



PONTIFICIA **UNIVERSIDAD CATÓLICA** DEL PERÚ

Esta obra ha sido publicada bajo la licencia Creative Commons  
Reconocimiento-No comercial-Compartir bajo la misma licencia 2.5 Perú.

Para ver una copia de dicha licencia, visite  
<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/2.5/pe/>



PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ  
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



PONTIFICIA  
**UNIVERSIDAD  
CATÓLICA**  
DEL PERÚ

**DISEÑO AERODINÁMICO DE UN AERODESLIZADOR LIGERO  
CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS**

Tesis para optar el Título de **Ingeniero Mecánico**, que presenta el bachiller:

**Patricio Alonso Sassarini Bustamante**

**ASESOR: Federico Coz Pancorbo**

Lima, setiembre del 2009

## RESUMEN

Los aerodeslizadores son vehículos capaces de suspenderse al lanzar un chorro de aire contra una superficie que se encuentra debajo del mismo. Este caudal de aire genera un colchón de aire capaz de suspender el vehículo, lo cual le permite transitar sobre superficies lo suficientemente regulares sin entrar en contacto con las mismas

Actualmente en el Perú, el uso y desarrollo de este tipo de vehículos es casi nulo. Creemos que su uso será beneficioso por la gran variedad de superficies con las que contamos, superficies que pueden ser tranquilamente transitadas por estos vehículos.

En este trabajo se plantea el diseño aerodinámico de un vehículo de estas características con capacidad para dos pasajeros, de manera que se pueda demostrar la factibilidad de su uso en nuestro país. Cabe recalcar que el presente estudio consiste solamente en el diseño de los sistemas de suspensión y propulsión, ya que otros componentes tales como la falda flexible, el sistema de dirección y el casco han quedado fuera del mismo. Esto debido a la extensión del mismo, además que desde un principio se planteó solo el diseño de los componentes antes mencionados.

En primer lugar se estudia el concepto de los aerodeslizadores, sus usos y sus principales antecedentes históricos.

Posterior a esto se describen los componentes que lo conforman y se selecciona los componentes principales que llevara nuestro vehículo.

Una vez definida la geometría y los componentes que compondrán nuestro vehículo se procede a presentar la teoría aerodinámica que rige el diseño de esta clase de vehículos, de manera que se pueda comprender la física que rige su funcionamiento.

Finalmente se realizaran los cálculos aerodinámicos que permiten realizar la selección y diseño de los componentes principales, para terminar con el diseño general de los sistemas de suspensión y propulsión, el cual incluye las estructuras que soportaran los componentes y sus respectivas transmisiones.

## RESULTADOS

Según las condiciones propuestas, se logró el diseño aerodinámico de un aerodeslizador básico con una capacidad para dos pasajeros que puede alcanzar una velocidad máxima de  $12.5 \text{ m/s}$ . Este vehículo consta de un sistema de suspensión compuesto de un motor de c.i. gasolinero Honda de  $7\text{HP}$  que acciona un ventilador axial Airtec de  $900\text{mm}$  capaz de generar una presión de  $950 \text{ Pa}$  y un flujo de  $3.6 \text{ m}^3/\text{s}$ , y un sistema de propulsión compuesto de un motor de c.i. gasolinero Honda de  $9\text{HP}$  que acciona un hélice de  $3 \text{ pulgadas}$  capaz de generar una fuerza de empuje de  $250 \text{ N}$  a una velocidad de  $1800 \text{ rpm}$ . Cabe resaltar que todos los componentes seleccionados se encuentran disponibles en el mercado nacional, ya que el objetivo es demostrar la factibilidad de su construcción en nuestro medio.



## PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA

### TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

TÍTULO	: <b>DISEÑO AERODINÁMICO DE UN AERODESLIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS</b>
ÁREA	: Energía
PROPUESTO POR	: Dr. Vassili Samsonov
ASESOR	: Ing. Federico Coz
TESISTA	: Patricio Alonso Sassarini Bustamante
CÓDIGO	: 2002.0518
FECHA	: 15 de noviembre de 2008

#### **DESCRIPCIÓN Y OBJETIVOS:**

Un aerodeslizador, también designado con el término inglés *hovercraft*, es un vehículo que se suspende al lanzar un chorro de aire contra una superficie que se encuentra debajo de él; generando un colchón de aire, que le permite transitar sobre cualquier superficie horizontal lo suficientemente regular sin estar en contacto con ella. Algunos pueden desplazarse a velocidades superiores a los 150 km/h.

Actualmente, los aerodeslizadores son usados en todo el mundo, tanto para usos civiles como militares así como vehículos de auxilio e incluso como vehículos de desembarque de tropas militares.

Actualmente en el Perú estos vehículos no son usados ni desarrollados, mayormente por el desconocimiento de su existencia o por seguir con el uso de los vehículos tradicionales.

El aporte que pensamos brindar es el diseño aerodinámico de un vehículo ligero de dos pasajeros (capacidad de 2 personas) suspendido por colchón de aire, de manera que podamos demostrar que es factible su adaptación y construcción en el Perú. Asimismo pensamos seleccionar el esquema principal de este vehículo y con estos datos procederemos a la selección de sus componentes principales; llámense motor, ventiladores, propulsores, falda, etc. Finalmente realizaremos un análisis de costos para demostrar la factibilidad económica del proyecto.



**PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ  
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA**

**TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO**

**DISEÑO AERODINÁMICO DE UN AERODESLIZADOR LIGERO  
CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS**

Introducción

1. Descripción y Clasificación de los Aerodeslizadores
2. Selección del Esquema Principal y sus Componentes
3. Teoría Básica de los Aerodeslizadores
4. Diseño Aerodinámico del Aerodeslizador

Planos

Conclusiones

Recomendaciones

Bibliografía

Anexos

---

Ing. Federico Coz Pancorbo  
Asesor



**A mi madre, por enseñarme que en la vida tenemos que valernos por nosotros mismos**

**A mi padre, por enseñarme que es posible cambiar cuando nos lo proponemos**

**A mis abuelos, por haber reemplazado a mis padres cuando me hicieron falta**

**A mi hermano, por motivarme con su alegría**

**A Julissa, por su apoyo, cariño y comprensión durante la elaboración de este trabajo**

**a Luiggi por su ejemplo**

**a Vassili, por haber confiado en mi**

**y a Federico, por su apoyo desinteresado**

## AGRADECIMIENTOS

Quiero expresar mi más profundo agradecimiento a la Pontificia Universidad Católica del Perú y en especial a toda la plana docente de la especialidad de Ingeniería Mecánica por los conocimientos impartidos hacia mi persona durante toda mi formación profesional, conocimientos que me han permitieron desarrollarme tanto en el ámbito profesional como personal. Deseo a la vez agradecer de manera especial a los profesores Luis Cotaquispe y Javier Tamashiro, profesores de los cursos de Tesis 1 y Tesis 2 respectivamente, por sus consejos y las recomendaciones brindadas durante la elaboración de este trabajo. Deseo extender estos agradecimientos especiales al ingeniero Walter Tupia por la ayuda brindada en la elaboración de los planos del presente trabajo.

Asimismo a toda mi familia, amigos y compañeros que me apoyaron durante las largas jornadas de trabajo que significo la realización de la presente tesis, así como al ingeniero Luigi Sassarini por la información brindada para desarrollar la tesis , además de su motivación y apoyo.

Finalmente un agradecimiento muy especial a los profesores Vassili Samsonov y Federico Coz, asesores del presente trabajo, ya que sin las enseñanzas, sugerencias, y apoyo de ambos este trabajo no se hubiese podido realizar.

## ÍNDICE DE CONTENIDO

	Pág.
RESUMEN.....	i
APROBACIÓN DE TEMARIO DE TESIS.....	ii
DEDICATORIA .....	iv
AGRADECIMIENTOS.....	v
ÍNDICE DE TABLAS.....	ix
ÍNDICE DE FIGURAS.....	x
LISTA DE SÍMBOLOS .....	xiv
DISEÑO AERODINÁMICO DE UN AERODESLIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS.....	1
INTRODUCCIÓN.....	1
OBJETIVOS .....	1
CAPÍTULO I.....	2
DESCRIPCIÓN Y CLASIFICACIÓN DE LOS AERODESLIZADORES (VEHÍCULOS DE COLCHON DE AIRE) .....	2
1.1    INTRODUCCIÓN A LOS AERODESLIZADORES.....	2
1.2    CLASIFICACIONES DE LOS VEHÍCULOS MARINOS DE ALTA VELOCIDAD .....	4
1.2.1    Aerodeslizadores Anfibios ( <i>Amphibious Hovercraft</i> - ACV).....	6
1.2.2    Aerodeslizadores de paredes en los costados ( <i>Sidewall Hovercraft</i> - SES) .....	6
1.3    DESCRIPCIÓN DE LOS AERODESLIZADORES .....	6
1.3.1    Estructura .....	7
1.3.2    Faldas.....	8
1.3.3    Sistema de suspensión.....	9
1.3.4    Sistema de propulsión .....	9
1.3.5    Motores .....	10
1.4    ANTECEDENTES HISTÓRICOS DE LOS AERODESLIZADORES .....	11
1.4.1.    Aerodeslizadores desarrollados en Gran Bretaña.....	11
1.4.2.    Aerodeslizadores desarrollados en China.....	14
1.4.3.    Aerodeslizadores desarrollados en otros países.....	15
1.4.4.    Aerodeslizadores para usos militares .....	16



1.5	CLASIFICACIÓN DE VEHICULOS LIGEROS DE TIPO RECREATIVO .....	19
1.6	CONCLUSIONES .....	19
CAPÍTULO II.....		21
SELECCIÓN DEL ESQUEMA PRINCIPAL Y SUS COMPONENTES.....		21
2.1.	SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN DE LA DISTRIBUCIÓN DE POTENCIA .....	21
2.1.1.	Sistema de propulsión y suspensión separados con unidades de potencia independientes.....	22
2.1.2.	Sistemas de propulsión y sustentación separados con una sola unidad de potencia.....	23
2.1.3.	Sistema de propulsión y sustentación integrado .....	23
2.2.	SELECCIÓN DE LA ESTRUCTURA DE LA CÁMARA DE SUSPENSIÓN. ....	24
2.3.	SELECCIÓN DE LA GEOMETRÍA DE LA BASE DEL VEHÍCULO .....	25
2.3.1.	Forma circular.....	26
2.3.2.	Forma Rectangular .....	26
2.3.3.	Forma Triangular .....	27
2.4.	SELECCIÓN DE LAS DIMENSIONES DEL VEHÍCULO .....	27
2.5.	SELECCIÓN DEL TIPO DE FALDA .....	29
2.6.	DEFINICIÓN DEL SISTEMA DE SUSPENSIÓN .....	33
2.6.1.	Ventilador Axial.....	33
2.6.2.	Ventilador Centrífugo.....	34
2.6.3.	Ventilador de Flujo Mixto. ....	35
2.6.4.	Ventilador Helicoidal .....	35
2.7.	DEFINICIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN. ....	38
2.8.	CONSIDERACIONES GEOMÉTRICAS FINALES .....	39
CAPÍTULO III.....		42
TEORÍA BÁSICA DE LOS AERODESLIZADORES .....		42
3.1.	ESTUDIO DE LA SUSPENSIÓN DE LOS AERODESLIZADORES. ....	42
3.1.1.	Teoría de colchón de aire .....	43
3.1.1.1.	Determinación de la presión .....	43
3.1.1.2.	Determinación del caudal .....	45
3.1.2.	Eficiencia del sistema de suspensión y determinación de la potencia.....	48
3.1.3.	Consideraciones a la hora de seleccionar el ventilador .....	50
3.2.	ESTUDIO DE LA DE PROPULSIÓN EN LOS AERODESLIZADORES .....	52
3.2.1.	Teoría básica de un sistema de propulsión.....	52
3.2.2.	Teoría de hélices aéreas .....	54
3.2.2.1.	Definición de perfil aerodinámico .....	55
3.2.2.2.	Coeficientes adimensionales de una hélice .....	56
3.2.2.3.	Teoría del Momento Axial .....	58
3.2.2.4.	Teoría del Momento General .....	62
3.2.2.5.	Teoría de los Elementos de Pala .....	65
3.2.3.	Métodos de cálculo de parámetros de propulsión.....	68
3.2.3.1.	Método de cálculo aproximado .....	68
3.2.3.2.	Método de cálculo utilizando métodos numéricos .....	70

CAPÍTULO IV .....	75
DISEÑO AERODINÁMICO DEL AERODESLIZADOR.....	75
4.1. DISEÑO DEL SISTEMA DE SUSPENSIÓN.....	75
4.1.1. Calculo de parámetros de selección de los componentes del sistema de suspensión.....	76
4.1.1.1. Presión total necesaria .....	76
4.1.1.2. Caudal de suspensión .....	77
4.1.1.3. Potencia mínima requerida .....	78
4.1.2. Selección de componentes del sistema de suspensión .....	79
4.1.2.1. Selección del ventilador .....	79
4.1.2.2. Selección del motor de suspensión .....	80
4.2. DISEÑO DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN .....	81
4.2.1. Calculo de parámetros de diseño y selección de los componentes del sistema de propulsión.....	81
4.2.1.1. Fuerza de empuje necesaria .....	82
4.2.1.2. Potencia de propulsión necesaria .....	83
4.2.2. Diseño de la hélice de propulsión .....	84
4.2.3. Curvas características de la hélice .....	85
4.2.4. Calculo de potencia por metodos aproximados .....	88
4.2.5. Selección del motor de propulsión.....	90
4.3. DISEÑO DE LA ESTRUCTURA DEL AERODESLIZADOR .....	90
4.3.1. Diseño de la estructura del sistema de suspensión .....	90
4.3.2. Diseño de la estructura del sistema de propulsión .....	92
4.4. ANÁLISIS DE PESO FINAL Y CONCLUSIONES .....	94
CONCLUSIONES .....	98
BIBLIOGRAFÍA.....	99
ANEXOS .....	a1
A. CALCULO DEL SISTEMA DE SUSPENSIÓN. ....	a1
A.1. Calculo del soporte del motor de suspensión.....	a1
A.2. Calculo del eje del ventilador .....	a7
A.3. Calculo del soporte del ventilador .....	a18
A.4. Selección de las falas de transmisión del sistema de suspensión .....	a20
B. CALCULO DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN. ....	a23
B.1. Calculo del soporte del motor de propulsión.....	a23
B.2. Calculo del eje de la hélice.....	a29
B.3. Calculo de pandeo de la estructura de soporte del ventilador .....	a39
B.4. Selección de las falas de transmisión del sistema de propulsión.....	a44
C. TABLAS Y CUADROS .....	a47

## ÍNDICE DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1.1: Especificaciones técnicas SR.N1 .....	12
Tabla 1.2: Especificaciones técnicas SR.N4. ....	13
Tabla 1.3: Especificaciones técnicas Pomornik.....	17
Tabla 1.4: Especificaciones técnicas Sormovich .....	17
Tabla 1.5: Especificaciones técnicas JEFF B .....	18
Tabla 1.6: Clasificación de aerodeslizadores ligeros según capacidad de pasajeros.....	19
Tabla 2.1: Comparación entre uso de ventiladores y hélices para propulsión ....	38
Tabla 2.2: Resumen de características del vehículo.....	39
Tabla 4.1: Análisis de peso del aerodeslizador.....	76
Tabla 4.2: Datos del ventilador seleccionado .....	80
Tabla 4.3: Datos de la hélice a utilizar .....	85
Tabla 4.4: Valores de potencia obtenido de la figura 3.18 .....	89
Tabla 4.5: Cuadro comparativo de cálculo de potencia usando distintos métodos.....	89
Tabla 4.6: Componentes del sistema de suspensión .....	92
Tabla 4.7: Componentes del sistema de propulsión .....	93
Tabla 4.8: Análisis de peso de los sistemas de suspensión y propulsión .....	94
Tabla 4.9: Precio de los componentes principales del aerodeslizador diseñado.....	95

## INDICE DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1.1: Sir Christopher Cockerell.....	3
Figura 1.2: Esquema del invento de Sir Cockerell .....	3
Figura 1.3: Sir Christopher Cockerell al costado del SR.N1 .....	4
Figura 1.4: Clasificación de los vehículos marinos de alto performance .....	5
Figura 1.5: Clasificación de los vehículos de colchón de aire .....	5
Figura 1.6: Esquema general del modelo AP.1-88 .....	7
Figura 1.7: Estructura de un aerodeslizador construido con aluminio y madera contrachapada .....	8
Figura 1.8: Falda flexible del tipo de Bolsa y Dedo .....	8
Figura 1.9: Ventiladores Centrífugos radiales de diferente diámetro .....	9
Figura 1.10: Hélice de 8 palas parte de un sistema de propulsión de un aerodeslizador .....	10
Figura 1.11: Motor utilizado para brindar potencia a un sistema de propulsión ..	11
Figura 1.12: El SR.N1 .....	12
Figura 1.13: El SR.N1, el Aerodeslizador comercial más grande del mundo .....	13
Figura 1.14: Pomornik, el Aerodeslizador militar más grande del mundo .....	17
Figura 2.1: Esquema de un aerodeslizador con sistemas de propulsión y suspensión separados con unidades de potencia independientes .....	22
Figura 2.2: Esquema de un aerodeslizador con sistemas de propulsión y suspensión separados con una sola unidad de potencia .....	23
Figura 2.3: Esquema de un aerodeslizador con sistemas de propulsión y suspensión integrado .....	24
Figura 2.4: Formas básicas tipo “Plenum” y Jet Periférico.....	25

Figura 2.5: Hovery Hovercraft Modelo Hovery Standar – Forma circular .....	26
Figura 2.6: Griffon Hovercraft Modelo 380TD - Forma rectangular .....	26
Figura 2.7: Universal Hovercraft Modelo UH-13P Sportsman – Forma triangular.....	27
Figura 2.8: Modelo 3D creado por Kevin Mattison.....	29
Figura 2.9: Sistemas de faldas básicos .....	31
Figura 2.10: Desarrollo de la falda tipo bolsa hasta 1966 .....	31
Figura 2.11: Desarrollo de la longitud de los dedos.....	32
Figura 2.12: Ventilador axial.....	34
Figura 2.13: Ventilador centrifugo .....	34
Figura 2.14: Ventilador de flujo mixto .....	35
Figura 2.15: Ventilador helicoidal .....	36
Figura 2.16: Sistema de suspensión usando un ventilador axial .....	37
Figura 2.17: Sistema de suspensión usando un ventilador centrifugo .....	37
Figura 3.1: Esquema de funcionamiento de un aerodeslizador .....	43
Figura 3.2: Diagrama de cuerpo libre de un aerodeslizador .....	44
Figura 3.3: Esquema del sistema de suspensión .....	46
Figura 3.4: Área de salida del caudal del aire de suspensión.....	47
Figura 3.5: Distribución típica de presiones a través del sistema de suspensión.....	48
Figura 3.6: Curvas características de 3 tipos de ventiladores.....	52
Figura 3.7: Esquema frontal de un aerodeslizador .....	53
Figura 3.8: Hélice Hamilton de dos palas de paso constante fabricada de madera .....	54

Figura 3.9: Concepto de paso de una hélice .....	54
Figura 3.10: Terminología de los perfiles aerodinámicos.....	56
Figura 3.11: Distribución de presiones de un perfil aerodinámico.....	56
Figura 3.12: Curvas típicas de hélices.....	58
Figura 3.13: Variación de la geometría de la estela de aire circulante por una hélice .....	58
Figura 3.14: Esquema del elemento diferencial del disco actuante .....	63
Figura 3.15: Triángulo de velocidades en término de los factores de interferencia.....	64
Figura 3.16: Esquema de la variación de la geometría de una hélice con respecto a su radio.....	65
Figura 3.17: Triángulo de velocidades de una hélice.....	66
Figura 3.18: Curvas de potencia de hélices comerciales.....	70
Figura 3.19: Programa de análisis de elementos de pala para hélices .....	71
Figura 4.1: Variación del consumo de potencia con respecto a la altura del colchón de aire .....	78
Figura 4.2: Curvas características del ventilador Airtec VAF – 12 - 900 .....	80
Figura 4.3: Geometría frontal de un aerodeslizador .....	82
Figura 4.4: Plano de la hélice del modelo “Discover Hover One”.....	84
Figura 4.5: Programa de cálculo de características de hélices y distribución de velocidades.....	86
Figura 4.6: Curvas Características de la hélice .....	86
Figura 4.7: Curvas de operación de la hélice ( $F_p$ vs rpm) .....	87
Figura 4.8: Curvas de operación de la hélice ( $P_p$ vs rpm) .....	87
Figura 4.9: Vista lateral y superior del esquema del soporte del sistema de suspensión.....	91

Figura 4.10: Vista lateral y superior del esquema del soporte del sistema de propulsión .....92

Figura 4.11: Esquema del montaje de los sistemas de suspensión y propulsión.....95

Figura 4.12: Carcasa de protección del eje de propulsión .....96



## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	: Factor de interferencia axial [-].
$a'$	: Factor de interferencia tangencial [-].
$A_i$	: Área inferior del vehículo [ $m^2$ ].
$A_s$	: Área de salida del caudal de aire de suspensión [ $m^2$ ].
$A_t$	: Área transversal del vehículo [ $m^2$ ].
$A_v$	: Proyección frontal del área de la cabina [ $m^2$ ].
$c$	: Cuerda del perfil aerodinámico [ $m$ ].
$C_D$	: Coeficiente de arrastre [-].
$C_L$	: Coeficiente de sustentación [-].
$C_{F_e}$	: Coeficiente de la fuerza de empuje [-].
$C_T$	: Coeficiente del torque [-].
$C_p$	: Coeficiente de la potencia de propulsión [-].
$D_H$	: Diámetro de la hélice [ $m$ ].
$E$	: Energía cinética cedida al aire [ $J$ ].
$F_s$	: Fuerza de suspensión del vehículo [ $N$ ].
$F_p$	: Fuerza de empuje del vehículo [ $N$ ].
$J$	: Relación avance/diámetro [ $m$ ].
$dF_p$	: Diferencial de la fuerza de empuje [ $N$ ].
$dT$	: Diferencial del torque [ $N.m$ ].
$dr$	: Elemento diferencial del radio de la hélice [ $m$ ].
$N_q$	: Número específico de revoluciones de caudal o número de Brauer [ $rpm$ ].
$N_c$	: Número específico de revoluciones de potencia o número de Camerer [ $rpm$ ].
$N_p$	: Velocidad rotacional de la hélice [ $rps, rpm$ ].
$N_s$	: Velocidad rotacional del ventilador [ $rps, rpm$ ].
$P_p$	: Potencia de propulsión [ $W$ ] - [ $HP$ ].
$P_s$	: Potencia de suspensión [ $W$ ] - [ $HP$ ].
$p$	: Presión total generada por el sistema de suspensión [ $N/m^2$ ].
$p_{atm}$	: Presión total generada por el sistema de suspensión [ $N/m^2$ ].
$p_c$	: Presión teórica efectiva de suspensión (colchón de aire) [ $N/m^2$ ].
$\Delta p_t$	: Presión manométrica generada por el ventilador [ $N/m^2$ ].
$Q_s$	: Caudal de aire generado por el sistema de suspensión [ $m^3/s$ ].
$r$	: Radio de la hélice [ $m$ ].
$r_x$	: Radio local de hélice [ $m$ ].
$S$	: Sección transversal del disco de la hélice [ $m^2$ ].
$S_1$	: Sección transversal en la última estela en la superficie deslizamiento [ $m^2$ ].
$u$	: Velocidad axial del aire a través del disco de la hélice [ $m/s$ ].
$u_1$	: Velocidad axial del aire en la última estela en la superficie deslizamiento [ $m/s$ ].
$V$	: Velocidad del aire circulante por la hélice [ $m/s$ ].
$V_i$	: Velocidad inicial del aire [ $m/s$ ].
$V_s$	: Velocidad de salida del aire de la cámara de vehículo [ $m^2$ ].
$V_v$	: Velocidad máxima del vehículo [ $m/s$ ].
$W$	: Velocidad resultante del aire [ $m/s$ ].
$W_v$	: Peso total del vehículo [ $kg$ ].



