validez de los parámetros de salida.
- 2.- Por medio del conocimiento pormenorizado de la aeronave, las investigaciones realizadas y los estudios más explícitos del entorno del problema, se satisfizo los parámetros de diseño referentes a variables de entrada y salida exigidos por el (RPV).
- 3.- A fin de comprobar de manera practica la validez del proyecto y verificar de mejor manera el cumplimiento de las variables de salida, se diseño y construyó un modelo a escala 1:5 de la plataforma prototipo
- 4.- Se realizó, analizó y validó las pruebas del modelo en campo abierto con un margen de error promedio del 6% respecto a lo esperado.

5.- Se realizó un análisis de costos del proyecto, pudiéndose observar que el costo de la plataforma prototipo es muchísimo más baja de lo que se puede encontrar en el mercado, obteniéndose un altísimo ahorro, de igual manera en la operación misma del RPV nos produce un ahorro significativo de recursos.

8.2. RECOMENDACIONES

1. Se realice la construcción de la plataforma tomando como base el presente estudio, ya que como se demuestra en el proyecto reduce en gran número los costos de operación de los RPV's.
2. Invertir en investigación y desarrollo tecnológico, a fin de en lo posterior comenzar a disminuir de a poco la dependencia tecnológica extranjera.
3. Utilizar materiales y elementos de alta calidad en la construcción de estas plataformas, concientes de que la seguridad y costo de las aeronaves son fundamentales.
4. Se sigan realizando pruebas con el presente modelo a escala a fin de seguir proponiendo mejoras y verificar con mayor exactitud las diferentes variables antes de la construcción del prototipo.
5. Verificar si otras empresas que ofertan este producto poseen precios más o menos similares con los presentados en el proyecto propuesto a fin de realizar posteriores análisis de costos para la mejora en la operación de los RPV.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

http://www.upv/satelite/trabajo/grupo12_98.99/INTA.htm. PROGRAMA ESPAÑOL PARA PEQUEÑOS SATÉLITES. Español. 2004

<http://www.gustavobottaro@ciudad.com.ar>
CENTRO DE PRESIONES Y SUSTENTACIÓN. Español. 2004

http://www.vehiculos_aereos_no_tripulados.htm. VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS. Inglés. 2003

http://www.vehiculos_aereos_no_tripulados.htm. Vehículos Aéreos de combate no tripulados "Welch: Deeper Cuts Would Increase Ousters," *Air Force Times*. Inglés. 1990.

http://www.vehiculos_aereos_no_tripulados.htm. Oficina de Proyectos Conjuntos. *Department of Defense Unmanned Aerial Vehicle Master Plan*. Inglés. 1990.

DAVID E, CLARY F. "EW in the Bekaa Valley: A New Look," *Journal of Electronic Defense*. 1ª ed. Carolina. 1990. pág. 38.

ARIE E. "Unmanned Eyes," *Flight International*. 1ª ed. Filadelfia. 2000. pág 38-47.

ELLIOTT E. "New Wings Gives IAI's Searcher UAV 24-Hour Endurance," *Flight International*. 3ª ed. Nuevo México. 1990. pág 15.

WANSTALL B, SWEETMAN B "Unmanned Aircraft Fit Tight Budgets" .2ª ed. New York. 1999. pág 357.

BRECK W, HENDERSON L. "Boeing Condor Raises UAV Performance Levels," *Aviation Week and Space Technology*. 3ª ed. California. 1990. págs. 23-38.

GILMARTIN P. "USAF Wild Weasel Plans Hinge on Force Structure Changes," *Aviation Week and Space Technology*. 2ª ed. San Francisco. 1990. págs. 21.

GILMARTIN P. "Canada Tests Israeli RPV for Power Line Monitoring," *Flight International*. 2ª ed. Canadá. 1989. págs. 14.

THOMAS P. BURKE J. *Israeli Mastiff Mk III Mini-RPV System* Washington, D.C. Agencia de Inteligencia de Defensa. Primera ed. Washington. 1996. págs. 34

LOVECE J. "Joint UAV Program Office Pushes to meet its Charter," *Armed Forces Journal International*. 3ª ed. Ohio. 1999. págs. 56.

NORRIS R, "The A-7: Cradle to Grave." Primera ed. *US Naval Institute Proceedings*. 1998. págs. 16

HURLEY M. "The Bekaa Valley Air Battle. 2ª ed. Washington. 1992: Lessons Mislearned?" *Airpower Journal* 3.

CLARY D. "EW in the Bekaa Valley: A New Look," *Journal of Electronic Defense*. 2ª ed. California. 1990. págs. 38.

GABRIEL R. *Operation Peace for Galilee: The Israeli-PLO War in Lebanon* (Nueva York: Hill and Wang. 2ª ed. New York. 1994. págs. 205

ELLIOTT S. "New Wings Gives IAI's Searcher UAV 24-Hour Endurance," *Flight International*. Primera ed. Minnesota. 1990. págs. 15.

SWEETMAN B, WANSTALL W. "Unmanned Aircraft Fit Tight Budgets". 2ª ed. París. 1990). págs. 317.

JEFFREY P, RHODES M. "Aerospace World," *Air Force Magazine*. 2ª ed. Minnesota. 1990, págs. 25.

THOMAS P, BURKE L. *Israeli Mastiff Mk III Mini-RPV System* D.C. Agencia de Inteligencia de Defensa. 3ª ed. Washington. 1996. pág 23-60.

ALLEN F, FROST P. "Keeping a Balance in Israeli Skies," *Jane's Defence Weekly*. 2ª ed. California. 1989, pág 862.

THURMAN K. DOD UAV Oficina de Proyectos Conjuntos. Primera ed. New York. 1990. pág 34-40

LOVECE J, "Joint UAV Program Office Pushes to meet Its Charter," *Armed Forces Journal International*. 2ª ed. Canada. 1989. pág. 49.

NORRIS R. "The A-7: Cradle to Grave. 3ª ed. " *US Naval Institute Proceedings USA*. 1990. pág. 89.

ROSIQUE J, COCA R. Ciencia de Materiales. 5ª ed. Madrid. 1999. pág 102-130.

BAUMMEISTER T, AVALLONE A. Manual del ingeniero mecánico. 8ª ed. Bogotá. 1989.
Sec. 6-1 a 6-142

GONZÁLEZ C, DE LA TORRE E. Física. 9ª ed. México. 1989. pág. 163-188.

HEWITT G. Conceptos de Física. 9ª ed. México. Editorial Limusa s.a. 2000. pág. 257-302.

STOLLBERG R, GILL F. Fundamentos y Fronteras de la Física. 9ª reimpresión. Mexico. Impresora Publi Mex S.A. 1998. pág. 259-303.

FAIRIS M. Termodinámica. 8ª ed. México. Editorial Hispano Americana. 1988. pag. 419-482.

SHIGLEY J, MITCHEL L. Diseño en Ingeniería mecánica. 4ª ed. México. McGraw-Hill. 1989. pág.. 379- 467.

SINGER F. Resistencia de Materiales. 7ª ed. Editorial Harla. Madrid. 1988. pág 168- 203.

DEUTSCHMAN L, MKICHELS N, WILSON G. Diseño de máquinas. 8ª reimpresión. México. Editorial CECSA. 1987. PÁG. 345 -406.

MAIZTEGUI A, SABATO J. Introducción a la Física. 6ª ed. Buenos Aires. Editorial Kapelusz. 1957. Pág. 160-162

Biblioteca de Consulta Microsoft ® Encarta ® 2005. © 1993-2004 Microsoft Corporation. Reservados todos los derechos.