- $L$  : Largo del vehículo [ $m$ ].  
 $B$  : Ancho del vehículo [ $m$ ].  
 $H$  : Altura del vehículo [ $m$ ].  
 $\eta_a$  : Factor de corrección del área inferior [–].  
 $\eta_H$  : Eficiencia de la hélice [–].  
 $\eta_P$  : Eficiencia del sistema de propulsión [–].  
 $\eta_s$  : Eficiencia del sistema de suspensión [–].  
 $\eta_T$  : Eficiencia de la transmisión [–].  
 $\eta_v$  : Eficiencia del ventilador [–].
- $\alpha$  : Angulo de ataque [°].  
 $\varphi$  : Angulo de inclinación de la velocidad resultante [°].  
 $\theta$  : Angulo de pala [°].  
 $\lambda$  : Relación de velocidad [–].  
 $\rho_a$  : Densidad del aire [ $kg/m^3$ ].



## INTRODUCCIÓN

Los aerodeslizadores son vehículos capaces de suspenderse gracias al colchón de aire generado por su sistema de suspensión. Su principal cualidad es su capacidad de moverse sobre cualquier superficie lo suficientemente regular, tal como hielo, nieve, llanuras, desiertos y agua; sin estar en contacto con dicha superficie.

Actualmente estos vehículos son utilizados en varios países como medios de transporte sobre lagos, ríos, pantanos y mares. También son usados como vehículos recreativos para la playa y el desierto, con los cuales organizan carreras y competencias, especialmente en Europa. Asimismo son utilizados por dependencias gubernamentales de todo el mundo como Guardias Costeras, de Incendios, Forestales, de Geología, por nombrar a algunos. Finalmente otro uso muy importante es el militar, debido a las importantes características nombradas en el párrafo anterior.

El problema que se desea abordar es el diseño aerodinámico de un vehículo ligero con capacidad de dos pasajeros suspendido por colchón de aire para fines recreativos. Creemos que el desarrollo de este tema es de suma importancia ya que podríamos demostrar la factibilidad del desarrollo de estos vehículos en el Perú, y dar las pautas para su futuro desarrollo, ya que en nuestro país no se tiene mayores antecedentes del uso y diseño de este medio de transporte.

## CAPÍTULO 1

### DESCRIPCIÓN Y CLASIFICACIÓN DE LOS AERODESLIZADORES (VEHÍCULOS DE COLCHON DE AIRE)

Los aerodeslizadores o *hovercraft* son vehículos capaces de suspenderse al lanzar un chorro de aire contra una superficie que se encuentra debajo del mismo. Este caudal de aire genera un colchón de aire capaz de suspender el vehículo, lo cual le permite transitar sobre superficies lo suficientemente regulares sin entrar en contacto con las mismas. En el presente capítulo se presenta una introducción a esta clase de vehículos, haciendo énfasis en sus principios de funcionamiento, sus componentes y los antecedentes históricos que llevaron a su desarrollo

#### 1.1. Introducción a los aerodeslizadores

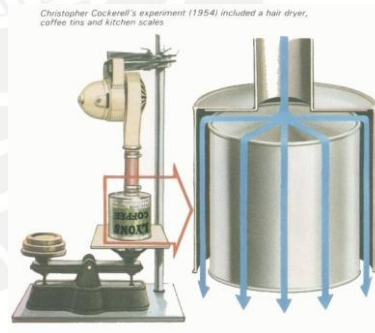
En el tema de transporte la velocidad siempre ha sido un factor importante a la hora de diseñar y seleccionar los vehículos que utilizamos para realizar esta tarea. A lo largo del último siglo la velocidad de los vehículos ha aumentado significativamente debido a los avances tecnológicos desarrollados en estos últimos tiempos. Un ejemplo es que los aviones han aumentado su velocidad por un factor de 10 y los automóviles lo han hecho por un factor de 3. En cambio los barcos, en casos extremos, solo lo han hecho en un factor de 2. Esto se debe mayormente a la resistencia hidrodinámica. El desplazamiento de un barco a alta velocidad a través de agua produce una generación de olas por el arrastre propio del movimiento del vehículo que es proporcional al cuadrado de la velocidad de dicho vehículo. Por este motivo, la velocidad de diseño de los barcos siempre estuvo limitada por este factor y siempre se busco alternativas reales para reducir este efecto.

Para reducir este efecto se empezaron a realizar ciertos experimentos en base a ideas sin un fundamento teórico importante. El pionero en la investigación de la solución de este problema fue el inventor británico Sir John I. Thornycroft. La idea que él tenía era la de crear una capa de aire sobre la superficie mojada del barco para reducir la resistencia. Para esto construyó una serie de modelos de cascos con la capacidad de capturar burbujas de aire, con cavidades. Estos modelos no dieron buenos resultados y por eso no se llevaron a construir a escala real, pero aún así Sir Thornycroft patentó varios de sus modelos a pesar de no haberle encontrados aplicaciones útiles.

Posteriormente, a mediados de los años 50, el inventor británico Sir Christopher Cockerell desarrolló la idea de usar un colchón de aire para suspender el vehículo permitiéndole movilizarse sobre cualquier superficie; y en el caso específico del agua, eliminando la generación de olas por el contacto entre el vehículo y la superficie. Para demostrar la factibilidad de su idea construyó un prototipo usando una secadora y dos latas de café. Este invento permitió el comienzo del desarrollo de un nuevo tipo de vehículo, empezando por Gran Bretaña, China, Rusia y posteriormente Estados Unidos.



**Figura 1.1** Sir Christopher Cockerell



**Figura 1.2** Esquema del invento de Sir Cockerell

Una vez desarrollada la teoría básica para desarrollar este tipo de vehículos, Sir Cockerell empezó el desarrollo de estos vehículos con la empresa británica Saunders-Roe, creando el Saunders-Roe SR.N1, el cual fue el primer aerodeslizador a escala completa construido en Europa tal como se aprecia en la figura 1.3. La primera prueba fue la de cruzar el Canal de la Mancha (*English Channel*), la cual fue realizada el 25 de julio de 1959.



**Figura 1.3** Sir Christopher Cockerell al costado del SR.N1

A partir de esta prueba empezó el desarrollo de los aerodeslizadores en Gran Bretaña, así como en China, Rusia, y posteriormente en estados Unidos. El desarrollo posterior de estos vehículos será detallado más adelante en este capítulo.

## **1.2. Clasificación de los Vehículos Marinos de Alta Velocidad**

Como se menciona en los párrafos anteriores, los vehículos de colchón de aire se suspenden sobre la superficie debajo del vehículo expulsando un chorro de aire sobre dicha superficie. Este principio operativo fue desarrollado durante la década de los 50, pero posteriormente se siguió con el desarrollo de la idea, generando nuevos tipos de vehículos utilizando el mismo principio de funcionamiento tales como los catamaranes, trimaranes, las hidroalas y los hidroaviones.

Los vehículos marinos de alta velocidad se pueden clasificar según su principio de funcionamiento, según una clasificación genérica según el tipo de barco, y según una clasificación específica. Los aerodeslizadores están clasificados dentro de la categoría de los vehículos Aerostáticos, y dependiendo del diseño se tiene variantes de clasificación, las cuales son presentadas en la figura 1.4:

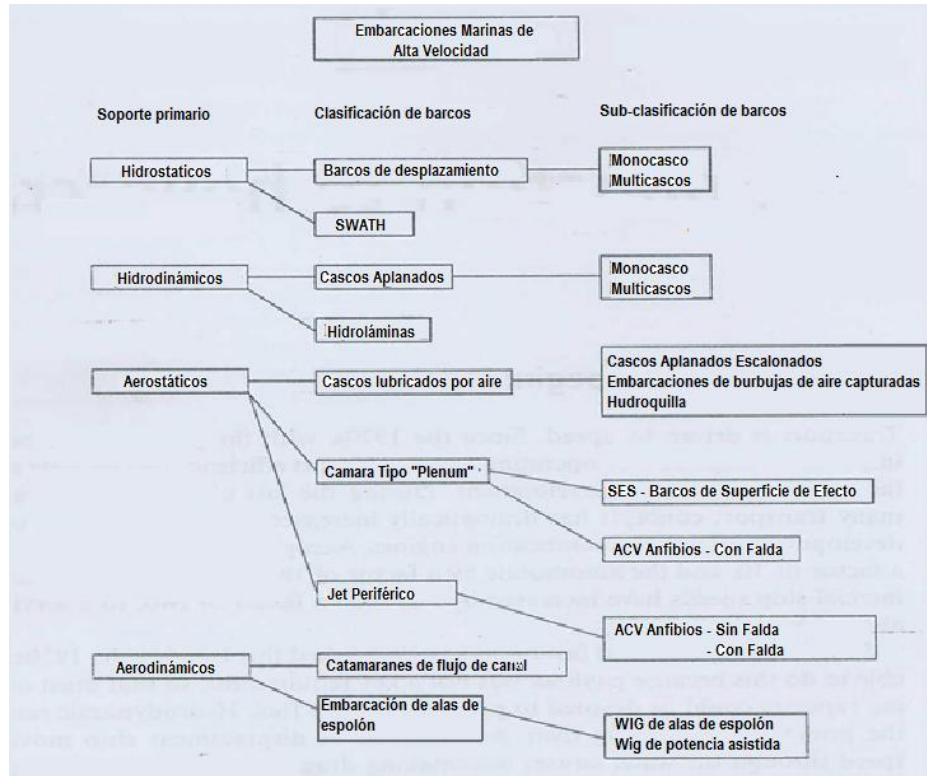


Figura 1.4 Clasificación de los vehículos marinos de alto performance [1]

Nos parece importante mostrar esta clasificación ya que así podremos entender rápidamente la diferencia entre esta clase de vehículos y poder identificar exactamente donde está ubicado el vehículo estudiado durante este trabajo. A continuación se puede apreciar exactamente cómo se suspenden los vehículos descritos en la figura 1.4. Durante este trabajo no vamos a detallar el principio de funcionamiento de cada vehículo ya que no es el objetivo de este trabajo, simplemente mostramos esta figura para diferenciar el funcionamiento del aerodeslizadores con respecto a los demás.

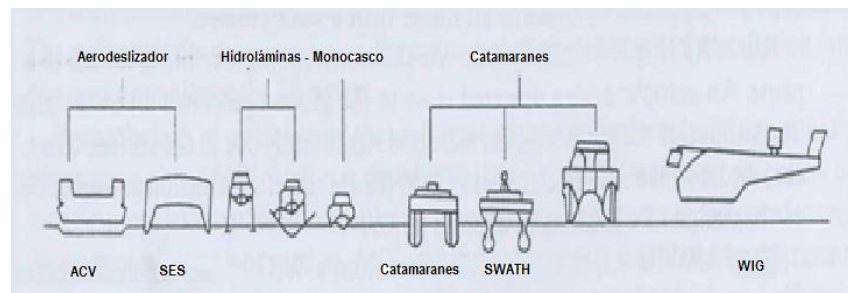


Figura 1.5 Clasificación de los vehículos de colchón de aire [2]

Finalmente, como se puede apreciar en la figura anterior los aerodeslizadores se clasifican en dos grandes tipos, los Aerodeslizadores Anfibios (*Amphibious Hovercraft - ACV*) y los Aerodeslizadores de paredes en los costados (*Sidewall Hovercraft - SES*).

A continuación detallaremos la diferencia entre ambos para a futuro identificar la clase de vehículo que estudiaremos en este trabajo:

### 1.2.1. Aerodeslizadores Anfibios (*Amphibious Hovercraft - ACV*)

Estos vehículos son suspendidos totalmente por su colchón de aire, con una cortina de aire o un sistema de falda flexible alrededor de su perímetro para aislar el colchón de aire. Este vehículo posee características anfibias y un casco de poco calado. Son suspendidos por ventiladores, los cuales varían según el diseño.

### 1.2.2. Aerodeslizadores de paredes en los costados (*Sidewall Hovercraft - SES*)

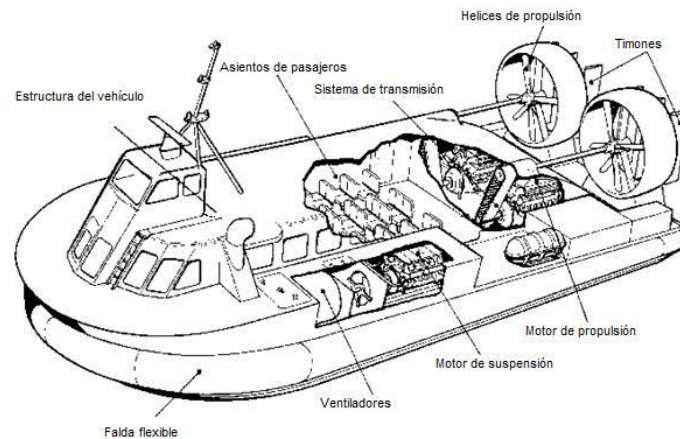
Este tipo de vehículo reemplaza la falda flexible por un sello en la proa y la popa usando paredes a los lados o cascos tipo el de los catamaranes. Las paredes a ambos lados del vehículo y la instalación del sello entre la proa y la popa han sido diseñadas para minimizar la potencia de suspensión.

Dada la ausencia de vías de aire a los costados, la potencia de suspensión puede ser reducida significativamente comparada con los aerodeslizadores anfibios. Es posible incluso incluir hélices acuáticas o jets de agua de menor tamaño comparado con los ventiladores o hélices necesitados para suspender un Aerodeslizador Anfibio con características similares.

## 1.3. Descripción de los Aerodeslizadores

La principal característica de un aerodeslizador es su capacidad de suspenderse gracias a su colchón de aire de manera que le permita movilizarse a través de cualquier superficie. Para lograr este objetivo el vehículo requiere cumplir ciertas características así como tener ciertas componentes de manera que se asegure su correcto funcionamiento. En la figura 1.3 se puede apreciar el esquema del modelo

AP.1-88, el cual servirá para tener una idea de la distribución de componentes en el vehículo.



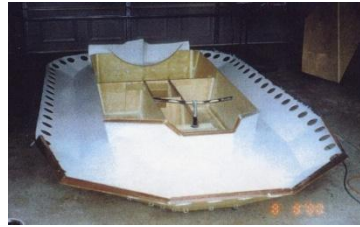
**Figura 1.6** Esquema general del modelo AP.1-88 [3]

A continuación mencionaremos y detallaremos brevemente las partes más importantes de esta clase de vehículos de manera que podamos entender las diferentes variantes en su diseño. Asimismo durante el Capítulo 2 de la tesis ahondaremos en los diferentes tipos de componentes y en el Capítulo 3 en la teoría de cada componente, de manera que nos permita la correcta selección de los mismos:

### 1.3.1. Estructura

La estructura es la base y el inicio del diseño de un aerodeslizador ya que en ella serán incluidas todas las demás componentes del vehículo. Es importante saber en primer lugar el tipo de vehículo que se está diseñando ya que el diseño de una estructura varía mucho en caso de ser un ACV o un SES. Una vez determinado el tipo de vehículo a diseñar es de suma importancia conocer las fuerzas externas que afectan al vehículo. Asimismo es muy importante determinar los factores de seguridad durante el cálculo de los esfuerzos internos. Una vez determinado estos patrones se pueden obtener diseños basados en los modelos anteriores, dependiendo del uso que se le va a dar al vehículo, ya sea recreacional, militar, de transporte, etc.





**Figura 1.7** Estructura de un aerodeslizador construido con aluminio y madera contrachapada

En el capítulo 2 de este documento ahondaremos con mayor profundidad en los tipos de estructuras y definiremos el esquema principal del vehículo, el cual es en pocas palabras el tipo de aerodeslizador y su estructura básica.

### 1.3.2. Faldas

Las Faldas o *Skirts* son elementos que fueron desarrollados años después de la invención de los aerodeslizadores. El objetivo de estas es que el vehículo pueda operar a través de olas de 1.2 a 1.5 metros. Antes de incluir estos accesorios solo podían funcionar a través de olas de 45 cm. como máximo.



**Figura 1.8** Falda flexible del tipo de Bolsa y Dedo

El inventor de esta tecnología fue C.H. Latimer Needman en 1958 [4], el cual posteriormente se la vendió a Saunders Roe, de manera que pudieron incluir esta tecnología en el desarrollo de las futuras modificaciones introducidas en su modelo SR.N1. Con la invención de las faldas flexibles se marco un punto de quiebre en el diseño de los aerodeslizadores ya que se pudo aumentar la profundidad de colchón cientos de veces, posibilitando la operación de los vehículos en aguas agitadas así como en terrenos irregulares.

### 1.3.3. Sistema de suspensión

Este sistema es el que es capaz de suspender el vehículo para que pueda movilizarse sobre cualquier superficie. Para lograr esto es necesario lanzar un chorro de aire sobre la superficie que se encuentra debajo del aerodeslizador de manera que podamos generar un colchón de aire que genere una presión superior a la atmosférica y que además sea capaz de generar una fuerza de empuje necesaria para mantener suspendido el vehículo.

Para lograr esto es necesario la inclusión de un ventilador en la base del vehículo de manera que este pueda absorber un caudal de aire del exterior y elevar su velocidad lo necesario para que a la hora de lanzar en chorro de aire se genere un aumento de presión generado por las restricciones que coloquemos en el sistema de transmisión de aire en el vehículo, y esta presión sea lo suficientemente grande para vencer la presión atmosférica y además suspenda al aerodeslizador.

Se pueden usar varios tipos de ventiladores, entre los cuales destacan los ventiladores centrífugos, los axiales y los de flujo mixto, etc. La elección del mismo queda a criterio del diseñador, ya que cada uno de los ventiladores mencionados tiene características específicas que serán detalladas más adelante, características que se ajustan mejor a ciertos vehículos en algunos casos



Figura 1.9 Ventiladores Centrífugos radiales de diferente diámetro

### 1.3.4. Sistema de propulsión

El sistema de propulsión es aquel que permite generar la fuerza de empuje del aerodeslizador. Este sistema consiste en un componente capaz de acelerar el fluido

circulante (en este caso el aire). Las fuerzas de arrastre y de suspensión generadas por el flujo de aire sobre las palas del propulsor pueden ser transformadas en un empuje en la dirección de avance del vehículo y un torque que es la fuerza requerida para generar la rotación en el impulsor.



**Figura 1.10** Hélice de 8 palas parte de un sistema de propulsión de un aerodeslizador

Así como hay varios tipos de ventiladores para generar la suspensión del vehículo, también hay varios tipos de sistema de propulsión, y dependiendo del diseño que queramos realizar, dependerá el sistema que elegiremos. Para los aerodeslizadores los más usados son las hélices de aire, las hélices en ductos, los ventiladores en ductos, las hélices acuáticas y los jets acuáticos.

En capítulos posteriores justificaremos la selección del componente propulsor de nuestro vehículo, explicando posteriormente la teoría necesaria para realizar los cálculos aerodinámicos del mismo.

### 1.3.5. Motores

El aerodeslizador necesita potencia para poder movilizarse, por eso es necesario brindarle al sistema un motor que sea capaz de generar la potencia necesaria para mover los sub-sistemas del vehículo, tales como el sistema de suspensión, de propulsión, y además brindar la energía necesaria para el funcionamiento de ciertos componentes secundarios en caso los tuviese incluidos.



**Figura 1.11** Motor utilizado para brindar potencia a un sistema de propulsión

#### **1.4. Antecedentes Históricos de los aerodeslizadores**

Se considera que los aerodeslizadores fueron inventados por los británicos debido a que el que patentó su invención fue un británico. Pero lo cierto es que en varios países del mundo se realizaron investigaciones de vehículos a base de colchón de aire, por lo que nos pareció importante mostrar de manera muy general las investigaciones más destacables. A continuación se presenta el desarrollo de esta clase de vehículos en varias partes del planeta, además de presentar los vehículos que marcaron historia por su innovación tecnológica y modernidad.

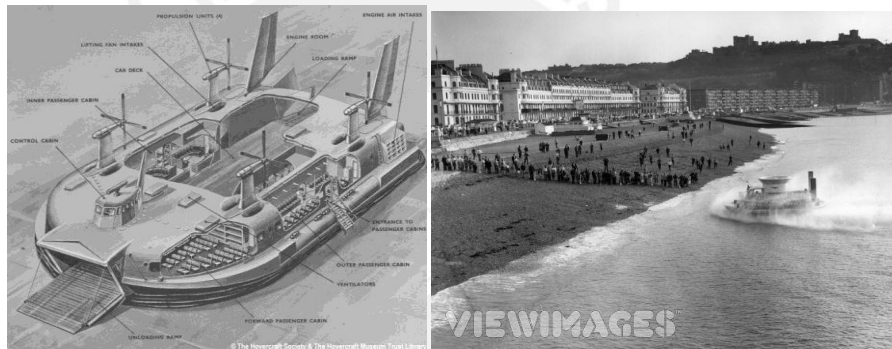
##### **1.4.1. Aerodeslizadores desarrollados en Gran Bretaña**

Gran Bretaña fue conjuntamente con China, el país pionero en el desarrollo de los vehículos de colchón de aire, esto en gran medida se debió a la investigación desarrollada por Sir Cockerell [5]. Una vez que logró demostrar la factibilidad de suspender un vehículo a través de un colchón de aire con sus experimentos, Sir Cockerell comenzó a buscar apoyo en las empresas privadas para desarrollar su idea llevándola a una aplicación real. Para esto tocó las puertas de la industria naval, donde le respondieron que tratara de buscar el apoyo de la industria aeronáutica, ya que su vehículo no era un barco específicamente. Y lo más decepcionante para él fue que al conversar con los encargados de la industria aeronáutica la respuesta que encontraba era parecida a la anterior. Le decían que buscara apoyo en la industria naval ya que su vehículo no era un avión.

Ante tales decepcionantes respuestas Sir Cockerell, consiguió el apoyo del Sr. R. A. Shaw, Ministro de Abastecimiento, y este lo apoyó contactándolo con la empresa

británica Saunders-Roe, que acepto ayudarlo en sus estudios y construir los modelos diseñados.

Ya con el importante apoyo de Saunders-Roe, Sir Cockerell pudo continuar su investigación y al fin pudo desarrollar el primer Aerodeslizador a escala completa desarrollado en Europa, el SR.N1. La importancia de este modelo es debido a que al ser el primer aerodeslizador construido, al ponerlo en operación, se pudo demostrar la factibilidad del uso de estos vehículos a pesar de que durante las pruebas se encontraron ciertos defectos que debían ser corregidos. En la figura 1.11 podemos apreciar el esquema principal de este vehículo y en la figura 1.12 podemos apreciar una fotografía tomada durante uno de las pruebas realizadas.



**Figura 1.12** El SR.N1: (a) esquema principal; (b) durante las primeras pruebas realizadas

A continuación presentamos las especificaciones técnicas de este vehículo referidos a su primer viaje:

**Tabla 1.1** Especificaciones técnicas SR.N1

Peso Total	38.7 kN (8700 lb)
Peso al final de la travesía	36.92 kN (8300 lb)
Velocidad Promedio	7.10 m/seg (25.56 Km/hr)
Velocidad del viento	11.83 m/seg (42.59 Km/hr)
Tiempo de Viaje	1.8 horas
Altura de sustentación ( <i>h</i> )	24.13 cm (9.5")
Potencia instalada:	Motor Alvis Leonides 336 kW (480 Hp)
Presión del cojín neumático ( $\Delta p_t$ ):	0.081 N/cm <sup>2</sup> (0.118 psi) Presión baja para los estándares actuales

Fuente: [BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima, 2000, pp. 12.]

Una vez realizadas las pruebas Saunders-Roe empezó el desarrollo de nuevos vehículos, versiones mejoradas del SR.N1. Así logro desarrollar en pocos años el SR.N2 y el SR.N3, los cuales eran modelos de mucha mayor envergadura (pasaron de las 4 toneladas del SR.N1 a 27 toneladas del SR.N2). Todo el trabajo de estos diseños no fue más que el paso previo para lograr su más importante objetivo, el desarrollo de un Aerodeslizador de 125 toneladas, el SR.N4 (figura 1.13), el cual es hasta ahora el aerodeslizador anfibia comercial más grande del mundo.



**Figura 1.13** El SR.N1, el Aerodeslizador comercial más grande del mundo

A continuación presentamos las especificaciones técnicas de este vehículo en su versión Sr.N4 MK 2:

**Tabla 1.2** Especificaciones técnicas SR.N4.

Peso Total:	203 toneladas.
Capacidad:	278 pasajeros, 36 carros.
Ancho/Largo:	23.77m/36.68m.
Velocidad Máxima en mar calmo:	70 nodos.
Velocidad Promedio:	40 – 60 nodos.
Alto de Falda:	2.44 m
Potencia instalada:	4 Rolls Royce Marine Proteus Gas Turbine 3400 shp

Fuente: [BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima, 2000, pp. 14.]

Posterior a estos vehículos *Westland Aircraft Limited* (que tomo el control de Saunders-Roe en 1959) continuó el desarrollo de la serie SR.N, creando los modelos SR.N5 y SR.N6 así como las versiones actualizadas del SR.N4, el SR.N4 Mk2 y el SR.N4 Mk3. Cabe mencionar que luego todas las empresas relacionadas con el desarrollo de estos modelos se unieron para formar la *British Hovercraft Corporation*, la cual prosiguió el desarrollo de estos vehículos, creando varios de ellos tales como el BH-7 y el Vosper

Thornycroft VT.2. Luego aparecieron otras empresas en el mercado tales como *Hovermarine Limited* que también aportó al desarrollo de estos vehículos con modelos tales como el HM-2, el HM-2 MK2 y posteriormente el HM-221.

Muchos de estos vehículos tuvieron gran éxito comercial en la década de los 60 y 70 para aplicaciones militares tales como el SR.N6 y el BH.7, que fueron adquiridos por los gobiernos de Arabia Saudí, Iraq e Irán.

#### 1.4.2. Aerodeslizadores desarrollados en China

El caso de China es muy interesante, ya que empezó el desarrollo a la par de Gran Bretaña, los cuales son considerados los inventores de los Aerodeslizadores. El desarrollo de estos vehículos empezó en 1957 por el *Harbin Shipbuilding Engineering Institute* (HSEI) [6] y lograron completar el primer modelo con una longitud de 1.8 metros. Ellos continuaron sus investigaciones logrando incluso desarrollar un modelo que fue capaz de llegar a la velocidad de 50 km/h durante las pruebas a las que fue sometido en 1959.

A pesar de eso, debido a la precaria situación económica que vivía China por esos años, la HSEI tuvo que abandonar la investigación y el desarrollo de este tipo de tecnología. Luego de un par de años, el 1963, el *Marine Design & Research Institute of China* (MARIC) [7] re-empezó el desarrollo e investigación de los aerodeslizadores y desarrollaron su primero modelo, el 711-I en June de 1965. Luego de realizar ciertas pruebas, desarrollaron una actualización de este modelo, creando el 711-II, con mejoras en su maniobrabilidad. Este modelo contaba con un sistema integrado de propulsión y suspensión lo que facilitaba su manejo. Posteriormente siguieron con el desarrollo de esta serie de modelos creando el 711-III, el cual pesaba 1.7 toneladas y fue terminado en 1967.

Varias pruebas de este vehículo fueron desarrolladas en los ríos Jin-Sah y Lang Chang. Por este motivo, cuando MARIC analizó los resultados de las pruebas, se dio cuenta que sería conveniente utilizar un SES para realizar el transporte de pasajeros a través del río. Así nació el primer SES comercial desarrollado en China llamado “Jin

Sah River”, el cual podía navegar a 57 km/h y con la capacidad de llevar a bordo entre 70 y 80 pasajeros.

Durante las investigaciones realizadas por MARIC llegaron a la conclusión que el diseño de estos vehículos no representaba mayores problemas sino hasta su construcción y aplicación, esto debido a la ausencia de materiales, motores, equipos y componentes livianos resistentes a la corrosión. Se dieron cuenta que el diseño se debería realizar en vehículos de menor tamaño, llegando así a desarrollar en los 70 una serie de Hover-Jeep tales como el 7202, 7210 y el 7210B. A la par del desarrollo de estos vehículos se desarrollaron SES tales como el 717-II, 7203 y el 719-II [8].

Asimismo el *Shanghai Ship and Research Institute* (SSSRI), en conjunto con la Agencia de Comunicaciones de la Provincia de An-Hui y Chao Hu Shipyard desarrollaron el SES Hovercraft tipo WD-901. Lo importante de este vehículo era su bajo costo de operación, por lo que fue muy su uso fue muy exitoso en el transporte de pasajeros a través de pequeños ríos. El modelo WD-901 fue mejorado creando el modelo WD-902, el cual tuvo como su más significativa mejora el aumento de pasajeros.

Se prevé que en el futuro China continúe el desarrollo de este tipo de vehículos para ser operados a través de ríos, lagos y alrededor de la costa, con el objetivo de transportar agua, dar paseos recreacionales a turistas, para exploraciones petroleras, entre otras.

#### **1.4.3. Aerodeslizadores desarrollados en otros países**

Cabe destacar que los otros países que desarrollaron este tipo de tecnología fueron la antigua Unión Soviética y posteriormente Estados Unidos. Estos países conjuntamente con Gran Bretaña y China son los pioneros en el desarrollo de los Aerodeslizadores y son los que más modelos han producido desde su invención. Otros países tales como Francia y Japón también han desarrollado este tipo de tecnología pero su aporte no es tan significativo como lo de los países antes mencionados. Cabe destacar que en la Unión Soviética el uso de estos vehículos fue mayormente militar y para exploraciones



petroleras, mientras que en Estados Unidos su uso fue casi exclusivamente militar. Recién en los últimos tiempos en Estados Unidos se ha comenzado a desarrollar aerodeslizadores para uso recreacional pero eso será analizado más adelante al igual que los vehículos de tipo militar.

En la Unión Soviética se desarrollaron más de 200 SES así como más de 200 ACV, mayormente para uso militar. A pesar de esto también se desarrollaron ciertos ACV para usos comerciales tales como el modelo Barrs, el Gepard, Taifun, Irbis y Puma. Entre los SES desarrollados más populares está el modelo experimental Gorkovchanin, creado en 1969. Posterior a este modelo con los datos obtenidos se pudo producir los modelos comerciales Zarnitsa y Luch, ambos con capacidad entre 60 a 80 pasajeros, los cuales fueron muy exitosos en el mercado.

Asimismo se construyeron alrededor de 1000 plataformas de colchón de aire, mayormente usadas en la industria petrolera sostener torres en áreas pantanosas. Un modelo de estas plataformas es el BU-75-VP, muy usado en la industria petrolera.

#### 1.4.4. Aerodeslizadores para usos militares

Los países que desarrollaron mayormente esta clase de vehículos fueron Rusia y Estados Unidos y Gran Bretaña. Debido a la gran cantidad de vehículos militares desarrollados solo nos enfocaremos en el Pomornik, el ACV anfibio de asalto más grande del mundo, desarrollado por la Union Sovietica, el Sormovich; y en los vehículos estadounidenses lo haremos en los desarrollados bajo la serie LCAC (*Landing Craft Air Cushion*) [9].

El Pomornick es el ACV anfibio de desembarco militar más grande del mundo. Se construyeron 5 de estos modelos entre 1988 y 1994. A continuación presentamos las especificaciones técnicas de este vehículo:

**Tabla 1.3** Especificaciones técnicas Pomornik.

Peso total	350 toneladas (45 más que la versión más moderna del SR.N4 MK3)
Ancho/Largo	22m/56m
Altura de sustentación	0.5 m
Velocidad de crucero	25.7 a 30.8 m/seg (92.52 a 110.88 km/hr)
Propulsión	3 hélices cuatripalas con ducto, Diámetro: 5.2 m aprox.
Sustentación	4 ventiladores, tipo no identificado
Armamento	Defensa aérea para desembarco anfibio
	Dos cañones de 30mm de tipo Gatling cada uno de 6 cañones
	Dos lanza misiles tierra-aire tipo SA-N-8

Fuente: [BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima, 2000, pp. 31.]



**Figura 1.14** Pomornik, el Aerodeslizador militar más grande del mundo

Posee rampas frontales y traseras lo que permite transportar 4 tanques anfibios PT-76 de ataque ligero cada uno con un peso de 14 toneladas además de un regimiento completo de infantería naval.

También se construyeron 22 unidades del modelo Sormovich AIST, el cual fue el ACV anfibio de desembarco militar más grande del mundo antes de la aparición del Pomornick. A continuación presentamos las especificaciones técnicas de este vehículo:

**Tabla 1.4** Especificaciones técnicas Sormovich

Peso total	260-270 toneladas
Ancho/Largo	17.5m/6m
Altura de faldas	2.5 m
Velocidad Máxima en mar calmo	30.9 a 33.4 m/seg (111.24 a 120.24 km/hr)
Sistema de Propulsión y Sustentación	Integrado. Dos turbinas de gas NK-12MV de 7500 kW (10000Hp) cada una.

Fuente: [BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima, 2000, pp. 29.]

Así mismo la Marina de Estados Unidos (US Navy) se interesó por el desarrollo de vehículos SES como naves de combate. Para esto empezó el desarrollo de una serie de prototipos tales como el XR-1A. Una vez experimentado con estos prototipos, el gobierno estadounidense decidió crear el “Programa de Vehículos para Desembarco basado en Colchón de Aire” (*Landing Craft Air Cushion – LCAC*), ya que consideraba muy importante el desarrollo de estos vehículos para aplicaciones militares. Para esto decidió construir 2 modelos competitivos de manera que se pudiesen realizar pruebas entre ellos. Estos fueron el Aerojet General SES-100A (JEFF A) y el *Bell Aerospace* SES-100B (JEFF B). Estos vehículos pesaban 160 toneladas y eran capaces de llevar de carga 60 toneladas más. El costo de cada uno de estos vehículos fue de 18 millones de dólares (US\$ 1’80000,00). Finalmente se decidió usar el vehículo prototipo JEFF B como la base para el programa LCAC. A continuación presentamos las especificaciones técnicas de este vehículo:

**Tabla 1.5** Especificaciones técnicas JEFF B

Peso:	149 toneladas
Capacidad de carga:	54 toneladas
Ancho/Largo:	14.32m/26.43m
Altura de falda:	1.52 m
Planta motriz:	6 turbinas Avco Lycoming de 2088 kW (2800 Hp) cada una

Fuente: [BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima, 2000, pp. 23.]

Debido al éxito de este prototipo se decidió empezar el programa 3K-SES, el cual consistía en desarrollar y construir un aerodeslizador capaz de interceptar misiles guiados. Para desarrollar este tipo de tecnología el Gobierno Estadounidense decidió realizar una licitación, la cual fue ganada por Rohr Marine Industries. Posteriormente debido a la crisis generada por el alza en los precios de los combustibles se decidió cancelar el programa en 1974.

A pesar de esto la *US Navy* encargó a *Bell Textron Aerospace Corporation* la construcción de 12 vehículos *LCAC* en diciembre de 1981 y el primero fue puesto en operación en mayo de 1984.

### 1.5. Clasificación de Vehículos Ligeros de tipo recreativo

Los aerodeslizadores fueron pensados para que sean vehículos de gran envergadura con grandes capacidades de carga y de pasajeros. A pesar de eso, en estos últimos tiempos, se ha comenzado a desarrollar aerodeslizadores ligeros con pesos menores a 1000 kg (según especialistas en el tema, se define a un aerodeslizador ligero a aquellos que tengan un peso menor a 1000 kg). En países tales como Estados Unidos, compañías como *Universal Hovercraft* ofrecen la venta de estos vehículos por partes, de manera que uno pueda armarlos a manera de pasatiempo. Sin ir tan lejos, en países como Brasil y Chile se ofrecen aerodeslizadores para uno o dos pasajeros para fines recreativos. Asimismo compañías tradicionales en el desarrollo de estos vehículos como *Griffon Hovercraft* ofrecen modelos para 5 a 20 pasajeros. De igual manera compañías australianas ofrecen similares modelos a los anteriormente descritos. Actualmente no se ha patentado una clasificación exacta de los vehículos ligeros de tipo recreativo así que nosotros los clasificaremos de acuerdo a su capacidad de pasajeros:

**Tabla 1.6** Clasificación de aerodeslizadores ligeros según capacidad de pasajeros

Capacidad	Peso (aproximado)
1 a 2 personas	60 - 250 kg
3 a 6 personas	250 - 500 kg
6 a 10 personas	380 kg - 1000 kg

### 1.6. Conclusiones

Como se pudo apreciar, los aerodeslizadores han sido muy importantes a lo largo del siglo pasado y su desarrollo ha permitido generar ciertas facilidades de transporte para la sociedad. Cabe destacar que debido a los grandes problemas climáticos y ambientales, estos vehículos, por su naturaleza no erosiva y no destructiva de los suelos, serán muy importantes en un futuro en el cual la prioridad será cuidar y mantener el medio ambiente, tan dañado por los medios de transportes actuales. Se espera entonces que el lector pueda estar más familiarizado con esta clase de transporte y pueda considerarla como una alternativa real.

### Referencia Bibliográfica

1. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, p. 2.
2. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, p. 6.
3. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, p. 591.
4. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, p. 11.
5. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, pp. 9-11.
6. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, pp. 32-39.
7. *ibid.*
8. *ibid.*
9. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, pp. 22-24.

## CAPÍTULO 2

### SELECCIÓN DEL ESQUEMA PRINCIPAL Y SUS COMPONENTES

Antes de iniciar el diseño aerodinámico de un aerodeslizador es necesario conocer su geometría y sus componentes. Los componentes de un aerodeslizador son muy diversos y varía según las características que se quieran conseguir en el vehículo. Para empezar a realizar los cálculos es necesario tener listados todos los componentes del vehículo para poder cuantificar el peso del mismo. Este parámetro (el peso) es fundamental ya que de no contar con un valor aproximado al real se podría diseñar incorrectamente el sistema de suspensión, lo cual podría acarrear ya bien sea en un sistema de suspensión sobredimensionado o en uno que no logre suspender al vehículo por falta de presión.

A continuación se presentará las consideraciones asumidas para determinar la geometría del vehículo y sus dimensiones para uso recreacional, así como un pequeño resumen sobre la función de cada componente, las opciones disponibles y la selección del tipo a utilizar. No se dará muchos detalles sobre los componentes seleccionados (solo se nombrará el tipo) ya que en caso sea necesario especificar detalles esto se hará en capítulos posteriores.

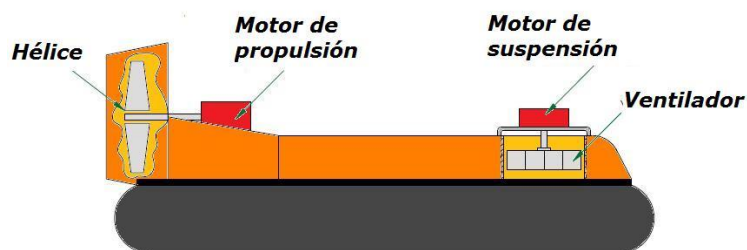
#### 2.1. Selección de la configuración de la distribución de potencia

Para lograr el funcionamiento de los aerodeslizadores es necesario que el vehículo cuente con un sistema de suspensión y otro de propulsión. Un vehículo que cuente con estos dos sistemas podría ser considerado un aerodeslizador ya que cumpliría con el principio de suspensión por medio de un colchón de aire y a la vez podría desplazarse a lo largo de variadas superficies. Pero eso no implica que a pesar de que tengan que

cumplir con esas características, todos los aerodeslizadores tengan la misma configuración y forma constructiva. Para lograr la sustentación y la propulsión hay diversas configuraciones, pero que se pueden agrupar en tres tipos:

### 2.1.1. Sistema de propulsión y suspensión separados con unidades de potencia independientes

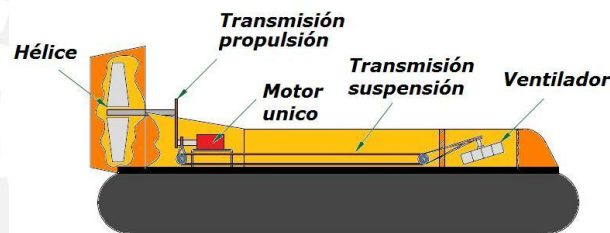
Esta configuración es la que más ha sido utilizada en los aerodeslizadores ya que permite tener total independencia entre los sistemas de propulsión y suspensión. Esto quiere decir que ambas pueden trabajar por separado y se puede tener el vehículo suspendido y en reposo, y arrancando y deteniendo el sistema de propulsión a voluntad del conductor sin que esto afecte la suspensión. Una de las grandes ventajas es la simplicidad de su diseño, ya que al ser independiente cada sistema, no es necesario dividir la potencia del motor y se puede evitar el uso de transmisiones de potencia para activar el movimiento de las hélices y ventiladores ya que en la mayoría de los casos la transmisión es directa. La desventaja más considerable es que al tener dos o más motores en nuestro vehículo tendremos más espacio a ocupar y se deberá contar con soportes independientes para cada motor. Hay casos de vehículos ligeros que llevan 2 motores (como por ejemplo los modelos UH-12T4 y UH-13PT de Universal Hovercraft) pero en muchos casos esta opción se descarta por reducir las dimensiones del vehículo



**Figura 2.1** Esquema de un aerodeslizador con sistemas de propulsión y suspensión separados con unidades de potencia independientes

### 2.1.2. Sistemas de propulsión y sustentación separados con una sola unidad de potencia

Esta es una configuración muy utilizada en vehículos ligeros y recreativos. La gran ventaja es que al contar con un solo motor se reduce el espacio utilizado lo que permite una mejor distribución de los componentes del vehículo. La gran desventaja es que al contar con una sola unidad de potencia, al arrancar el motor tanto el sistema de propulsión como el de suspensión empezarían a funcionar en paralelo, con lo que teóricamente no se podría independizar su funcionamiento. La única forma de independizar ambos sistemas es a través del uso de embragues. Otro punto engorroso en cuanto al uso de este tipo de configuración es el diseño del sistema de transmisión, ya que dependiendo de lo que se quiera obtener se puede complicar muchísimo (sobre todo cuando se quiere independizar ambos sistemas a través de embragues).



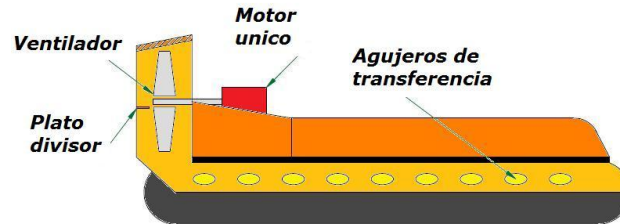
**Figura 2.2** Esquema de un aerodeslizador con sistemas de propulsión y suspensión separados con una sola unidad de potencia

### 2.1.3. Sistema de propulsión y sustentación integrado

Esta es la configuración más utilizada en los vehículos ligeros y recreativos. Un aerodeslizador integrado (nombre con el que se le conoce a los aerodeslizadores que cuentan con este tipo de configuración) usa un solo motor y un solo ventilador para suministrar la suspensión y la propulsión. Una porción del aire de la propulsión es dividido por un plato divisor para suministrar aire al colchón. El diseño de esta clase de vehículos es mucho más complicado que en los casos anteriores ya que un error en el diseño del ducto de propulsión o en la selección del ventilador podría afectar el desempeño del equipo y sería muy difícil corregir. Lo interesante de esta clase de diseño es que se reduce el tamaño y el peso del vehículo al máximo por lo que se han



popularizado para carreras. Actualmente se han desarrollado métodos de diseño especializados para esta clase de vehículos apoyándose en herramientas de software tales como MathCad, ya que al contar con solo una fuente de caudal de aire, es muy importante determinar la cantidad que será utilizada en la propulsión y la que será derivada a la suspensión.



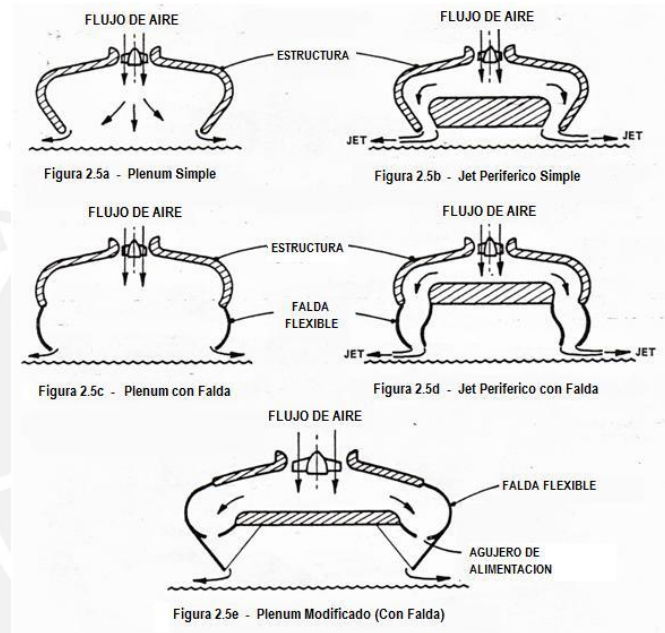
**Figura 2.3** Esquema de un aerodeslizador con sistemas de propulsión y suspensión integrado

Una vez conocidos los tipos de configuración de los aerodeslizadores, sus ventajas y desventajas, se llegó a la conclusión que la configuración que se utilizara será la del sistema de propulsión y suspensión separados con unidades de potencia independientes. Esto debido a que es la configuración más sencilla de diseñar y a la vez la más económica. En un primer lugar se pensó utilizar una sola unidad de potencia para brindar energía al sistema de suspensión y propulsión, pero el utilizar una unidad de potencia nos resultaba más costoso que utilizar dos unidades independientes. Esto debido a que un motor de alta potencia es más caro que dos motores de menor potencia que equiparen su capacidad. Asimismo se ahorrara costos en la adquisición de un sistema de transmisión para dividir la potencia y se contara con la posibilidad de activar cada sistema por separado. El único punto en contra será que al contar con dos motores posiblemente estos ocupen mayor espacio en el vehículo, además de que se deberán diseñar soportes para cada uno. Se descarto la última configuración mostrada por una complejidad en el calculo aerodinámico, ya que no se cuenta con experiencia previa para determinar la proporción de aire que deberá ser utilizado en la suspensión y la propulsión.

## 2.2. Selección de la estructura de la cámara de suspensión

Un aspecto muy importante en el diseño de los aerodeslizadores es la suspensión por medio de un colchón de aire. Por lo mismo a la hora de diseñar esta clase de vehículos

es muy importante es determinar la forma como el aire del colchón es evacuado del vehículo. Esto depende de la estructura de la cámara de suspensión. Desde la creación de esta clase de vehículos se han desarrollado dos tipos de estructuras, las cuales son las de “plenum” y la de jet periférico. Ambas se han combinado para obtener un tercer tipo que es conocida como de tipo mixto. Asimismo este tipo de estructuras se pueden combinar con faldas flexibles para obtener mejores performances. En la figura 2.5 se muestra en la siguiente figura un esquema con las distintas configuraciones posibles [1].



**Figura 2.4** Formas básicas tipo “Plenum” y Jet Periférico [2]

Luego de analizar las distintas configuraciones e investigar acerca de las configuraciones utilizadas en los vehículos ligeros, se llegó a la conclusión que la elección más adecuada para nuestro vehículo es la de “plenum” con falda, ya que es la configuración más simple, además que es muy usada en vehículos recreacionales. Asimismo el añadirle la falda flexible permite mejorar su rendimiento (la influencia de usar faldas flexibles en esta clase de vehículos será detallado posteriormente).

### 2.3. Selección de la geometría de la base del vehículo

El siguiente paso en el diseño de los aerodeslizadores es el de determinar las dimensiones del mismo. Cuando nos referimos a dimensiones es necesario determinar

en primer lugar la forma geométrica de la base del vehículo y posterior a eso determinas las dimensiones de dichas geometrías. Cuando hablamos de geometría nos referimos a la geometría de la base, geometría que afectara también la forma de la cabina, ya que según la geometría de la base del vehículo se tendrá que adaptar la geometría de la cabina del vehículo. Hay variadas formas constructivas de la base de los aerodeslizadores pero se pueden resumir en tres formas principales: forma circular, forma triangular y forma rectangular.

### 2.3.1. Forma circular

La mayoría de aerodeslizadores que tienen esta forma son vehículos diseñados para una sola persona y para uso de tipo scooter. Su forma circular permite una gran maniobrabilidad y la capacidad de pararse encima del vehículo. Sin embargo el objetivo de este trabajo es diseñar un vehículo para dos pasajeros por lo que descartamos su uso.



**Figura 2.5** Hovery Hovercraft Modelo Hovery Standar – Forma circular

### 2.3.2. Forma Rectangular

Esta forma es muy simple, tanto para efecto de cálculos de diseño como para fines constructivos. El único inconveniente es que requiere mayor material a la hora de construir el vehículo y no es tan vistoso a la vista como el modelo de forma triangular.



**Figura 2.6** Griffon Hovercraft Modelo 380TD - Forma rectangular

### 2.3.3. Forma Triangular

Esta forma es la más estética de las tres. Asimismo su forma triangular debería cumplir la función de disminuir la resistencia del aire debido a sus características aerodinámicas. Pero su punto más desfavorable es que debido a la complejidad de su forma se pueden complicar sus cálculos de diseño. Finalmente luego de consultar a especialistas [3], se llegó a la conclusión que no es muy importante realizar un diseño aerodinámico de la cabina ya que las velocidades de estos vehículos son muy bajas (específicamente en este vehículo a diseñar) y solo se justificaría cuando se busque velocidades extremadamente altas para competencias oficiales.



Figura 2.7 Universal Hovercraft Modelo UH-13P Sportsman – Forma triangular

Luego de analizar las diferentes formas constructivas se llegó a la conclusión de que la mejor forma constructiva para nuestro caso es la de forma rectangular, ya que es la más simple y cumple con los requerimientos establecidos (facilidad de diseño y de construcción adaptable para vehículos recreacionales).

### 2.4. Selección de las dimensiones del vehículo

Ahora que se definió la forma constructiva se procede a definir las dimensiones de la misma. Según Christopher Fitzgerald y Robert Wilson [4], los aerodeslizadores se caracterizan por contar con una superficie de suspensión. Esta superficie está mayormente definida por el largo ( $L$ ) y el ancho ( $B$ ) de la misma (esta definición se aplica a nuestro caso ya que elegimos la forma rectangular). Actualmente, salvo contadas excepciones, los aerodeslizadores son más largos que anchos. Los autores proponen unas relaciones que permiten comparar la longitud con respecto al ancho, las cuales son las siguientes:

$L/B \leq 2$  para vehículos estándar

$L/B \leq 3$  para vehículos de alta velocidad

Asimismo cabe mencionar que el ancho de esta clase de vehículos esta mayormente restringido por las leyes de transporte. Por ejemplo en Estados Unidos el ancho máximo es de 8' 6'' (2.6m) aunque puede ser aumentada pidiendo los respectivos permisos. Los vehículos de carrera mayormente tienen un ancho menor a los 7' (2.13m).

Otro punto importante a la hora del diseño es la altura ( $H$ ) de la cabina. Los mismos autores proponen otra relación recomendada que compara la altura de la cabina con el ancho de la misma, de manera que recomiendan que:

$H: B < 1: 2$  para vehículos de carrera

$H: B < 1: 1$  para vehículos tipo cruceros

Con estas recomendaciones se pasará a dimensionar nuestro vehículo. Se creyó conveniente que para efecto de la comodidad de los pasajeros (dos) se debía utilizar un ancho de 2 metros (6.6'), dimensión que no sobrepasa las recomendaciones para vehículos de carrera. Asimismo se creyó conveniente que un largo de 4 metros era adecuado para contar con suficiente espacio para la instalación de las partes del vehículo. Una vez definidas estas dos dimensiones se procedió a verificar si cumplían la relación recomendada por los Ingenieros Fitzgerald y Wilson, obteniendo que el valor de  $L/B$  obtenido es de 2, valor que cumple perfectamente las recomendaciones dadas.

Para tener una idea de las dimensiones utilizamos como guía el modelo propuesto por Kevin Mattison [5], diseño colgado en internet en formato DWG, para ser utilizado con fines educativos. A continuación se presenta una imagen de dicho diseño y las dimensiones del mismo, de manera que podremos comparar las dimensiones de nuestro vehículo con el presentado. Asimismo relacionando los valores de nuestro vehículo con el del modelo a presentar podremos obtener un valor de altura para luego compararlo con las relaciones antes mostradas.

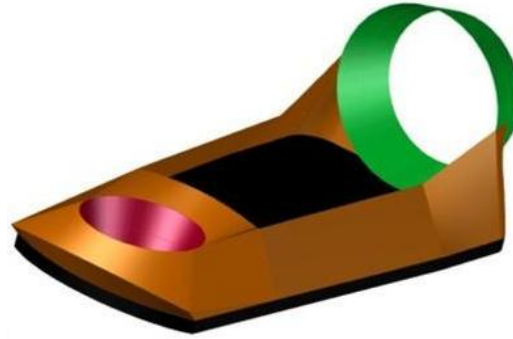


Figura 2.8 Modelo 3D creado por Kevin Mattison [6]

Las dimensiones del vehículo diseñado por Kevin Mattison son las siguientes:

Largo: 14 ft (4.26 m)

Ancho: 6 ft (1.8 m)

Alto: 2 ft (0.6 m)

Hay que tener en cuenta que cuando nos referimos a la altura, solo es la dimensión máxima de la cabina, ya que no se considera para este dato la altura del ducto del sistema de propulsión. Como se puede apreciar, en el caso del vehículo mostrado la relación entre  $D:W$  es aproximadamente 1:4. Tomando esta nueva relación como referencia, podemos determinar que la altura de nuestro vehículo (sin tomar en cuenta la falda flexible) será de 0.5 metros. Cabe mencionar que esta dimensión cumple los parámetros y recomendaciones brindadas anteriores.

## 2.5. Selección del tipo de falda

Uno de los componentes principales de los aerodeslizadores son las faldas flexibles, ya que permitieron el perfeccionamiento y la viabilidad en el desarrollo de esta clase de vehículos. Estas faldas flexibles fueron inventadas por fue C.H. Latimer Needman en 1958 [7]. En un inicio cuando no se contaba con estos accesorios los aerodeslizadores solo eran capaces de navegar en mares con olas de 0.5 metros como máximo, esto debido a que si las olas excedían dicha altura golpearían la estructura del aerodeslizador y generarían la tan indeseable fuerza de arrastre provocada por la agitación de las olas. Además al no contar con las faldas flexibles no se podía pasar a

través de obstáculos muy altos, limitándose simplemente a poder pasar por encima de obstáculos que tuviesen una altura menor a la del colchón de aire generado. Por todo lo antes dicho eran necesarios colchones de aire de gran altura para poder superar obstáculos grandes, lo cual implicaba un mayor consumo de potencia por parte del vehículo. Una vez que se desarrollaron las faldas flexibles estas absorbían los impactos de los obstáculos, con lo que se podía cruzar superficies mas irregulares, además de poder navegar en mares con olas de hasta 1.5 metros en algunos casos.

En resumen, las ventajas que brinda el uso de faldas flexibles se podrían enumerar en:

- a. Significativa reducción de la potencia requerida para la sustentación;
- b. Aumento de la capacidad de superar obstáculos al conseguir mayor altura entre la estructura rígida y el suelo;
- c. Real capacidad anfibia;
- d. Reduce la fricción en aguas no agitadas;
- e. Mejora de la maniobrabilidad del vehículo;
- f. Mejora del mantenimiento de los aerodeslizadores, debido a que las faldas flexibles pueden ser fácilmente removidas y cambiadas.

Asimismo se puede mencionar que hay varios tipos de faldas flexibles con sus respectivas variantes, pero para efectos prácticos se podrían agrupar en 4 grupos de acuerdo a su forma constructiva, las cuales son mostradas a continuación:

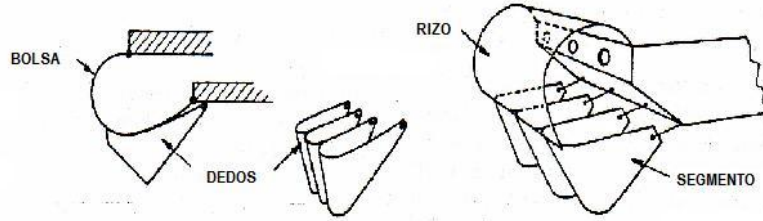


Figura 2.6a - Falda de Bolsa con Dedos

Figura 2.6b - Falda de Rizo con Segmentos

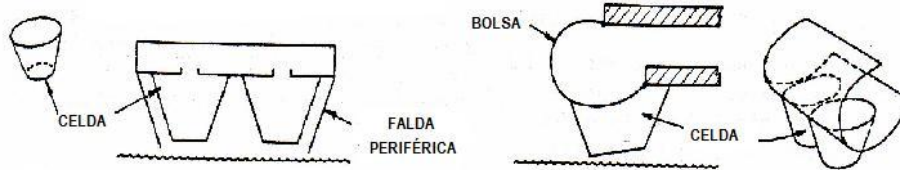


Figura 2.6c - Falda de Celdas

Figura 2.6d - Falda de Celdas Periféricas



Figura 2.6e - Sellos Articados

**Figura 2.9** Sistemas de faldas básicos [8]

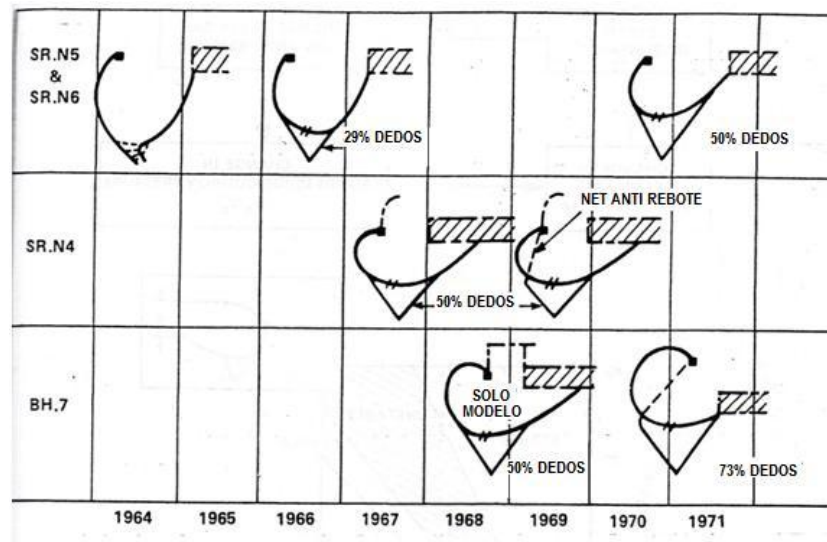
De esta clase de faldas flexibles la configuración más utilizada es la de falda de Bolsa con dedos, por su versatilidad y facilidad de instalación. A continuación se muestra un cuadro que presenta el desarrollo de este tipo de falda a lo largo de los primeros años.

SR.N1						
SR.N2						
SR.N3 o SR.N2- Mk 2 CIVIL	SECCIONES TÍPICAS DE LAS FALDAS PERIFÉRICAS					
SR.N5						
SR.N6						
	1960	1961	1962	1963	1964	1965

**Figura 2.10** Desarrollo de la falda tipo bolsa hasta 1966 [9]



Un aspecto importante a la hora de analizar este tipo de faldas es la relación de las dimensiones de la bolsa con respecto de los dedos. Esto se debe a que un cambio en las dimensiones de estas pueden afectar la estabilidad del vehículo y su capacidad para atravesar superficies irregulares (cabe recordar que un vehículo de esta clase está diseñado para atravesar solo superficies regulares pero las faldas flexibles permiten transitar en superficies irregulares). A lo largo de los años se han realizado diversas pruebas para optimizar el diseño de dichos accesorios y su performance y a continuación se presenta un cuadro con los resultados obtenidos durante los años 60.



**Figura 2.11** Desarrollo de la longitud de los dedos [10]

Otro aspecto importante a tomar en cuenta a la hora de seleccionar el tipo de falda es el material del que estará compuesto. El material deberá cumplir con ciertas características entre las cuales destaca flexibilidad, ligereza, impermeabilidad, resistencia tensil y resistencia a la abrasión. Asimismo el material deberá ser capaz de operar a variadas temperaturas sin perder las características antes mencionadas, esto debido a la posibilidad de operar en zonas muy calientes como el desierto, así como en zonas muy frías tales como en nevados. Para lograr las características deseadas se utiliza materiales muy variados tales como tela de PVC o de Nylon.

Finalmente, después de estudiar los distintos tipos de faldas y revisar diversos planos constructivos se decidió a utilizar una falda flexible de tipo bolsa sin dedos de tela de

PVC. Esto debido a que su diseño es sencillo, es la configuración más sencilla a la hora de realizar el ensamble de la falda y el material es de bajo costo y cumple con las características antes mencionadas. Asimismo debido a que el vehículo a diseñar será del tipo ligero recreacional, las cargas que soportara serán muy bajas y los obstáculos que tendrá que atravesar no serán muy altos, la configuración elegida es suficiente para su correcta operación. No es necesaria la utilización de dedos ya que al ser un vehículo recreacional su uso no será tan frecuente y este tipo de accesorios se utilizan en vehículos que serán utilizados constantemente para evitar el desgaste de su bolsa (los dedos se desgastan evitando que la bolsa sufra daño alguno).

## 2.6. Definición del sistema de suspensión

Como se mencionó en el inicio de este capítulo, la función principal del sistema de propulsión de un aerodeslizador es la de generar un caudal mínimo de aire con una presión mínima para suspender el vehículo a cierta altura de la superficie en la que se desplaza. Para lograr este objetivo se utiliza ventiladores en la mayoría de los casos.

La definición del ventilador es la de una turbomáquina que toma aire del ambiente para suministrar un caudal de aire a cierta presión. Para lograr esto el ventilador cuenta con una serie de álabes rotativos que impulsan a las partículas de aire, incrementando su velocidad lo cual conlleva a aumentar su presión e induce al caudal de aire a moverse hacia cierta orientación con lo que se logra obtener el caudal antes mencionado.

Independientemente de su forma constructiva, la función de un ventilador es la misma. Sin embargo hay diferentes tipos de ventiladores que se acomodan mejor para ciertos usos, por lo que a continuación detallaremos los diferentes tipos de manera que a la hora de seleccionar el que utilizaremos en nuestro vehículo tengamos una visión más amplia de las ventajas y desventajas que nos implicaría utilizar cada uno de los tipos que se presentaran a continuación:

### 2.6.1. Ventilador Axial

En este tipo de ventiladores el flujo de aire es paralelo a su eje. Mayormente se clasifican según la clase del rotor que llevan. Las puntas de los álabes del rotor de

perfil aerodinámico giran con una luz anular muy fina mayormente en un cilindro que sirve de carcasa. Su funcionamiento es simple ya que el aire entra axialmente y sale con una componente rotacional debido al trabajo realizado por el torque del rotor. Debido al excesivo aumento de velocidad del aire se obtiene gran caudal pero no se aumenta significativamente la presión del mismo, por lo que son mayormente utilizados para suministrar grandes caudales a presiones no tan altas.



Figura 2.12 Ventilador axial

### 2.6.2. Ventilador Centrífugo

En este tipo de ventiladores el caudal ingresa axialmente (paralelo al eje) y la salida del mismo es radial al eje. La mayoría de ventiladores existentes en el mundo son de esta clase. Esta clase de ventilador consiste en un rotor girando en una carcasa de forma espiral. El aire ingresa de manera axial tal como se mencionó en líneas anteriores y es expulsado en la periferia hacia la descarga de la carcasa espiral. Por estar sometido a esa clase de carcasa, son capaces de incrementar significativamente la presión del aire. Al igual que en los ventiladores axiales, los ventiladores centrífugos son clasificados mayormente por la forma del rotor y por el ángulo de sus álabes.



Figura 2.13 Ventilador centrífugo

### 2.6.3. Ventilador de Flujo Mixto

Podría decirse que esta clase de ventiladores es una variación de los ventiladores axiales, en el cual se añade una componente radial del flujo (generalmente muy pequeña) en complemento a la ya conocida componente axial. La presión desarrollada por esta clase de ventiladores es comparable con la desarrollada por los ventiladores axiales de más alta presión.



Figura 2.14 Ventilador de flujo mixto

Asimismo hay una forma que no se nombró en los principales tipos de ventilador pero es muy usada en los aerodeslizadores de tipo recreacional. Son los ventiladores de tipo hélice que no poseen carcasa. No se consideró en el grupo anterior debido a que según algunos autores estos están dentro del grupo de los ventiladores axiales pero otros lo consideran un grupo independiente con grandes diferencias.

### 2.6.4. Ventilador Helicoidal

Es probablemente la forma más simple de un ventilador. Consiste en un motor directamente acoplado a un rotor formado de álabes que giran con un gran espacio muerto dentro de un orificio. Mayormente son utilizados para simplemente circular el aire en un ambiente cerrado. Los ventiladores de tamaño moderado (por encima de 1.25 m) usualmente tienen entre 3 a 6 álabes montados en un cubo de fundición. Los más grandes (suelen tener dimensiones por encima de los 7.5 m) son realmente ventiladores axiales en una cubierta muy corta a menudo llamados también ventiladores de placa, a veces extractores. No es recomendable usar ventiladores de hélice contra presiones mayores a 12.5 mm de columna de agua. Como se menciona esta clase de ventiladores son utilizados para sistemas de ventilación simples en caso de ser ventiladores pequeños, y para torres de enfriamiento en caso de ser de mayores dimensiones. Su eficiencia varía entre 60 a 75% dependiendo de su forma constructiva.



**Figura 2.15** Ventilador helicoidal

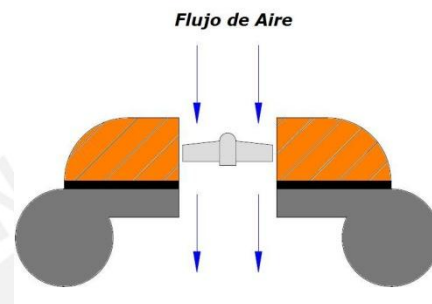
Como se pudo apreciar, dependiendo del ventilador a utilizar se obtendrán parámetros de caudal y presión diferente, esto debido a las configuraciones típicas de cada una de las variantes presentadas. Hay otro aspecto importante a considerar, el cual es la preferencia del constructor. En países como la Unión Soviética y Francia la mayoría prefiere utilizar ventiladores axiales mientras que en el Reino Unido prefieren los ventiladores centrífugos, a excepción del uso en pequeños vehículos recreacionales. En China es usual el uso de ventiladores centrífugos industriales, debido a su facilidad de adquisición o fabricación.

En los anexos (**Tabla C.1.a y C.1.b**) se presenta un cuadro con diferentes vehículos en el cual se indica el tipo de ventilador utilizado y sus características a manera de obtener una visión general del uso de estos componentes para generar la suspensión de esta clase de vehículos. Ahí puede apreciar que hay distintas formas de obtener la suspensión de un vehículo. Estos cuadros sirven para comparar las diferentes configuraciones utilizadas a lo largo de los años y compararlas a la hora de llegar a una selección final.

Luego de analizar las distintas configuraciones y recomendaciones de fabricantes, además de analizar varios planos de distintos vehículos, pudimos llegar a la conclusión de que dependiendo de la forma constructiva del vehículo, habrá un ventilador que se adecue a sus necesidades. Cuando nos referimos a la forma constructiva nos referimos a la estructura de la cámara de suspensión. La recomendación es la siguiente:

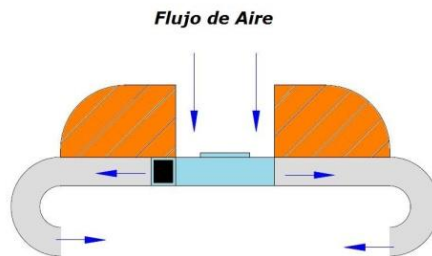
- a. Para vehículos que cuenten con una estructura tipo “plenum” son recomendables los ventiladores axiales y los helicoidales. Los helicoidales son recomendables para vehículos ligeros por su bajo peso y pequeñas

dimensiones. Asimismo en caso de que se cuente con una estructura de tipo “plenum” y se desee obtener presiones de sustentación muy altas, se podría optar por utilizar un ventilador de flujo mixto ya que su instalación es muy parecida a la de los ventiladores axiales. Si se desea utilizar un ventilador centrífugo en esta clase de vehículos será necesario adaptar una manga a la salida del aire y volver a direccionar el flujo de manera que este fluya hacia la superficie (se tendrá que volver a direccionar el aire en 90°).



**Figura 2.16** Sistema de suspensión usando un ventilador axial

- b. Para vehículos que cuenten con una estructura de jet periférico es recomendable el uso de ventiladores centrífugos, ya que estos vehículos cuentan con un difusor posterior al ventilador. Esta recomendación se debe a que como la salida del aire del ventilador es radial, saldrá directamente direccionado hacia el difusor y no se tendrá que volver a direccionar el aire, lo que provocaría mayores pérdidas en el sistema. No es para nada recomendable usar un ventilador axial en esta clase de vehículos ya que el aire golpearía directamente el ducto del difusor y habría grandes pérdidas en la suspensión.



**Figura 2.17** Sistema de suspensión usando un ventilador centrífugo

Por todo lo antes descrito, sabiendo que usaremos una estructura del tipo “plenum” decidimos el uso de un ventilador axial (o un ventilador helicoidal en caso se encuentre

uno en el mercado) como la mejor opción disponible. Una vez definido esto nuestro objetivo es definir el modelo del ventilador y el punto de operación del mismo, objetivo que se desarrollada en el siguiente capítulo del presente trabajo.

## 2.7. Definición del sistema de propulsión

El sistema de propulsión es otro aspecto de vital importancia a la hora de diseñar un aerodeslizador, ya que es el que genera el suficiente empuje para moverlo. Hay muchas alternativas para generar dicho movimiento, pero la selección depende mucho de la clase de vehículo que estemos diseñando. Por ejemplo algunos aerodeslizadores que son utilizados exclusivamente para mares o ríos utilizan jets acuáticos, lo cual le impide salir a cualquier superficie. Se han probado varias opciones para lograr la propulsión de los vehículos tales como remolques, palas, hélices, ventiladores en ductos, cohetes, entre otras formas. Incluso una manera aun no probada de generar movimiento sería la de utilizar velas de viento. Pero de todas las formas que se han probado las que se han probado las hélices aeronáuticas y los ventiladores en ductos son las más convenientes. En Europa se utiliza mayormente los ventiladores en ductos y en Norteamérica hay una mixtura de ambos. A continuación se presenta un cuadro (tabla 2.1) con las ventajas y desventajas en el uso de ambas y en los anexos (tabla **C.2.a** y **C.2.b**) otro en el que se muestran los vehículos más representativos que utilizaron estos como medio de propulsión:

**Tabla 2.1** Comparación entre uso de ventiladores y hélices para propulsión

	Ventilador en Ducto	Hélice
Timón	Si	Si
Empuje estático (lb./HP)	Entre 3 a 6	Entre 5 a 8
Peso	Menor	Mayor
Seguridad	Buena	Peor
Empuje Lineal	Baja	Alta
Ruido	Ligeramente más alta	Ligeramente más baja
Performance a contra viento	Satisfactoria	Pobre

Fuente: [BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima, 2000, pp. 12.]

Como se puede apreciar, el uso de hélices para generar propulsión es menos seguro pero a la vez es más eficiente. A pesar de las muchas ventajas de utilizar ventiladores

en ductos, optamos por la opción de utilizar hélices ya que es lo que mayormente se utiliza en esta clase de vehículos, además de que la mayoría de vehículos analizados durante la realización de la presente tesis utilizan este componente para generar propulsión, lo que nos servirá para comparar los resultados que obtendremos con los valores de los vehículos ya diseñados.

## 2.8. Consideraciones geométricas finales

A continuación se muestra un cuadro con la selección de los componentes analizados:

**Tabla 2.2** Resumen de características del vehículo

Distribución de potencia	Separados con unidades de potencia independientes
Estructura de la cámara de suspensión	“Plenum” con falda
Geometría de la base	Rectangular
Largo - $L$ (m)	4
Ancho - $B$ (m)	2
Altura - $H$ (m)	0.5
Falda	Bolsa sin dedos
Sistema de suspensión	Ventilador axial o helicoidal
Sistema de propulsión	Hélice aeronáutica con ducto

Como se pudo apreciar en los párrafos anteriores, la geometría del vehículo ha quedado totalmente definida. Asimismo se definió como se distribuirá la potencia hacia los sistemas de propulsión y suspensión, se decidió el tipo de falda flexible con la que contara el vehículo, y finalmente se decidió los componentes con los que se generara la suspensión y propulsión del vehículo. Estos aspectos son muy importantes para empezar los cálculos de diseño, pero antes se debe mencionar ciertos puntos que también deberán ser tomados en cuenta:

- a. El proceso de cálculo en el diseño de un aerodeslizador es un proceso iterativo. Esto implica que a medida que uno avance en los cálculos podrá cambiar ciertos datos y configuraciones. Con esto se quiere advertir que las dimensiones de largo y ancho antes descritas pueden variar durante el diseño.
- b. El objetivo de este trabajo es el del diseño aerodinámico del vehículo. Esto se limita a encontrar los componentes necesarios para generar el movimiento del



mismo y asegure su funcionamiento. En cuanto a los detalles constructivos, se tratará de brindar la mayor información omitiendo la información que consideremos irrelevante o que no esté considerada dentro del alcance del presente trabajo (alcance detallado en la introducción, resumen y conclusiones).

- c. Con toda esta información y especificaciones podremos calcular los parámetros más importantes del vehículo, que es el objetivo del presente trabajo. Para esto utilizaremos principios básicos de ingeniería y trataremos de adaptarlos. En el siguiente capítulo trataremos de explicar estos principios y como pensamos adaptarlos al diseño de esta clase de vehículos. Asimismo es importante mencionar que el diseño de esta clase de vehículos ligeros no ha sido muy tecnificado, ya que se cuenta con recomendaciones obtenidas por medios experimentales. Se utilizará esta información ya que es brindada por expertos en el tema, pero se tratará de comprobar ciertos valores a través de un cálculo numérico para comprobar su credibilidad. Finalmente cabe mencionar que en cuanto al diseño de vehículo de gran envergadura hay mucha información técnica, la cual incluye infinidad de formulas y graficas para el diseño; información que no ha sido comprobada para el diseño de vehículos ligeros recreacionales. Se tratará de aplicar información muy general de dichas teorías para ver la factibilidad de su aplicación a esta clase de vehículos, de manera que se pretende aportar mayor información a las personas que a futuro se interesen en el diseño de esta clase de vehículos.

## Referencia Bibliográfica

1. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, p. 11.
2. ibid.
3. SAMSONOV, Vassili, Asesor PUCP.
4. FITZGERALD, Christopher y WILSON, Robert, Light Hovercraft Design, pp. 8 -9.
5. HoverDesign, MATTISON, Kevin, 28 de abril de 2008  
<<http://www.hoverdesign.com>>
6. ibid.
7. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, p. 11.
8. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, p. 210.
9. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, p. 213.
10. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, p. 214.

## CAPÍTULO 3

### TEORÍA BÁSICA DE LOS AERODESLIZADORES

En el presente capítulo se abarca la teoría que rige el funcionamiento de los aerodeslizadores, la cual se puede dividir de manera muy general en los siguientes puntos [1]:

- a. Suspensión del vehículo
- b. Propulsión del vehículo

El objetivo a lograr es el de enunciar el marco teórico básico, de manera que las ecuaciones obtenidas sirvan para el desarrollo de un método de cálculo que permitan obtener los parámetros principales para el diseño de esta clase de vehículos. Asimismo cabe indicar que hay mucha teoría sobre otros aspectos de esta clase de vehículos tales como las faldas flexibles o la respuesta de la estabilidad en el mar ante la presencia de olas, teoría que no será desarrollada en este documento ya que no es el objetivo trazado al inicio.

#### 3.1. Estudio de la suspensión de los aerodeslizadores

El fin de la presente teoría es llegar a la determinación del caudal de aire a suministrar al colchón de aire y el incremento de presión que debe proporcionar el ventilador para lograr la fuerza de suspensión necesaria para permitir la suspensión del vehículo. Posterior a esto se pretende mostrar ciertas consideraciones que se deberán tener en cuenta a la hora de seleccionar un ventilador, de manera que podamos justificarla [2].

### 3.1.1. Teoría de colchón de aire

Los aerodeslizadores son vehículos capaces de suspenderse al lanzar un chorro de aire contra una superficie que se encuentra debajo del mismo. Este caudal de aire genera un colchón de aire capaz de suspender el vehículo, lo cual le permite transitar sobre superficies lo suficientemente regulares sin entrar en contacto con las mismas.

#### 3.1.1.1. Determinación de la presión

El principal fundamento teórico para el desarrollo de los vehículos de colchón de aire es el uso del concepto de diferencia de presiones para poder suspender el vehículo en el aire. Para lograr este objetivo es necesario que el aerodeslizador cuente con un sistema de suspensión capaz de generar una presión lo suficientemente grande para vencer la presión atmosférica.

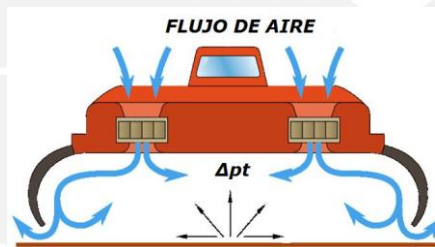


Figura 3.1 Esquema de funcionamiento de un aerodeslizador

Como se puede apreciar el aire es tomado del exterior por el sistema de suspensión (en este caso compuesto por ventiladores) para elevar la presión del fluido, de manera que este caudal pasa hacia el “plenum” y es expulsado contra la superficie que se encuentra debajo del vehículo. Esta presión  $p_b$  generada deberá ser mayor a la presión atmosférica de manera que sea posible la suspensión del vehículo. Una vez hallada esta diferencia de presiones se deberá analizar el peso del vehículo para poder hallar un equilibrio estático de fuerzas para asegurarla asegurar la suspensión del vehículo.

Para llegar a utilizar este principio de funcionamiento se tuvieron que realizar gran cantidad de ensayos tales como los realizados por Sir Thornycroft y Sir Cockerell, ensayos que se describieron en capítulos anteriores del presente trabajo. Esta teoría es conocida actualmente como la Teoría de colchón de aire (“*Air Cushion Theory*”) y

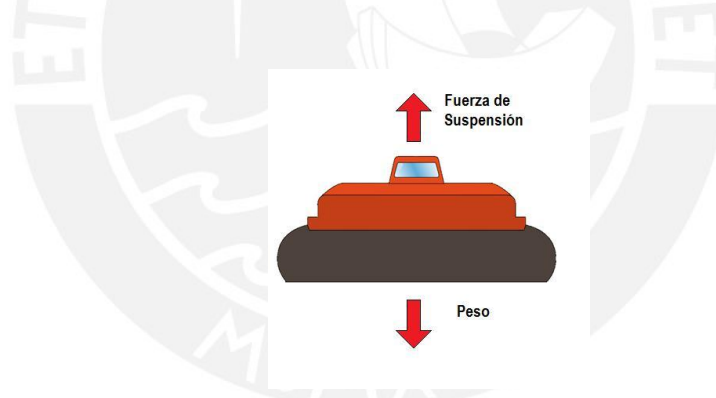
es la teoría fundamental que describe el principio de operación del funcionamiento de esta clase de vehículos [3].

Para esto por conceptos de física básica sabemos que:

$$p_c = \frac{F_s}{A_i} \quad (3.1)$$

donde  $F_s$  es la fuerza de suspensión,  $A_i$  es el área inferior del vehículo, y  $p_c$  es la presión teórica efectiva de suspensión (presión de colchón de aire), presión que es igual a la diferencia de presiones entre la presión generada por el sistema de suspensión  $p$  y la presión atmosférica  $p_{atm}$ .

En pocas palabras se puede decir que  $p_c$  es la presión manométrica generada en el colchón de aire que es capaz de generar la fuerza de suspensión necesaria para generar la fuerza de suspensión mostrada en la figura posterior.



**Figura 3.2** Diagrama de cuerpo libre de un aerodeslizador

Sabiendo que el vehículo cuenta con un peso debido a los componentes que lo conforman contando además a los pasajeros y la carga que llevara, esta fuerza de suspensión deberá ser capaz de soportar el peso total del vehículo en operación, generando un equilibrio estático que se plantea en la siguiente ecuación:

$$\begin{aligned} \sum F &= F_s - W_v \times g = 0 \\ F_s &= W_v \times g \end{aligned} \quad (3.2)$$

donde  $W_v$  es el peso total del vehículo.

De manera que conociendo el peso total del vehículo podremos obtener la fuerza de suspensión requerida para el funcionamiento del mismo. Este análisis nos da la posibilidad de poder realizar un análisis directo teniendo definido el peso del vehículo y el área inferior del mismo. Para realizar este análisis se asume que el área inferior del vehículo no variará durante el proceso de cálculo y se asume un pequeño factor de seguridad  $F.S.$  en el peso del vehículo. Reemplazando la ecuación (3.2) en la ecuación (3.1) y considerando el factor de seguridad obtenemos:

$$p_c = \frac{F.S. \times W_v \times g}{A_i} \quad (3.3)$$

Finalmente se deberá agregar un factor de corrección al área inferior  $\eta_A$ , ya que debido a su geometría curva el área efectiva es un poco menor. Diversos autores y diseñadores proponen un valor de  $\eta_A$  de 0.9 para corregir este valor [4].

$$p_c = \frac{F.S. \times W_v \times g}{\eta_A \times A_i} \quad (3.4)$$

De manera que con esta ecuación se puede calcular fácilmente la presión manométrica necesaria para suspender esta clase de vehículos.

### 3.1.1.2. Determinación del caudal

Otro factor importante a considerar en el funcionamiento de esta clase de vehículos es caudal de aire generado por el sistema de suspensión  $Q_s$ , ya que de este parámetro depende la altura del colchón de aire, parámetro que evita que se genere fricción entre la superficie inferior del vehículo y la superficie sobre la cual transita. Para calcular este parámetro es necesario conocer la velocidad de salida del chorro de aire  $V_s$  y el área de salida  $A_s$  del mismo, tal como se muestra en la siguiente relación:

$$Q_s = V_s * A_s \quad (3.5)$$

Es importante mencionar que el valor del área de salida del chorro del aire depende directamente de la altura del colchón de aire  $h$  por lo que a la hora de calcular este

valor se debe considerar la altura necesaria basándonos en recomendaciones de constructores o de experiencias similares.

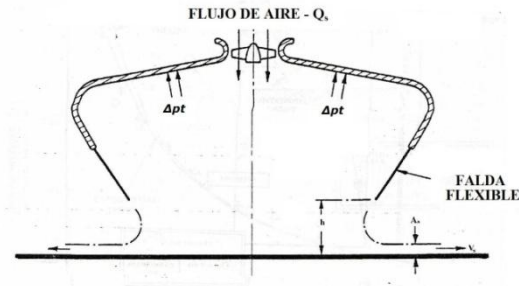


Figura 3.3 Esquema del sistema de suspensión [5]

Para calcular la velocidad del aire deberá ser utilizada la ecuación de Bernoulli mostrada a continuación:

$$\frac{p - p_{atm}}{\rho} + g * (Z_f - Z_i) + \frac{V_s^2 - V_i^2}{2} = 0 \quad (3.6)$$

donde  $p$  es la presión total generada por el sistema de suspensión,  $p_{atm}$  es la presión atmosférica,  $\rho$  es la densidad del fluido,  $Z_f$  es la altura geodésica final del fluido,  $Z_i$  es la altura geodésica inicial del fluido,  $V_s$  es la velocidad de salida del fluido de la cámara del vehículo y  $V_i$  es la velocidad inicial del fluido.

Sabiendo que se desprecian las alturas geodésicas ya que las dimensiones del vehículo son despreciables para este cálculo, y que el aire tomado para el funcionamiento del vehículo parte del reposo, se puede reordenar esta ecuación de la siguiente forma:

$$V_s = \sqrt{\frac{2 * (p - p_{atm})}{\rho}} \quad (3.7)$$

Sabiendo que la diferencia de presiones mostrada se puede escribir de la siguiente manera:

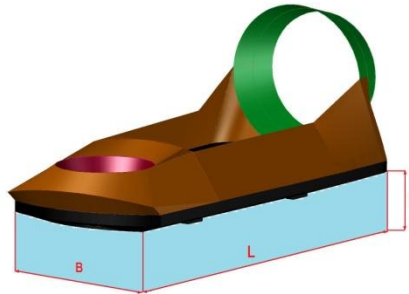
$$p_c = p - p_{atm} \quad (3.8)$$

la relación descrita en líneas anteriores quedará de la siguiente forma:

$$V_s = \sqrt{\frac{2 * p_c}{\rho}} \quad (3.9)$$

De manera que se podrá calcular fácilmente el valor de la velocidad del chorro de aire expulsado por la cámara de aire.

Posterior a este cálculo se deberá calcular el valor del área de salida del chorro de aire. Para calcular este valor es necesario conocer la geometría básica del vehículo. Conocida la geometría, fácilmente se puede hallar el área que vendría a ser la que se muestra a continuación:



**Figura 3.4** Área de salida del caudal del aire de suspensión

En la figura mostrada se muestra la altura del colchón de aire, así como la geometría básica del vehículo indicando el área de salida del aire. Se puede apreciar que la salida del aire es a lo largo de todo el perímetro de la cámara, por lo que se podría definir el área de salida de la siguiente manera:

$$A_s = h * (2L + 2B) \quad (3.10)$$

Reemplazando las ecuaciones (3.9) y (3.10) en la ecuación (3.5) obtendremos:

$$Q_s = \sqrt{\frac{2 * p_c}{\rho}} * h * (2L + 2B) \quad (3.11)$$

De manera que con esta ecuación queda definido el caudal de aire necesario para evitar el contacto del vehículo con el suelo, conservando el colchón de aire.



### 3.1.2. Eficiencia del sistema de suspensión y determinación de su potencia

El sistema de suspensión es uno de las partes claves en cualquier aerodeslizador, pero a pesar de esto, no es un componente muy eficiente aerodinámicamente hablando. A pesar de que la eficiencia de los ventiladores varía entre 80 a 87 por ciento, en algunos vehículos de colchón de aire la eficiencia de dicho sistema llega a ser muy baja llegando en casos extremos a 40%. El restante 60% se pierde en ineficiencias de la toma de aire, perdida en los difusores y perdidas en los sistemas de falda flexible. Estos datos proporcionados se refieren a vehículos de gran envergadura, por lo que las proporciones de pérdidas dadas suelen ser mucho menores en vehículos ligeros tal como es el caso del que estamos diseñando.

Una forma de cuantificar las pérdidas es ilustrando la distribución de presiones a través de los componentes del sistema de suspensión. Esto se calcula hallando la variación de la velocidad del aire a lo de los componentes y asumiendo ciertos factores que simulen las perdidas a lo largo del sistema. A continuación, la figura 3.5 presenta el esquema del sistema de suspensión del SR.N5 con sus respectivos componentes, así como la distribución de las presiones a lo largo del sistema. Este esquema puede servir de manera general para entender y cuantificar las pérdidas en cualquier sistema de suspensión [6].

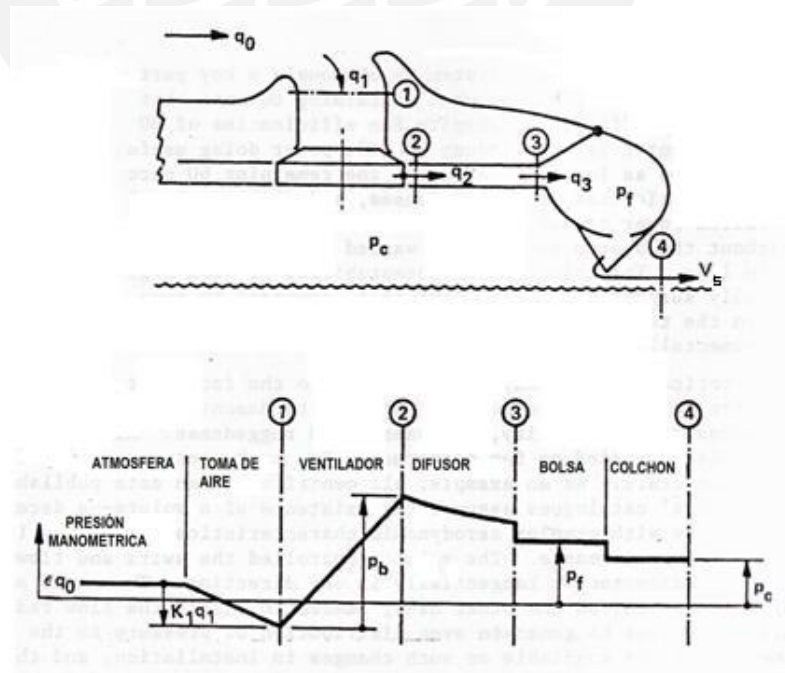


Figura 3.5 Distribución típica de presiones a través del sistema de suspensión [7]

En el caso de la figura 3.5, se puede apreciar como varía la presión conforme el fluido recorre los distintos componentes del sistema de suspensión. La imagen mostrada es la de un vehículo SR. N5 con un ventilador centrífugo instalado. Dependiendo de la clase de vehículo y la clase de ventilador variarán los componentes instalados pero esta imagen gráfica claramente como se distribuye la variación de presión. El cálculo de estas pérdidas ya es un tema más complicado, ya que como estas dependen de la velocidad del aire en cada uno de los componentes del sistema, es necesario realizar mediciones, por lo que solo se puede aplicar a modelos ya existentes.

Como se pudo apreciar la presión disminuye conforme llega al colchón de aire, por lo que una manera de medir la eficiencia es simplemente dividiendo la presión que llega al colchón entre la presión generada por el ventilador. Una manera de hallar cuánto decae la presión generada en el sistema de suspensión es asumir una eficiencia que puede variar entre 60 a 80% y hallar la presión del colchón de aire tal como se presenta en la siguiente ecuación:

$$\Delta p_t = \frac{p_c}{\eta_s} \quad (3.12)$$

donde  $\Delta p_t$  es la presión del ventilador ( $p_b$  en la figura 3.5). Esta forma es muy directa y muy práctica y podrá ser comparada más adelante con las fórmulas usadas para vehículos de gran envergadura para analizar los resultados.

Es importante mencionar que una vez determinada la presión manométrica del ventilador  $\Delta p_t$  en función de la presión del colchón de aire  $p_c$ , se debe utilizar este valor para calcular el equilibrio estático del vehículo y en la del caudal a suministrar al colchón de aire, ya que esta presión es la que realmente sustenta al vehículo. Por eso se deberá cambiar las ecuaciones (3.1) y (3.9) antes mencionadas de la siguiente manera:

$$\Delta p_t = \frac{F_s}{\eta_s \times A_i} \quad (3.13)$$

$$V_{salida} = \sqrt{\frac{2 \times \Delta p_t}{\rho}} \quad (3.14)$$

Quedando definida la presión manométrica generada por el ventilador y el caudal a suministrar de la siguiente manera:

$$\Delta p_t = \frac{F \cdot S \times W_v \times g}{\eta_s \times \eta_A \times A_i} \quad (3.15)$$

$$Q_s = \sqrt{\frac{2 \times \Delta p_t}{\rho}} * h * (2L + 2B) \quad (3.16)$$

Con esto se realizara un cálculo más aproximado ya que se estará considerando la eficiencia del sistema de suspensión.

Una vez determinado el punto de operación del ventilador ( $Q_s$ ,  $\Delta p_t$ ) podremos calcular el consumo de potencia del ventilador, aspecto muy importante a la hora de seleccionar la unidad que suministrara la potencia requerida para su accionamiento. Esta potencia  $P_s$  se calcula de la siguiente manera:

$$P_s = Q_s \cdot \Delta p_t \quad (3.17)$$

Una vez calculado este valor podremos pasar a la selección del motor adecuado para el accionamiento del ventilador, teniendo en cuenta que dependiendo de la eficiencia de la transmisión que se tenga se tendrá que multiplicar dicha potencia por un factor que compense las pérdidas durante el suministro de energía.

### 3.1.3. Consideraciones a la hora de seleccionar el ventilador

Un aspecto muy importante a la hora de diseñar el sistema de propulsión de un aerodeslizador es la selección del ventilador. Como se explico en el capitulo anterior, hay diversos tipos de ventiladores, los cuales tiene sus ventajas y desventajas a la hora de usarlos en esta clase de vehículos. Para esta clase de vehículos mayormente se usan tres tipos; los cuales son los axiales, los centrífugos y los de flujo mixto. Diversos autores proponen ciertos métodos numéricos para determinar una mejor selección utilizando el número específico de revoluciones. Este método consiste en calcular este valor y proponen un rango de aplicación de acuerdo al valor obtenido. Este valor se puede hallar de dos maneras las cuales son las siguientes:

- a. Número específico de revoluciones de caudal o número de Brauer ( $N_q$ ).

$$N_q = \frac{N\sqrt{Q}}{H^{3/4}} \quad (3.18)$$

- b. Número específico de revoluciones de potencia o número de Camerer ( $N_c$ ).

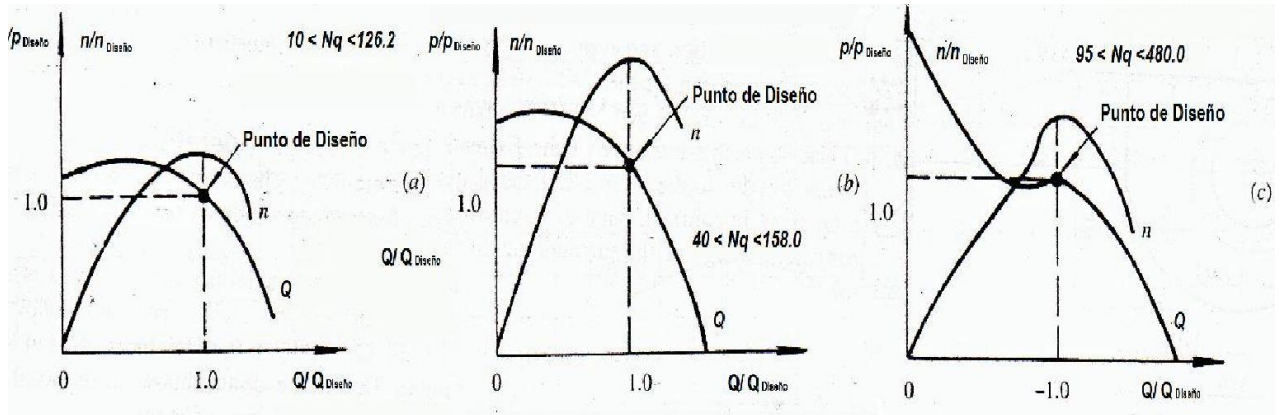
$$N_c = \frac{N\sqrt{P}}{H^{5/4}} \quad (3.19)$$

donde  $N_q$  o  $N_s$  es igual al número específico de revoluciones (rpm),  $H$  es la presión total del ventilador (metros de columna de aire),  $Q$  es el caudal del ventilador ( $\text{m}^3/\text{s}$ ), y  $N$  es igual a la velocidad de rotación del ventilador (rpm).

A continuación mostramos los rangos de trabajo recomendados con respecto a  $N_q$ , cifra que es mayormente usado para el estudio de los ventiladores (los coeficientes antes presentados son usados en varios tipos de turbomáquinas)

$10 < N_q < 126$	Apropiado para ventiladores centrífugos
$40 < N_q < 158$	Apropiado para ventiladores de flujo mixto
$95 < N_q < 480$	Apropiado para ventiladores axiales

A continuación se muestra las curvas características de los 3 tipos de ventiladores mencionados de manera que se pueda apreciar su comportamiento y sus puntos de operación.



**Figura 3.6** Curvas características de 3 tipos de ventiladores: (a) ventilador centrífugo con alabes inclinadas hacia atrás; (b) ventilador de flujo mixto; (c) ventilador axial [8]

Cabe mencionar que estos rangos son tan solo recomendaciones, ya que dependiendo de la forma constructiva del vehículo así como preferencias del constructor (explicado en el capítulo anterior) también podrá variar el tipo de ventilador requerido.

### 3.2. Estudio de la de propulsión en los aerodeslizadores

El fin de la presente teoría es llegar a la determinación de la potencia necesaria y las revoluciones optimas para que la hélice pueda generar el empuje necesario para el desplazamiento del vehículo. En primer lugar se describirán los principios físicos que permiten realizar un cálculo aproximado, de manera que se pueda realizar una estimación de los requerimientos energéticos de propulsión. Posterior a esto se procederá a mostrar de manera muy general a la teoría aerodinámica que rige a las hélices aeronáuticas, de manera que se pueda entender su comportamiento y las ecuaciones que describen su comportamiento. Finalmente se mostraran métodos de cálculo alternativos, algunos basados en experiencias de constructores especializados en esta clase de vehículos y otros que se basan en el uso de las teorías aerodinámicas apoyados en métodos numéricos.

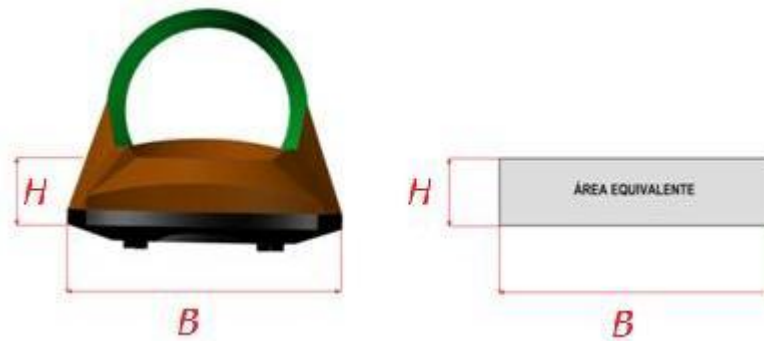
#### 3.2.1. Teoría básica de un sistema de propulsión

Para generar el movimiento transversal los aerodeslizadores cuentan con un sistema de propulsión que genera una fuerza de empuje necesaria para mover el vehículo.

Para estimar la fuerza de empuje  $F_p$  utilizaremos la siguiente expresión obtenida de libros especializados:

$$F_p = D = \frac{A_t \cdot \rho_a \cdot V_v^2 \cdot C_D}{2} \quad (3.20)$$

donde  $D$  es la fuerza de arrastre del vehículo,  $A_t$  es igual al área transversal del vehículo,  $\rho_a$  es la densidad del aire,  $V_v$  es la velocidad del desplazamiento y  $C_D$  es el coeficiente de arrastre del vehículo. El área transversal fácilmente se puede determinar conociendo la geometría del vehículo tal como se muestra en la siguiente figura:



**Figura 3.7** Esquema frontal de un aerodeslizador

Una vez conocido el valor de la fuerza de empuje es posible determinar la potencia necesaria en el sistema de propulsión para generar dicha fuerza. Para calcular esto se utiliza la siguiente ecuación:

$$P_p = \frac{F_e \cdot V_v}{\eta_H \times \eta_T} \quad (3.21)$$

donde  $P_p$  es la potencia de propulsión necesaria,  $\eta_H$  es la eficiencia de la hélice y  $\eta_T$  es una eficiencia de transmisión que se considera debido a que entre el motor y la hélice deberá haber un mecanismo para transmitir la potencia..

Reordenando dichas expresiones podemos obtener que:

$$P_p = \frac{A_t \cdot \rho_a \cdot V_v^3 \cdot C_D}{2 \times \eta_H \times \eta_T} \quad (3.22)$$

ecuación que nos permite calcular directamente la potencia de propulsión necesaria para desplazar el vehículo.

Estos cálculos nos permiten hallar de manera directa y rápida los requerimientos energéticos del sistema de propulsión, sin embargo en esos cálculos no se toma en cuenta la geometría del componente que suministrara el empuje, que en nuestro caso es una hélice aérea. Por consiguiente para realizar una selección se deberá profundizar en los cálculos utilizando para esto teorías aerodinámicas que describan el comportamiento de la hélice.

### 3.2.2. Teoría de hélices aéreas

Una hélice es esencialmente una turbomáquina de flujo abierto (*extruded flow machine*) que transmite potencia convirtiendo movimiento rotacional en empuje para vehículos tales como aviones, barcos o submarinos a través de masas de agua o aire. Estas consisten en dos o más palas separadas simétricamente unidas a un cubo central. Cada pala actúa como un ala giratoria (las palas de las hélices son en teoría alas compuestas de perfiles aerodinámicos) que genera las fuerzas de empuje necesarias para desplazar los vehículos que las utilicen.

Esto se debe a que su forma constructiva contempla que conforme aumenta el radio de la pala desde la parte unida al cubo central hasta su extremo más lejano, va cambiando el ángulo de paso de la misma. Al cambiar el ángulo de paso va variando su perfil aerodinámico según su distanciamiento al cubo central.



Figura 3.8 Hélice Hamilton

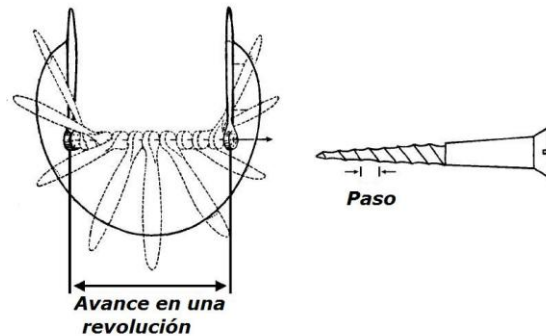


Figura 3.9 Concepto de paso de una hélice

Debido a esta variación del ángulo conforme aumenta el radio, se compara mucho a estas hélices con un tornillo, esto debido a que en un tornillo conforme avanza la rosca llega un punto en el que al dar una revolución entera se ha recorrido una distancia que es conocida como paso. En la hélice si damos una revolución entera al Angulo de paso, habremos aumentado una cierta distancia en el radio, distancia que es conocida como el paso de la hélice. El análisis aerodinámico de dichas hélices es algo muy complejo y no se cuenta con mucha información al respecto. Sin embargo en párrafos posteriores mencionaremos ciertas teorías aerodinámicas que permiten describir su funcionamiento y la variación en la generación de empuje y consumo de potencia de acuerdo a su geometría

### 3.2.2.1. Definición de perfil aerodinámico

Un perfil aerodinámico es una forma geométrica que al desplazarse a través del aire tiene la capacidad de generar una presión distribuida a su alrededor que crea una fuerza de sustentación y además, una fuerza de arrastre.

Es uno de los elementos principales a la hora de diseñar de alas de una aeronave para generar su suspensión, así como de las palas de una hélices o de los álabes de ventiladores y bombas axiales, entre otras turbomáquinas.

Para su estudio y desarrollo los perfiles aerodinámicos son sometidos a ensayos realizando pruebas en túneles de viento, donde se intenta medir la sustentación generada al variar el ángulo de ataque y las condiciones del flujo expulsado por el túnel. Posterior a esto se llevan los valores obtenidos para su procesamiento, para luego poder plasmarlo en un grafico de características del perfil, de manera que se pueda predecir su comportamiento.

Los perfiles aerodinámicos se caracterizan por los siguientes parámetros:



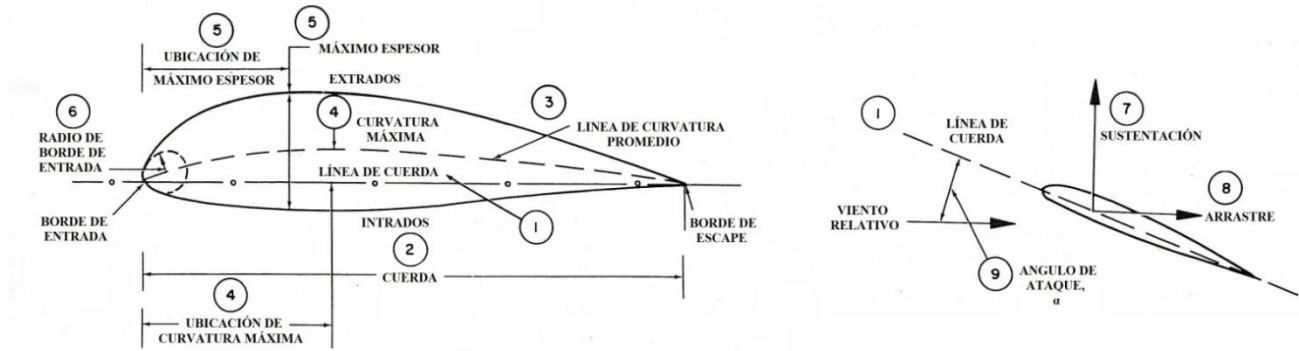


Figura 3.10 Terminología de los perfiles aerodinámicos [9]

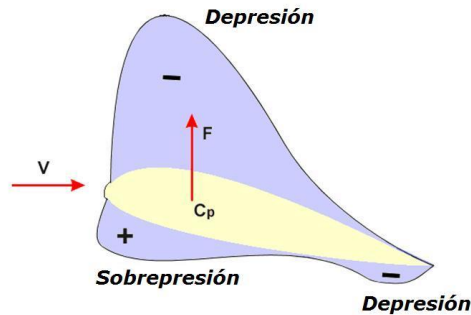


Figura 3.11 Distribución de presiones de un perfil aerodinámico

### 3.2.2.2. Coeficientes adimensionales de una hélice

La fuerza de empuje  $F_p$  y el torque  $T$  de una hélice pueden ser expresados como funciones de la velocidad axial  $V$ , el número de revoluciones por unidad de tiempo  $N_p$ , y el diámetro  $D_H$ ; y el punto de operación de una hélice está definido por su avance por revolución  $V/N_p$  [10]. Sin embargo, es preferible expresar las características de una hélice de manera adimensional. El punto de operación es por siguiente definido por la relación avance-diámetro:

$$J = \frac{V}{N_p \cdot D_H} \tag{3.23}$$

y la fuerza de empuje y el torque pueden ser representados por los siguientes coeficientes adimensionales:

$$C_{F_p} = \frac{F_p}{\rho N_p^2 D_H^4} \quad (3.24)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho N_p^2 D_H^5} \quad (3.25)$$

donde  $\rho$  es la densidad del fluido. En ciertas ocasiones es conveniente reemplazar el torque  $T$  por la potencia  $P_p$  absorbida por la hélice, y el coeficiente adimensional correspondiente es:

$$C_p = \frac{P_p}{\rho N_p^2 D_H^5} \quad (3.26)$$

Dado que la potencia  $P$  es equivalente a  $2\pi nQ$ , los coeficientes de torque y potencia están relacionados por la siguiente ecuación

$$C_p = 2\pi C_T \quad (3.27)$$

Finalmente la eficiencia de la hélice puede ser definida como

$$\eta = \frac{VF_p}{P_p} = J \frac{C_{F_p}}{C_p} \quad (3.28)$$

Los coeficientes adimensionales precedentes mantienen el mismo valor sin importar el sistema de unidades que se utilice, sin embargo es necesario usar un sistema de unidades consistente. Por ejemplo, si la unidad convencional en ingeniería para el empuje es en libras, el diámetro en pies, y la unidad de tiempo en segundos, pues entonces la velocidad deberá ser expresada en pies por segundo, la potencia en pies-libras por segundo, y la densidad en slugs<sup>-1</sup> por pie cubico. Un ejemplo de curvas típicas del coeficiente de la fuerza de empuje  $C_{F_e}$ , el coeficiente de potencia  $C_p$ , y la eficiencia  $\eta$  con respecto a la relación avance-diámetro se muestra en la siguiente figura

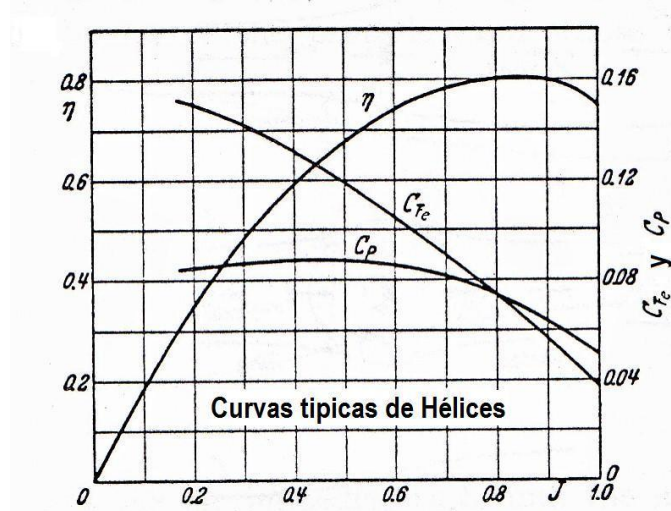


Figura 3.12 Curvas típicas de hélices [11]

### 3.2.2.3. Teoría del Momento Axial

La función principal de una hélice o de cualquier sistema de propulsión similar es generar un empuje horizontal a lo largo de su eje, y este empuje es obtenido al impartir un movimiento hacia atrás al fluido en el cual opera. La producción de dicho empuje esta sin embargo inevitablemente asociada a cierta pérdida de energía la cual está representada a través de la energía cinética del movimiento del fluido. Perdidas adicionales están asociadas al movimiento rotacional impartido al fluido por el torque de la hélice y la fricción generada entre la hélice y el fluido. Al analizar inicialmente el comportamiento de la hélice es conveniente despreciar estas pérdidas adicionales y desarrollar una teoría para una hélice ideal sin fricción de arrastre en las palas y ningún movimiento rotacional en la superficie de deslizamiento del aire. Asimismo en la estimación inicial de la fuerza de empuje se asumirá que esta está uniformemente distribuida a lo largo del disco circular generado por las palas de la hélice.

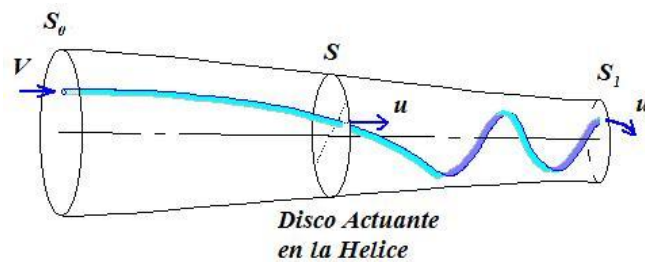


Figura 3.13 Variación de la geometría de la estela de aire circulante por una hélice [12]

Consideramos una hélice de área de disco  $S$  avanzando a través del aire con una velocidad  $V$  a lo largo de su eje de rotación. Si  $P_p$  es la potencia requerida para accionar la hélice y  $F_e$  será el empuje a lo largo de su eje, la potencia útil generada por la hélice estaría definida por  $V \cdot T$  y la eficiencia de la propulsión quedara definida por:

$$\eta_p = \frac{V \cdot F_p}{P_p} \quad (3.29)$$

Por el principio de movimiento relativo, la reacción entre la hélice y el aire es la misma como si la hélice estuviese rotando en un punto fijo de la corriente de velocidad  $V$  en dirección a lo largo de su eje, y es conveniente asumir el movimiento en esta forma alternativa. Dada la reacción de la fuerza de empuje en el aire, una superficie de deslizamiento de aire con velocidad axial incrementada es formada detrás de la hélice y la forma natural de dicho flujo axial es de la forma tal como se muestra en la figura anterior. Asumimos que  $u_1$  es la velocidad axial de la última estela, donde la presión del aire ha recobrado su valor original, y tomamos a  $S_1$  la sección transversal de dicha estela. Luego asumimos que  $\rho$  es la densidad del aire, que el flujo másico de aire de la corriente generada está definido por  $S_1 \cdot \rho \cdot u_1$  y, igualando la fuerza de empuje de la hélice para incrementar el momento axial, obtenemos:

$$F_p = S_1 \cdot \rho \cdot u_1 (u_1 - V) \quad (3.30)$$

Asimismo, debido a que la hélice ha sido asumida para estar en reposo, el empuje no generaría potencia útil y la potencia  $P_p$  absorbida por la hélice debe ser igual al incremento de la energía cinética de la superficie de deslizamiento de aire, o expresado numéricamente:

$$P_p = \frac{1}{2} \cdot S_1 \cdot \rho \cdot u_1 (u_1^2 - V^2) \quad (3.31)$$

Alternativamente, si el aire es asumido que está en reposo, mientras la hélice avance con una velocidad axial  $V$ , la potencia útil generada por la hélice es  $V \cdot F_e$  y la energía cinética impartida a la superficie de deslizamiento de aire en unidad de tiempo es:

$$E = \frac{1}{2} S_1 \rho u_1 (u_1 - V)^2 \quad (3.32)$$

quedando definido el flujo másico de aire como  $S_1 \rho u_1$  y la velocidad impartida a la superficie de deslizamiento de aire es  $(u_1 - V)$ .

Según estas teorías básicas la potencia absorbida por una hélice queda definida por:

$$P_p = V \cdot F_p + E \quad (3.23)$$

y puede ser fácilmente verificada la consistencia de dicha ecuación con las ecuaciones previas.

Finalmente la eficiencia de la propulsión puede escribirse de la siguiente manera:

$$\eta_p = \frac{V \cdot P_p}{P_p} = \frac{2V}{u_1 + V} \quad (3.34)$$

Los resultados precedentes están expresados en términos de las dimensiones y la velocidad axial de la última estela de aire detrás de la hélice, pero si  $u$  es la velocidad axial a través del disco de la hélice la condición de continuidad de flujo requiere que:

$$Su = S_1 u_1 \quad (3.35)$$

Además, recordando que la hélice esta en reposo en una corriente de velocidad  $V$ , el trabajo realizado en el aire por la fuerza de empuje de la hélice es  $u \cdot F_p$  en unidades de tiempo, y este trabajo debe ser igual a la potencia  $P_p$  absorbida por la hélice y a la energía cinética impartida a la superficie de deslizamiento de aire en unidades de tiempo. Pero de las ecuaciones anteriores (3.30) y (3.31):

$$P_p = \frac{1}{2}(u_1 + V)F_p = u \cdot F_p \quad (3.36)$$

y por consiguiente:

$$u = \frac{1}{2}(u_1 + V) \quad (3.37)$$

Mostrando que la velocidad axial en el disco generado por el movimiento de la hélice es la suma aritmética de la velocidad axial  $V$  y la velocidad de la superficie de

deslizamiento de aire  $u_1$ . Asimismo la eficiencia de la hélice puede ser expresada ahora de la siguiente manera:

$$\eta_p = \frac{V}{u} \quad (3.38)$$

La conclusión de que la mitad del último incremento en la velocidad axial ha sido lograda cuando el aire pasó a través del disco generado por la hélice puede ser derivada de una manera alternativa a través de una aplicación de la ecuación de Bernoulli. Lejos al frente de la hélice todo el aire está a una misma presión  $p_0$  y velocidad  $V$  y por consiguiente también a la misma altura manométrica  $(p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho V^2)$ . Este valor de la altura manométrica total será retenido por el aire cuyo paso por afuera de la superficie de deslizamiento, donde el aire en la estela tiene la misma presión  $p_0$  pero una mayor velocidad  $u_1$ , y por consiguiente la altura manométrica total del aire en la superficie de deslizamiento ha sido incrementada por  $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (u_1^2 - V^2)$ . Procediendo ahora a los puntos inmediatamente después y antes del disco de la hélice, este incremento de la altura manométrica total se verá manifestado simplemente como un incremento de presión debido a que no habra discontinuidad de la velocidad mientras el aire pasa a través del disco de la hélice. Posteriormente aparece como si hubiese un repentino incremento detrás del disco de la hélice y este incremento de presión, actuando sobre todo el disco, representa el empuje de la hélice. Por esto la aplicación de la ecuación de Bernoulli nos proporciona:

$$F_p = \frac{1}{2} \cdot S \cdot \rho \cdot (u_1^2 - V^2) \quad (3.39)$$

y esta ecuación, aplicada en conjunto con las ecuaciones previas (3.30) y (3.35), nos lleva a la conclusión que la velocidad axial  $u$  es la suma aritmética de las velocidades  $V$  y  $u_1$ .

La representación de una hélice como un disco en el cual hay un repentino incremento de presión sin ninguna discontinuidad de velocidad fue introducido por R.E. Froude y es comúnmente conocida como la teoría del disco actuador de Froude. Una representación física del disco actuador (*actuator disc*) puede ser obtenida al considerar un par de hélices próximas girando en direcciones opuestas y diseñadas de

tal manera que el torque analizado a cualquier distancia radial del eje tiene el mismo valor en cada una de las hélices, en orden de que no deberá haber movimiento rotacional en la superficie de deslizamiento. Asimismo tiene que asumirse que cada hélice tiene un gran número de palas sin fricción y tener un ángulo de pala adecuado para generar una distribución de fuerza de empuje uniforme a lo largo de todo el disco generado por la hélice.

Para algunas aplicaciones es conveniente presentar los resultados del análisis precedente de una forma modificada. Escribiendo:

$$u = V(1 + a) \quad (3.40)$$

$$u_1 = V(1 + a') \quad (3.41)$$

donde  $a$  es la factor de interferencia axial y  $a'$  es el factor de nterferencia tangencial, las expresiones para la fuerza de empuje, potencia y eficiencia de la hélice pueden escribirse de la siguiente manera:

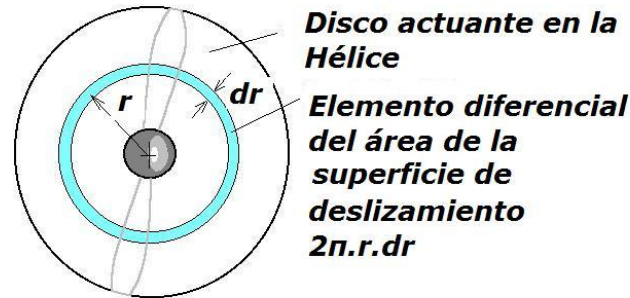
$$F_p = 2S\rho V^2(1 + a)a \quad (3.42)$$

$$P_p = 2S\rho V^3(1 + a)^2a \quad (3.43)$$

$$\eta_p = \frac{1}{1 + a} \quad (3.44)$$

#### 3.2.2.4. Teoría del Momento General

La teoría del momento axial descrita en párrafos previos fue desarrollada asumiendo que no hay movimiento rotacional en la superficie de deslizamiento y que la hélice puede ser reemplazada por un disco actuante que produce un incremento de la presión de fluido sin algún cambio de velocidad. Pero para un análisis más exhaustivo es necesario mencionar que la superficie de deslizamiento tendrá un movimiento rotacional generado por el torque de la hélice, lo que implica una pérdida de energía. Para extender esta teoría es necesario modificar las características del disco actuante asumiendo que también imparte un componente rotacional a la velocidad del fluido mientras que los componentes axiales y radiales permanecen iguales.



**Figura 3.14** Esquema del elemento diferencial del disco actuante [13]

Digamos que  $r$  sea la distancia radial de cualquier elemento anular del disco actuante de la hélice, que  $u$  y  $v$  sean respectivamente los componentes radiales y axiales de la velocidad del fluido y que  $\omega$  sea la velocidad angular impartida a la corriente de deslizamiento. En la estela final asumimos  $u_1$  como la velocidad axial y  $\omega_1$  es la velocidad angular impartida para la corriente de deslizamiento a una distancia  $r_x$  desde su centro.

Utilizando la condición de continuidad del flujo para un elemento anular:

$$u_1 \cdot r_1 \cdot dr_1 = u \cdot r \cdot dr \tag{3.45}$$

y la condición de momentum angular constante para el fluido cuando pase por la superficie de deslizamiento:

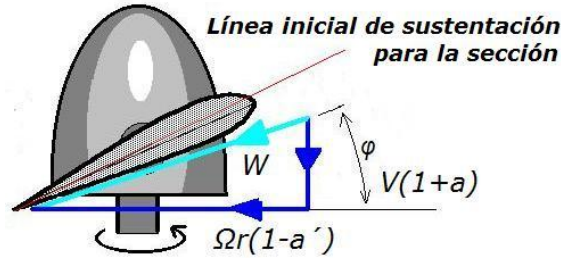
$$\omega_1 \cdot r_1^2 = \omega \cdot r^2 \tag{3.46}$$

Asimismo, dado que el elemento del torque de la hélice es igual al momentum angular impartido en unidad de tiempo a su correspondiente elemento anular de la superficie de deslizamiento, se podría definir al diferencial de torque como

$$dT = \rho \cdot u \cdot \omega \cdot r^2 \cdot dS \tag{3.47}$$

Ahora podemos definir que la velocidad axial en el disco actuante de la hélice es  $u$  o  $V \cdot (1 + a)$ , y la velocidad rotacional varia de cero en el frente del disco a  $\omega \cdot r$  detrás de él. Asimismo, la velocidad rotacional promedio de las palas, que están girando a una velocidad angular  $\Omega$ , es igual a  $(\Omega - \frac{1}{2} \omega) \cdot r$  o  $\Omega \cdot r(1 - a')$ .





**Figura 3.15** Triángulo de velocidades en término de los factores de interferencia [14]

El flujo relativo al elemento de pala a una distancia radial  $r$  puede ser representado tal como se muestra en la figura anterior y si definimos a  $\varphi$  es el ángulo de inclinación de la velocidad resultante  $W$  al plano de rotación, podemos expresar este término de las siguientes maneras:

$$W \sin \varphi = V(1 + a) \tag{3.48}$$

$$W \cos \varphi = \Omega \cdot r(1 - a') \tag{3.49}$$

De esta forma la velocidad  $W$  por consiguiente puede ser conocida en términos de los factores de interferencia  $a$  y  $a'$ .

Posterior a esto, derivando la ecuación (3.39) y reemplazando en ella los términos obtenidos de la figura (3.15) al valor  $u$ , podemos obtener que:

$$dF_p = 2\rho u(u - V)dS \tag{3.50}$$

$$dF_e = 4\pi \cdot \rho \cdot V^2(1 + a)a \cdot r \cdot dr \tag{3.51}$$

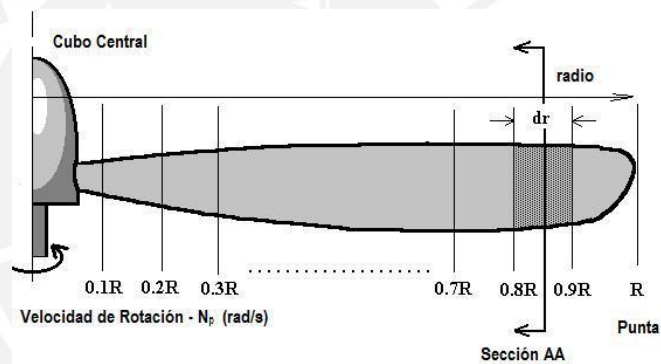
Asimismo, reemplazando en la ecuación (3.47) los mismos términos que utilizamos en la ecuación (3.50) y (3.51), obtendremos:

$$dT = 4\pi \cdot \rho \cdot V \cdot \Omega \cdot (1 + a)a' \cdot r^3 \cdot dr \tag{3.52}$$

Combinando esta teoría con la anterior, finalmente pudimos obtener dos ecuaciones que representen la fuerza de empuje y el torque en función de los factores de interferencia  $a$  y  $a'$ , ecuaciones que podrían servir a los diseñadores para realizar un cálculo iterativo de diseño de una hélice.

### 3.2.2.5. Teoría de los Elementos de Pala

La teoría del momentum de la hélice, que fue mostrada en párrafos anteriores, está basada en una consideración de la velocidad axial y rotacional en la superficie de deslizamiento, y determinar la fuerza de empuje axial y el torque para una hélice ante la proporción del incremento de momentum del fluido. La teoría determina un límite máximo para la eficiencia de cualquier hélice, dependiendo de su proporción de avance y de su potencia absorbida, pero no nos da ninguna indicación de la forma que deberá tener la hélice para lograr estos valores. Un método alternativo para analizar el comportamiento de una hélice es la de estimar directamente las fuerzas experimentadas por las palas de la hélice generadas por su movimiento a través del aire. Un crudo intento de estimar la fuerza fue hecho por W. Froude [15], pero el desarrollo de la teoría de elementos de pala en su real forma es enteramente obra de S. Drzewiecki [16].



**Figura 3.16** Esquema de la variación de la geometría de una hélice con respecto a su radio [17]

Consideramos un elemento de la pala extendiéndose a lo largo sobre una distancia  $dr$  del radio a una distancia  $r$  del eje de rotación como se muestra en la figura 3.16. La sección transversal de este elemento tiene la forma de un perfil aeronáutico cuya cuerda está inclinada a un ángulo  $\theta$  con respecto al plano de rotación de la hélice, y el movimiento de este elemento es el resultado de la velocidad de avance del vehículo  $V_v$  (que vendría a ser la misma que la velocidad de avance del aire  $V$ , por lo que se utilizara esta última) y la velocidad rotacional  $\Omega r$  correspondiente a la velocidad angular  $\Omega$  de la hélice. La velocidad resultante  $W$  de estos elementos a través del aire y el ángulo de inclinación  $\varphi$  de esta velocidad al plano de rotación están determinados por estas ecuaciones

$$W^2 = V^2 + \Omega^2 r^2 \tag{3.53}$$

$$\tan\varphi = \frac{V}{\Omega r} \tag{3.54}$$

Asimismo también el ángulo aparente de incidencia  $\alpha$  del perfil aeronáutico es el exceso del ángulo de la pala  $\theta$  con respecto al ángulo  $\varphi$ , o

$$\alpha = \theta - \varphi \tag{3.55}$$

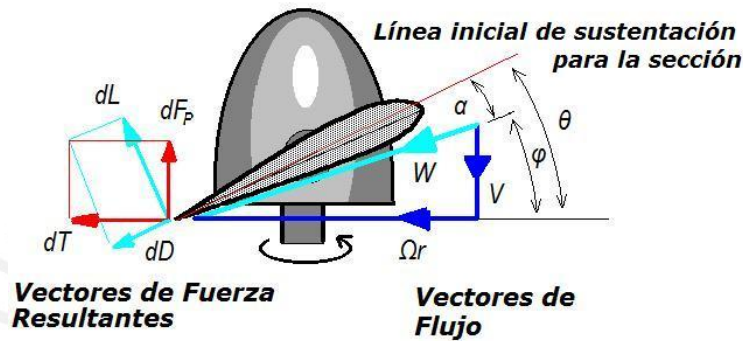


Figura 3.17 Triángulo de velocidades de una hélice [18]

El desarrollo de la teoría de elementos de pala de una hélice está basada en asumir que la fuerza aerodinámica actuando en el elemento de pala puede ser estimado como la fuerza en un perfil aeronáutico con la misma sección transversal, avanzando a través del aire con una velocidad lineal uniforme  $W$  en el ángulo de incidencia  $\alpha$ , además que esa fuerza en toda la hélice puede ser calculada sumando todas las fuerzas generadas en cada uno de los elementos a lo largo de la pala. Se asume además para efectos de simplificar los cálculos y un análisis no tan profundo que los coeficientes de arrastre y suspensión son conocidos como funciones del ángulo de incidencia y la forma de la sección transversal. Como se aprecia en la figura 3.17, el elemento de pala experimentara una fuerza de sustentación  $dL$  que va en dirección del movimiento de la hélice y una fuerza de arrastre  $dD$  oponiéndose al movimiento. Resolviendo y expresando dichas fuerzas con respecto al plano de rotación, fuerza de empuje en un elemento diferencial de la de pala puede expresarse como:

$$dF_p = dL \cos\varphi - dD \sin\varphi \tag{3.56}$$

y de la misma forma, resolviendo en la dirección de la velocidad rotacional, el torque oponiéndose a la rotación de la hélice es:

$$dT = (dL \sin \varphi + dD \cos \varphi)r \quad (3.57)$$

Asimismo, si definimos  $c$  como la cuerda del elemento de pala, las fuerzas de sustentación y de arrastre elemental pueden ser expresadas en términos de coeficientes no dimensionales como:

$$dL = \frac{1}{2} C_L \rho W^2 c dr \quad (3.58)$$

$$dD = \frac{1}{2} C_D \rho W^2 c dr \quad (3.59)$$

Luego, añadiendo la contribución de cada elemento de pala correspondiente en cada una de las  $B$  palas de la hélice, los elementos diferenciales de la fuerza de empuje y torque quedan definidos como

$$\frac{dF_P}{dr} = \frac{1}{2} B c \rho W^2 (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) \quad (3.60)$$

$$\frac{dT}{dr} = \frac{1}{2} B c \rho W^2 (C_L \sin \varphi + C_D \cos \varphi) \quad (3.61)$$

Estas dos ecuaciones representan la solución completa del comportamiento de una hélice de acuerdo a la teoría elemental de los elementos de pala, y ellas son suficientes para determinar las características de cualquier hélice. La hélice está definida por el número  $B$  de palas, mas la variación de la cuerda  $c$  y el ángulo de pala  $\theta$  a lo largo de la pala, y la forma de la sección transversal de la pala. Asimismo los coeficientes de sustentación y arrastre están definidos en función del ángulo de incidencia  $\alpha$ . Las condiciones de operación de la hélice están definidas por la relación de velocidad  $\lambda$  o  $V/\Omega R$ , y además el ángulo  $\varphi$  es conocido para cada elemento de pala sucesivo, dado que:

$$\tan \varphi = \frac{V}{\Omega r} = \frac{\lambda R}{r} \quad (3.62)$$

El ángulo de incidencia es derivado de la ecuación (3.55) y la velocidad del elemento de pala de la ecuación (3.53), y finalmente la fuerza de empuje y el torque pueden ser obtenidos integrando las ecuaciones (3.56) y (3.57) a lo largo de la pala. Generalmente esta integración deberá ser realizada de forma grafica y solamente en casos muy especiales puede ser realizada directamente.

### 3.2.3. Métodos de cálculo de parámetros de propulsión

A continuación se presentaran los distintos métodos de cálculo que se pueden emplear para determinar la potencia requerida para generar el empuje necesario para el movimiento de un aerodeslizador por medio de una hélice. Para esto hemos dividido los métodos de cálculo en dos grandes grupos. En primer lugar se describirán los métodos aproximados, los cuales consisten en métodos basados en simplificaciones de las teorías antes mostradas, además de que han sido apoyados en experiencias de los principales fabricantes de esta clase de vehículos. Posterior a esto se describirán los métodos basados exclusivamente en la teoría mostrada, pero apoyándose en métodos numéricos, ya que estas teorías son bastantes complejas y mayormente se basan en el cálculo diferencial, por lo que realizar un cálculo manual demoraría demasiado esfuerzo y no es práctico.

#### 3.2.3.1. Método de cálculo aproximado

Como se expresó en un inicio, para realizar un cálculo exacto del consumo de potencia de una hélice tanto para generar una fuerza de empuje necesaria como para generar la propulsión en un aerodeslizador se requiere de cálculos muy complicados que implican el uso de teorías aerodinámicas muy complejas. Por esto la mayoría de personas que arman y fabrican esta clase de vehículo a manera de pasatiempo utilizan ciertas recomendaciones para determinar sus puntos de operación. Uno de ellos es asumir que la hélice estará girando entre 2600 a 3400 *RPM*, a pesar de que este valor debería depender de la geometría de la hélice y esto no se toma en cuenta a la hora de realizar la determinación del punto de operación. Asimismo ciertos fabricantes de esta clase de vehículos recomiendan que como mínimo se requiera 1 *HP* para generar 75 *lb.* de fuerza de empuje.

Una manera más fiable de hallar la fuerza de empuje necesaria es la de utilizar la ecuación (3.20) mostrada en párrafos anteriores, en la cual se calcula dicho valor en base a la sección transversal del vehículo y la velocidad máxima deseada en el. Una vez obtenido dicho parámetro podemos proceder a utilizar ciertas formulas brindadas por ciertos fabricantes para hallar los demás valores del sistema de propulsión de manera que podamos definir el punto de operación de la hélice.

Por ejemplo la Organización Mundial de *Hovercrafts* (“*Hovercraft World Organization*”) cuenta con unos tutoriales colgados en su página web [19], en los cuales propone ciertas fórmulas para hallar fácilmente la fuerza de empuje estática en función de la potencia suministrada y el diámetro de la hélice. Ellos mencionan que esta clase de cálculos requiere de un amplio conocimiento de materias tales como mecánica de fluidos, cálculo diferencial e integral y métodos numéricos, por lo que un simple aficionado a la construcción de esta clase de vehículos no necesariamente los tiene. Asimismo aseguran que la fuerza de empuje que desarrollara el vehículo será un 60 a 90% del calculado. Las ecuaciones que se muestran son tanto para una hélice al aire libre como para una hélice recubierta por un ducto:

$$\text{Hélice Libre: } F_e = k(P_p \times D_H)^{2/3} \quad (3.63)$$

$$\text{Hélice en Ducto: } F_e = k(\sqrt{2} \times P_p \times D_H)^{2/3} \quad (3.64)$$

donde  $D_H$  es el diámetro de la hélice. Para ambos casos, la constante  $k$  varia dependiendo del sistema de unidades en el que se quiera trabajar. En caso de que se desee obtener el valor de la fuerza de empuje estático en Newtons, toma el valor de 86.79, pero si se desea hallar en el sistema americano, el valor de 7.27 es adecuado [20].

Asimismo una forma adecuada de comprobar dicho valor es utilizando la carta brindada por *Universal Hovercraft* [21] para estimar la fuerza de empuje en función del diámetro de la hélice y la potencia, exactamente igual que en las fórmulas anteriores.

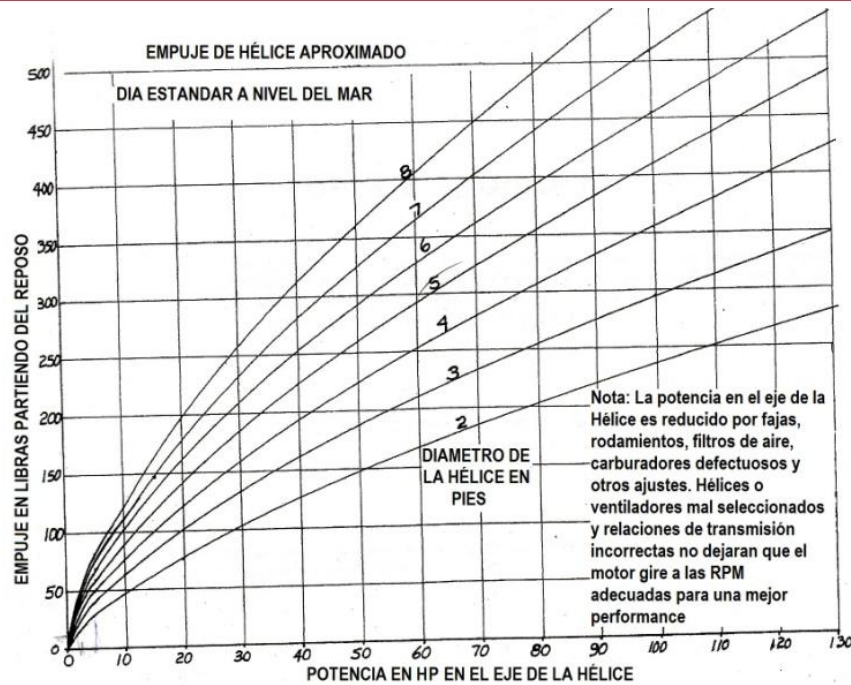


Figura 3.18 Curvas de potencia de hélices comerciales [22]

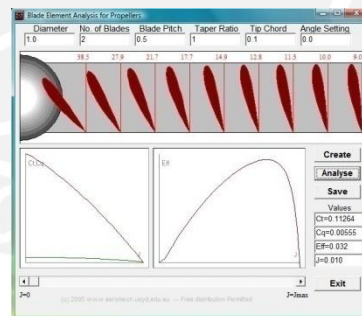
Es importante mencionar que estos valores de potencia son valores teóricos en el sentido de que se debe considerar la eficiencia de la hélice. Como se mencionó, la fuerza de empuje está afectada por un factor que varía entre 0.6 a 0.9. Esto se debe a que la hélice tiene una eficiencia tal como se demostró en párrafos anteriores. Asimismo se deberá tener en cuenta que el motor cuenta con una eficiencia, por ejemplo un motor de 12.5 *HP* produce realmente un aproximado de 11.25 *HP*. Finalmente se deberá considerar una eficiencia de transmisión en caso se use un sistema de transmisión de potencia entre el motor y la hélice.

### 3.2.3.2. Método de cálculo utilizando métodos numéricos

El método mostrado anteriormente es un método que utiliza principios físicos básicos y no analiza a profundidad la geometría de la hélice. Para realizar un estudio más profundo es necesario utilizar las teorías aerodinámicas antes mencionadas. Pero para realizar esto no basta simplemente con reemplazar valores en las formulas, ya que debido a la variación de la geometría de la hélice conforme aumenta su radio, es necesario realizar un cálculo diferencial e integral reemplazando en cada punto, lo que nos tomaría bastante tiempo y trabajo.

Para realizar esta clase de cálculos existen métodos de cálculo apoyados en herramientas de software. Luego de ponernos a consultar, el objetivo a la hora de utilizar estas herramientas es obtener los valores de  $C_{Fp}$ ,  $C_T$ , y  $\eta$  con respecto a la variación de  $J$ . Con estos parámetros es posible obtener las curvas características de la hélice, de manera que podamos determinar la fuerza de empuje, el torque y el consumo de potencia a una velocidad de rotación dada. Se ha encontrado dos maneras de calcular estos valores mediante el uso de métodos numéricos, las cuales son las siguientes:

El primer método consiste en utilizar un software desarrollado por el grupo *Aerodynamycs for Students* [23]. Este programa se basa en la teoría de elementos de pala para calcular los valores antes mencionados, ante distintos valores de  $J$ . El software viene en dos presentaciones. Una es presentada en algoritmo para su aplicación en conjunto con el software MathLab y la otra es a través de un software más didáctico, el cual permite visualizar un esbozo de la geometría de la hélice. Su uso es más didáctico, además no requiere tener ningún software extra instalado ya que el programa es un archivo ejecutable.



**Figura 3.19** Programa de análisis de elementos de pala para hélices

El resultado que se obtendrá utilizando una u otra forma será exactamente el mismo, pero la ventaja de utilizar el algoritmo en MathLab es que éste se puede modificar para utilizar geometrías de hélices más complejas. Esto debido a que este método de cálculo solo sirve para hélices con un perfil aerodinámico constante a lo largo de todo su radio. La mayoría de hélices varía el perfil conforme avanza su radio. Una modificación implicaría realizar un estudio exhaustivo del algoritmo y profundizar más en las teorías aerodinámicas mostradas, lo cual no es el objetivo de este trabajo. Por



eso en caso de que se requiera analizar una hélice de perfiles variable, se asumirá el perfil predominante en la geometría y se utilizara sus datos para realizar una aproximación lo más cercana posible a la realidad. Cabe mencionar que esto no afecta la calidad del programa, ya que a la hora de realizar un cálculo aerodinámico de una hélice no importan mucho el tipo de perfil, sino lo que más interesa es el ángulo de ataque del mismo. Al variar el perfil conforme se varía el radio, lo único que se está realizando es aumentar ligeramente la eficiencia, ya que el ángulo de ataque si esta variando debido a que el parámetro que describe este fenómeno es el paso de la hélice. Por consiguiente este método es muy fiable y muy práctico a la vez.

Un segundo método consiste en utilizar el algoritmo desarrollado por Gabriel Barboza Stern en su tesis de Ingeniero Mecánico [24]. El presenta un ejemplo de cálculo muy similar al anterior. El único inconveniente es que el solo muestra en su trabajo el algoritmo, mas no el programa en sí; por lo que en caso se desee utilizar su método será necesario estudiar exhaustivamente su algoritmo y adaptarlo a un lenguaje de programación. Debido a que el objetivo de este trabajo es realizar un estudio general de los aerodeslizadores y no centrarse exclusivamente en el sistema de propulsión, este método será descartado, pero nos pareció importante mencionarlo ya que si alguna persona está interesada en realizar un estudio más exhaustivo del comportamiento de las hélices podría recurrir a dicha información.

## Referencia Bibliográfica

1. GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, pp. 48-55.
2. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, pp.295-318.
3. FITZGERALD, Christopher y WILSON, Robert, Light Hovercraft Design, p. 9.
4. CALVIN COLLEGE, On Wing Like A Penguin, p. 30.
5. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, p. 72.
6. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, p. 299.
7. ibid.
8. MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, p. 311.
9. HURT, H. H., Aerodynamics for Naval Aviators, WA: Aviaton Supplies & Academics, Renton, 1992, p. 21.
10. DURAND, William Frederick, Aerodynamic Theory Volumen IV, Massachusets: Peter Smith Publisher, 1976, p. 173.
11. DURAND, William Frederick, Aerodynamic Theory Volumen IV, Massachusets: Peter Smith Publisher, 1976, p. 174.
12. Aerodynamics for Students, Auld & Srinivas, 15 de julio de 2008  
<<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/propeller>>
13. ibid.
14. ibid.
15. DURAND, William Frederick, Aerodynamic Theory Volumen IV, Massachusets: Peter Smith Publisher, 1976, p. 212.
16. ibid.
17. Aerodynamics for Students, Auld & Srinivas, 15 de julio de 2008  
<<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/propeller>>
18. ibid.
19. World Hovercraft Organization, FITZGERALD, Christopher, 15 de julio de 2008  
<<http://www.worldhovercraft.org>>
20. ibid.

21. UNIVERSAL HOVERCRAFT, Hovercraft Construction and Operation. Illinois: Universal Hovercraft, 2004, p. 44.
22. ibid.
23. Aerodynamics for Students, Auld & Srinivas, 15 de julio de 2008  
<<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/propeller/propel.exe>>
24. BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima,2000.



## CAPÍTULO 4

### DISEÑO AERODINAMICO DEL AERODESLIZADOR

En el presente capítulo se presentara todos los cálculos pertinentes para el diseño aerodinámico de un aerodeslizador ligero con capacidad para dos pasajeros. Cabe destacar que los cálculos serán en un inicio parámetros de selección de los componentes del sistema, y posteriormente serán cálculos de diseño de componentes. Con esto se pretende definir los sistemas de suspensión y propulsión seleccionando sus componentes y diseñando sus respectivos sistemas de transmisión, además de diseñar la estructura del chasis que soportara los sistemas antes mencionados. Cabe mencionar que este diseño no incluye el diseño del casco del chasis ni del diseño de la falda flexible, ya que haría muy extenso el trabajo, además de que cualquier otra persona interesada en el desarrollo de esta clase de vehículos podría completar el trabajo realizando esta parte faltante. Finalmente se indica que en el caso de los componentes faltantes; tales como el casco, la falda flexible y el sistema de dirección; se asumirán pesos basándonos en experiencias similares, ya que sin el dato de esos componentes sería imposible diseñar el sistema de suspensión.

#### 4.1. Diseño del sistema de suspensión

El aerodeslizador deberá ser capaz de suspenderse en el aire para así evitar la fricción propia de estar con contacto sobre la superficie por la cual transita. Por consiguiente, un aspecto importante en el diseño de un vehículo de esta clase es el diseño del sistema de suspensión que le permita obtener esta característica tan particular.

#### 4.1.1. Cálculo de parámetros de selección de los componentes del sistema de suspensión

Para generar la suspensión de un aerodeslizador es necesario contar con un ventilador capaz de generar una presión y un caudal mínimo. A continuación se presentarán los cálculos de selección de manera que basado en esos resultados se pueda diseñar el sistema de suspensión adecuado.

##### 4.1.1.1. Presión total necesaria

Para calcular la presión mínima de suspensión en primer lugar se deberá realizar un análisis de peso de los componentes del vehículo. Algunos de estos valores fueron asumidos basándonos en experiencias anteriores o bien revisando catálogos comerciales de productos similares a los que utilizaremos. El objetivo es obtener un valor estimado de peso total del vehículo de manera que podamos calcular la presión necesaria para generar la suspensión. No se detallará de donde salieron los valores mencionados a continuación debido a que el proceso de diseño es un proceso iterativo, por lo que finalmente, si al seleccionar los componentes necesarios vemos que el peso real difiere significativamente del peso asumido se procederá a volver a calcular este parámetro y a volver a seleccionar el ventilador. A continuación se presenta un cuadro con los pesos asumidos para realizar el cálculo antes descrito.

**Tabla 4.1** Análisis de peso del aerodeslizador

Componente	Peso (kg)
Motor de suspensión	20
Motor de propulsión	40
Ventilador	15
Pasajeros	160
Hélice	15
Transmisiones	10
Estructura	120
Extras	20
Total	400

Una vez determinado el peso total del vehículo, procedemos a calcular la presión necesaria para generar la suspensión. Para esto se utilizará la ecuación (3.15) y los

datos necesarios serán el peso y las dimensiones del vehículo. Antes de calcular la presión necesaria procedemos a calcular el área inferior  $A_i$  la cual se calcula basándonos en la geometría hallada en párrafos anteriores. A continuación el cálculo se realiza de la siguiente manera:

$$A_i = B \times L$$

donde  $B = 4 \text{ m}$ ,  $L = 2 \text{ m}$ .

Reemplazando:

$$A_i = B \times L = 4 \times 2 = 8 \text{ m}^2$$

Una vez determinado este parámetro procedemos a calcular la presión manométrica necesaria para generar la suspensión con la ecuación (3.15):

$$\Delta p_t = \frac{F.S. \times W_v \times g}{\eta_s \times \eta_A \times A_i}$$

donde  $F.S. = 1.2$ ,  $W_v = 400 \text{ kg}$ ,  $A_i = 8 \text{ m}^2$ ,  $\eta_s = 0.7$ ,  $\eta_A = 0.9$ .

Reemplazando:

$$\Delta p_t = \frac{1.2 \times 400 \times 9.81}{0.7 \times 0.9 \times 8} = 934.3 \text{ Pa} = 950 \text{ Pa}$$

Cabe mencionar que se tomo el valor de 0.7 para  $\eta_s$  ya que es un valor estimado obtenido del diagrama de presiones mostrado en el capítulo anterior, y el de 0.9 para  $\eta_A$  debido a que ha sido utilizado en diseños anteriores [1].

#### 4.1.1.2. Caudal de suspensión

Para generar el colchón de aire es necesario contar con un caudal mínimo que permite que el colchón tenga una altura determinada y se evite de esta manera el contacto con la superficie. Para calcular este parámetro es necesario conocer el área de salida basándonos en la geometría, y la velocidad de salida del aire de la cámara de suspensión. Para determinar este parámetro es necesario utilizar la ecuación (3.16) mostrada en capítulos anteriores, la cual se presenta a continuación:

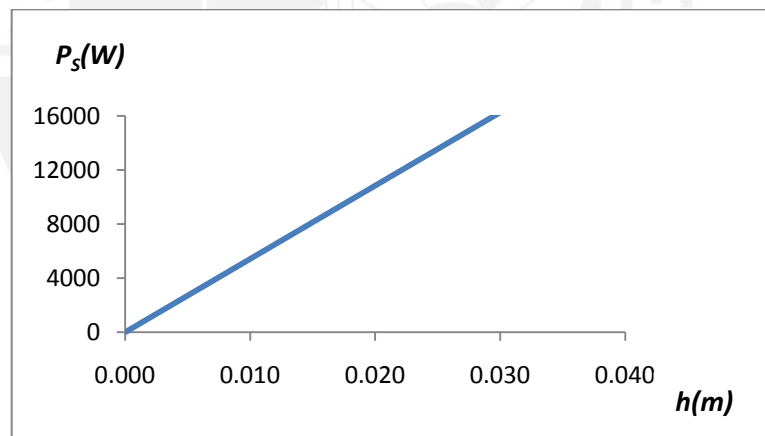
$$Q_s = \sqrt{\frac{2 * \Delta p_t}{\rho}} * h * (2.L + 2.B)$$

donde  $\Delta p_t = 930 \text{ Pa}$ ,  $\rho = 1.2 \text{ kg/m}^3$ ,  $h = 0.005 \text{ m}$ ,  $B = 4 \text{ m}$ ,  $L = 2 \text{ m}$ .

Reemplazando:

$$Q_s = \sqrt{\frac{2 * 950}{(1.2)}} * 0.005 * (2 * 4 + 2 * 2) = 2.4 \text{ m}^3/\text{s}$$

Nos parece importante mencionar que el valor de  $h$  lo tomamos como  $5 \text{ mm}$  debido a que el único objetivo de ese valor es evitar el contacto entre el vehículo y el suelo, no importa si este valor es muy alto o muy bajo, solo importa que haya una pequeña separación para que se produzca este fenómeno. Además la altura del colchón de aire se relaciona directamente con el consumo de potencia del vehículo. A continuación se muestra a través de una grafica este fenómeno.



**Figura 4.1** Variación del consumo de potencia con respecto a la altura del colchón de aire

#### 4.1.1.3. Potencia mínima requerida

Un parámetro importante a la hora de diseñar el sistema de suspensión es la potencia requerida para accionar el ventilador. Este valor es necesario para seleccionar el motor que brindara la potencia necesaria para el accionamiento del sistema de suspensión. Este parámetro se calcula utilizando la ecuación (3.17) y su valor se presenta a continuación:

$$P_s = \frac{Q_s \cdot p_b}{\eta_v \times \eta_t}$$

donde  $Q_s = 2.4 \text{ m}^3/\text{s}$ ,  $p_b = 950 \text{ Pa}$ ,  $\eta_v = 0.7$ ,  $\eta_t = 0.92$ .

Reemplazando:

$$P_s = \frac{2.4 \times 950}{0.7 \times 0.98} = 3323 \text{ W} = 4.5 \text{ HP}$$

Cabe mencionar que se tomo el valor de 0.7 para  $\eta_v$  ya que es un valor promedio de la eficiencia de un ventilador axial, y el de 0.98 para  $\eta_T$  ya que se utilizara una transmisión de faja para transmitir la potencia del motor al eje del ventilador a instalar.

Una vez determinado este parámetro es posible seleccionar todos los componentes del sistema de suspensión, tales como son el ventilador, el motor y sus respectivos acoplamientos.

#### 4.1.2. Selección de componentes del sistema de suspensión

Una vez determinado los parámetros de selección antes mostrados, procedemos a seleccionar los componentes requeridos para construir un sistema de suspensión.

##### 4.1.2.1. Selección del ventilador

Una vez determinados los parámetros de selección procedemos a seleccionar el ventilador necesario para generar la suspensión. Los parámetros requeridos a la hora de seleccionar el ventilador son  $950 \text{ Pa}$  [ $95 \text{ mm H}_2\text{O}$ ] y  $2.4 \text{ m}^3/\text{s}$ .

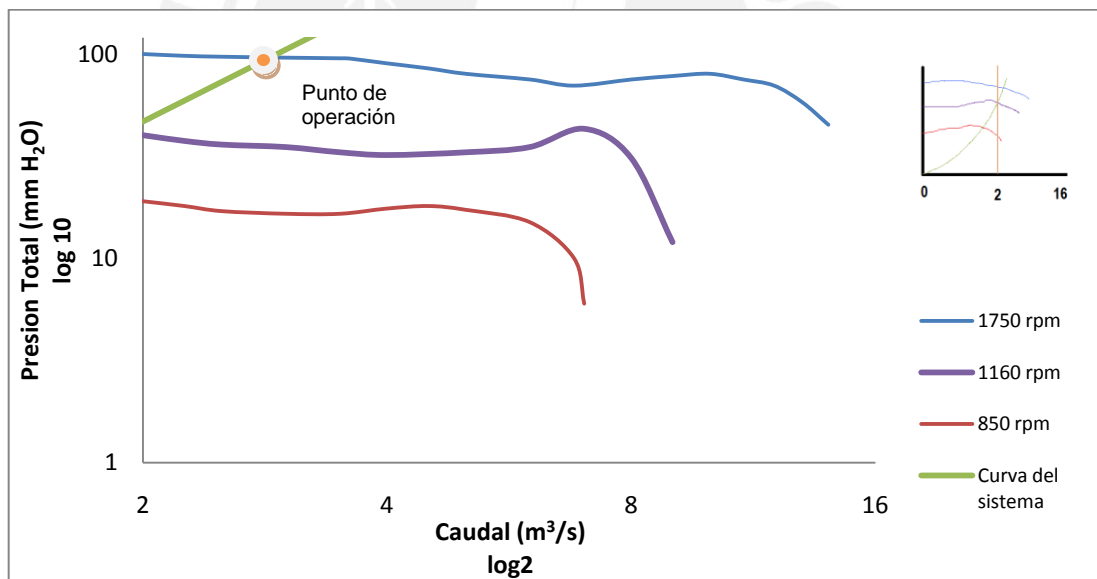
Como se mencionó en capítulos anteriores, se opto por un ventilador del tipo axial, debido a consideraciones geométricas del vehículo. Se procedió a consultar a varios proveedores y se obtuvo la siguiente proforma:



**Tabla 4.2** Datos del ventilador seleccionado

Marca	Airtec
Tipo	Ventilador Axial Extractor Inyector Industrial
Modelo	VAF - 12 – 900
Presión Total	950 Pa [93 mm de H <sub>2</sub> O]
Caudal de aire	3.6 m <sup>3</sup> /s [7600 CFM]
RPM Ventilador	1750 RPM
Diámetro del rotor	∅ 900 mm [∅ 35.4 "]
Material del rotor	Aleación especial de aluminio, con tratamiento térmico.
Acabado	Esmalte Epóxico

A continuación se presenta las curvas características del ventilador seleccionado, en conjunto de la curva del sistema del aerodeslizador, de manera que se pueda ver la intersección de las mismas. Tener en cuenta que la división en los ejes esta en escalas logarítmicas.



**Figura 4.2** Curvas características del ventilador Airtec VAF – 12 – 900

#### 4.1.2.2. Selección del motor de suspensión

Una vez seleccionado el ventilador se procede a seleccionar el motor de combustión interna que va a accionar dicho componente. Es importante mencionar que el ventilador viene ensamblado en un motor eléctrico, por lo que se deberá desmontar dicho componente y se deberá diseñar un montaje especial. Conociendo el valor de

potencia requerido obtenido en párrafos anteriores se procede a seleccionar dicho componente. El valor de potencia requerido es de  $3323\text{ W}$  [ $4.5\text{ HP}$ ].

Una vez estudiado los parámetros antes mencionados y analizar las propuestas de distintos proveedores, se procedió a seleccionar el motor de combustión interna de gasolina Honda G300 QCSD de  $7\text{ HP}$ . Un aspecto importante a la hora de realizar la selección fue de que en el mercado peruano no se venden motores verticales, los cuales son necesarios para accionar los ventiladores axiales utilizados en los aerodeslizadores, por lo que se optó por seleccionar un motor horizontal simple y utilizar transmisiones de manera que se pueda adaptar a esta clase de vehículos, por lo que consideramos una eficiencia de transmisión a la hora de seleccionar el motor por las pérdidas que esta adaptación puedan causar.

## **4.2. Diseño del sistema de propulsión**

El aerodeslizador deberá ser capaz de transitar evitando la fricción propia de estar con contacto sobre la superficie por la cual transita. Por consiguiente al no tener un arrastre propio del contacto entre dos objetos la fuerza de empuje requerida es mucho menor que en la de otra clase de vehículos. A continuación se presentaran los cálculos de diseño y selección de manera que basado en esos resultados se pueda diseñar el sistema de propulsión apropiado.

### **4.2.1. Calculo de parámetros de diseño y selección de los componentes del sistema de propulsión**

Para generar la propulsión de un aerodeslizador es necesario contar con una hélice capaz de generar la fuerza de empuje necesaria para vencer la fuerza de arrastre generada por la forma propia del vehículo. A continuación se presentaran los cálculos de selección y diseño de manera que basado en esos resultados se pueda diseñar el sistema de propulsión adecuado.

#### 4.2.1.1. Fuerza de empuje necesaria

Para calcular este parámetro en primer lugar se deberá analizar la geometría del vehículo y calcular el área frontal del vehículo. Para esto nos basaremos en el esquema mostrado en la figura (3.7) y en la geometría encontrada en capítulos anteriores.

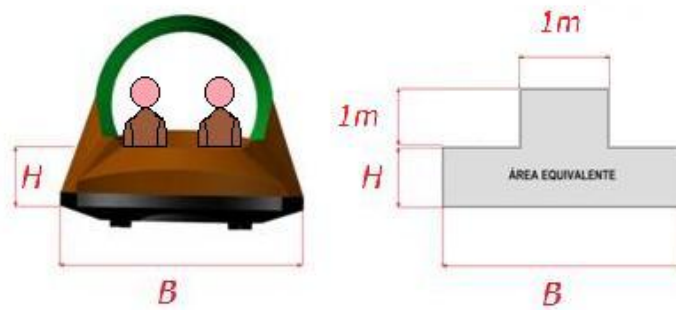


Figura 4.3 Geometría frontal de un aerodeslizador

Una vez analizada la geometría se procede a calcular el valor del área transversal como se muestra a continuación:

$$A_t = H \times B + 1 \text{ m} \times 1 \text{ m}$$

donde  $H = 1 \text{ m}$  (es 0.5 metros pero consideramos 0.5 metro mas de altura por la falda) y  $B = 2 \text{ m}$ .

Reemplazando:

$$A_t = 2 \times 1 + 1 \times 1 = 3 \text{ m}^2$$

Una vez conocido este valor procedemos a calcular la fuerza de empuje necesaria para generar la propulsión del vehículo utilizando la ecuación (3.19) mostrada en capítulos anteriores:

$$F_p = F_A = \frac{A_t \cdot \rho_a \cdot V_v^2 \cdot C_D}{2}$$

donde  $A_t = 3 \text{ m}^2$ ,  $\rho_a = 1.2 \text{ kg/m}^3$ ,  $V_v = 12.5 \text{ m/s}$ ,  $C_D = 0.8$ .

Reemplazando:

$$F_p = \frac{3 \times 1.2 \times (12.5)^2 \times 0.8}{2} = 225 \text{ N} = 22.9 \text{ kg [50.5 lbs]}$$

Cabe mencionar que el valor de 0.8 para  $C_D$  se tomo basado en que es el mismo valor usado en el cálculo de la resistencia de los automóviles, y el valor de  $V_v$  se limito a 12.5 m/s debido a que estos vehículos no cuentan con un sistema de frenos, por lo que si nos excedemos en la velocidad pondremos en grave riesgo de un accidente a los ocupantes.

#### 4.2.1.2. Potencia de propulsión necesaria

Conocida la fuerza de empuje podemos calcular rápidamente la potencia de propulsión mínima requerida de manera simplificada usando la ecuación (3.20). Este valor nos servirá de referencia a la hora de diseñar la hélice y una vez definido el diseño, se calculara la potencia real requerida y se comparara este valor con el que obtendremos a continuación:

$$P_p = \frac{F_e \cdot V_v}{\eta_H \times \eta_T}$$

donde  $F_e = 225 \text{ N}$ ,  $V_v = 12.5 \text{ m/s}$ ,  $\eta_H = 0.5$ ,  $\eta_T = 0.98$ .

Reemplazando:

$$P_p = \frac{225 \times 12.5}{0.5 \times 0.98} = 5740 \text{ W [7.7 HP]}$$

Se tomo el valor de 0.5 para  $\eta_H$  debido a que es un valor comúnmente asumido en eficiencia de hélices, y el valor de 0.98 para  $\eta_T$  ya que como se planea utilizar una transmisión de polea, este valor es el recomendado por los fabricantes de esta clase de transmisiones.

Una vez conocido estos valores se procederá a diseñar la hélice necesaria para generar esta fuerza de empuje calculada y posterior a esto se procederá a verificar la potencia requerida según los métodos antes mencionados.

### 4.2.2. Diseño de la hélice de propulsión

Una vez calculado los parámetros básicos es necesario seleccionar o diseñar la hélice adecuada para generar la propulsión del vehículo. El diseño de una hélice es un proceso muy complicado, el cual haría demasiado extenso el presente trabajo, por lo que inicialmente se decidió seleccionar una hélice comercial y adaptarla a nuestro diseño. El principal problema de esta alternativa fue que en el Perú no se comercializan hélices diseñadas para esta clase de vehículos. Incluso la venta de hélices para aeroplanos y avionetas es limitada y muy difícil de adquirir. Posterior a esta alternativa, se analizó la posibilidad de utilizar una hélice comercial de algún vehículo y utilizarla en el nuestro, esto implicaría obtener los planos de alguna hélice y mandarla a producir. Para esto se buscó en internet distintos planos de aerodeslizadores y se encontró el siguiente plano constructivo:

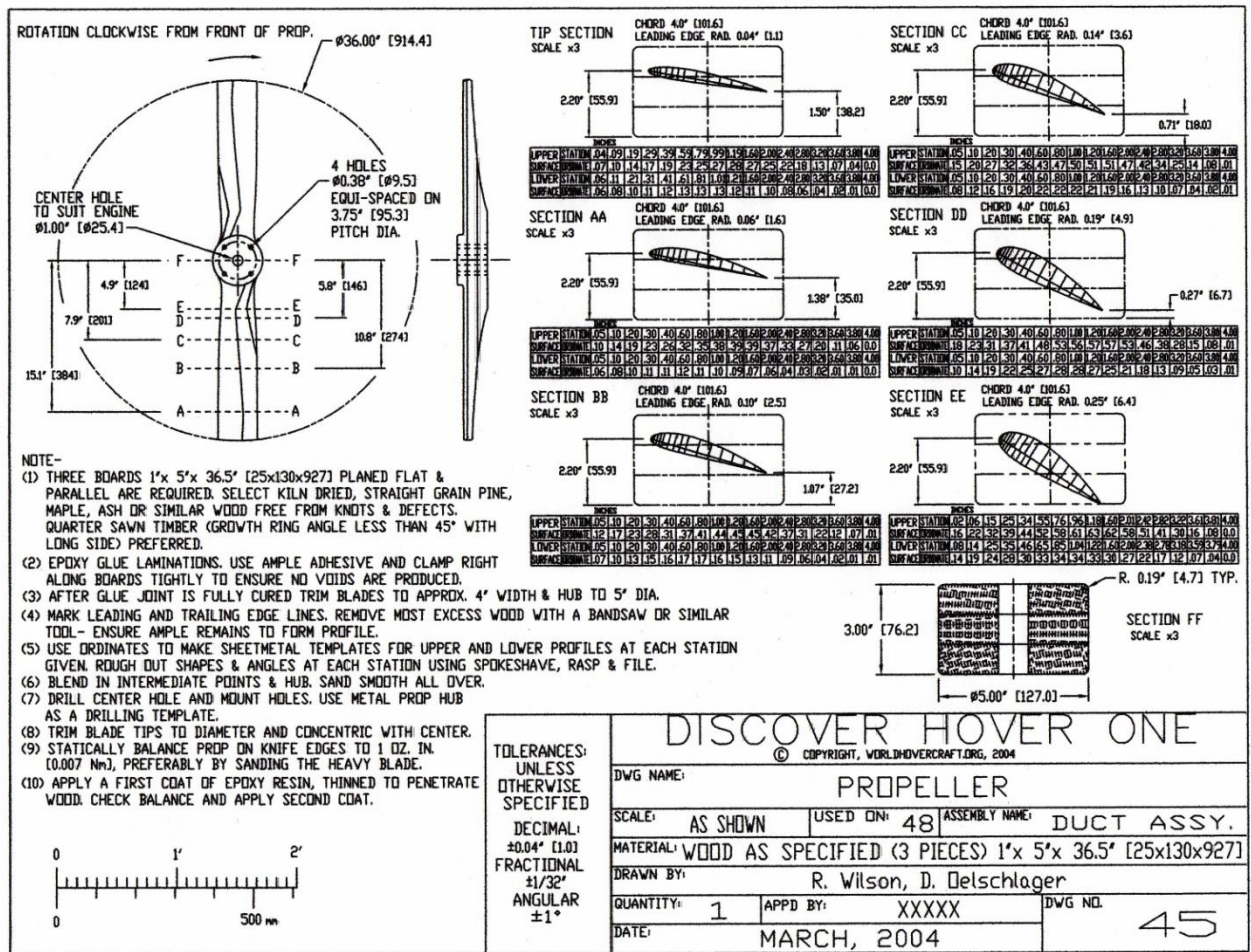


Figura 4.4 Plano de la hélice del modelo "Discover Hover One" [2]

Una vez obtenido el plano se quiso obtener las curvas características de la hélice, por lo que se intentó obtenerlas por medio del cálculo utilizando las teorías aerodinámicas descritas en el capítulo anterior. Se decidió para calcular estos parámetros el programa proporcionado por *Aerodinamycs for Students* [3], ya que introduciendo los parámetros principales de la hélice obtendremos rápidamente los valores necesarios para obtener sus curvas características. El único problema es que este programa solo admite hélices con un solo perfil aerodinámico constante a lo largo de toda la pala y con un paso constante, con variación del ángulo de ataque del perfil. Por consiguiente se decidió diseñar una nueva hélice utilizando como base la hélice antes mostrada en la figura (4.4). Lo que se realizara consistirá en uniformizar el perfil aerodinámico a lo largo de toda la pala, tomando para esto el perfil ubicado en el radio medio y sin variación del ángulo de ataque del perfil. Finalmente una vez diseñada esta nueva hélice (incluida en los planos) se procederá a introducir sus parámetros en el programa de cálculo para poder construir sus curvas de funcionamiento y estimar su consumo de potencia.

#### 4.2.3. Curvas características de la hélice

Una vez desarrollada la hélice, obtenemos los siguientes parámetros para obtener sus curvas características y realizamos el cálculo basándonos en el procedimiento utilizado por Gabriel Barboza Stern [4] con la diferencia de que utilizaremos un programa descargado en lugar de realizar un programa basado en su algoritmo.

**Tabla 4.3** Datos de la hélice a utilizar

Diámetro	3' [914 mm]
Numero de palas	2
Paso de Hélice	0.0 mm
Relación de reducción de cuerda	1:1
Cuerda	4'' [101.6 mm]
Angulo de ataque	16°

Una vez conocido estos parámetros, podemos introducirlos al programa "**Blade Element Analysis for Propellers**" proporcionado por *Aerodinamycs for Students* [5], de manera que podemos obtener las curvas características de la hélice.

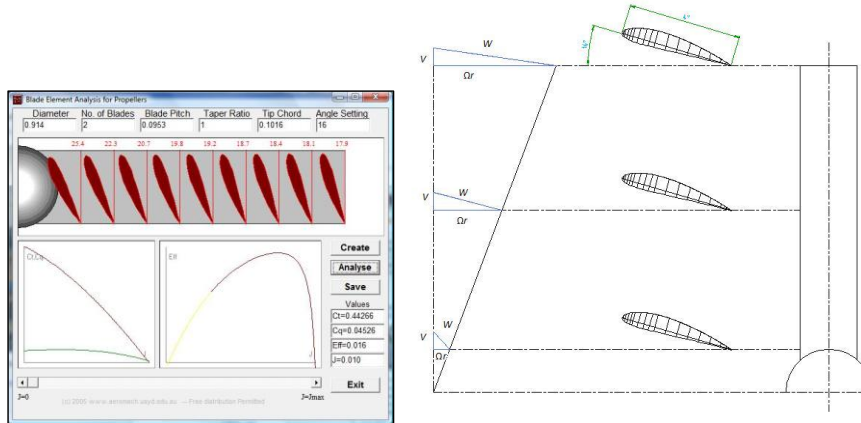


Figura 4.5 Programa de cálculo de características de hélices y distribución de velocidades

A continuación se presentan las curvas obtenidas del análisis del programa, de donde obtenemos  $C_{Fp}$ ,  $C_T$  y  $\eta$  en función a la variación de  $J$ .

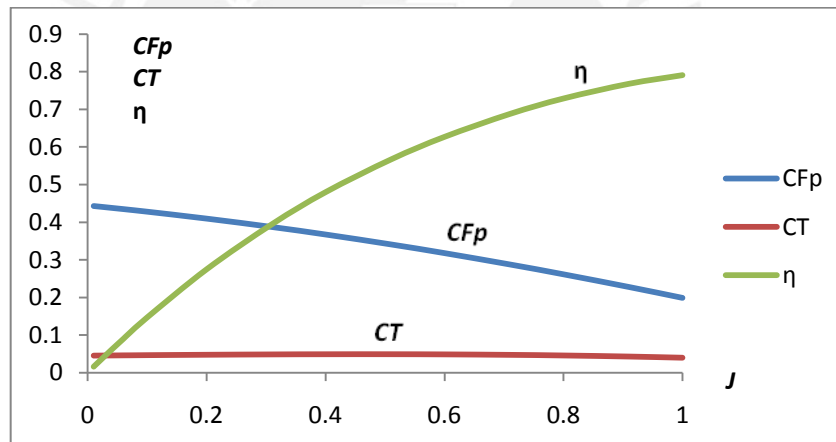


Figura 4.6 Curvas Características de la hélice

Como se puede observar, los valores varían dependiendo de la velocidad de la hélice, por lo que se tomo un valor de  $J$  igual a 0.45 [6], valor con una eficiencia conservadora que representa el punto de operación de nuestra hélice.

Con este valor podremos sacar las curvas de operación de la hélice utilizando los coeficientes adimensionales de fuerza de empuje  $C_{Fp}$  y de potencia  $C_p$  mostrados en las ecuaciones (3.24) y (3.26) respectivamente:

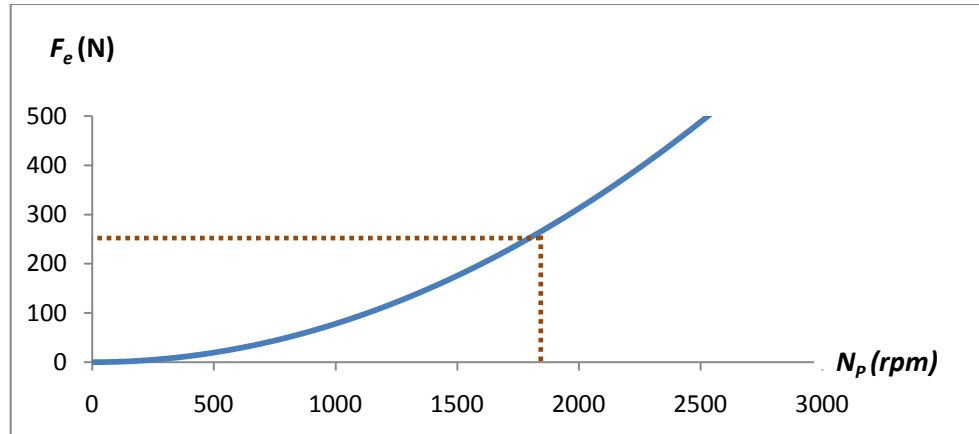


Figura 4.7 Curvas de operación de la hélice ( $F_e$  vs.  $N_p$ )

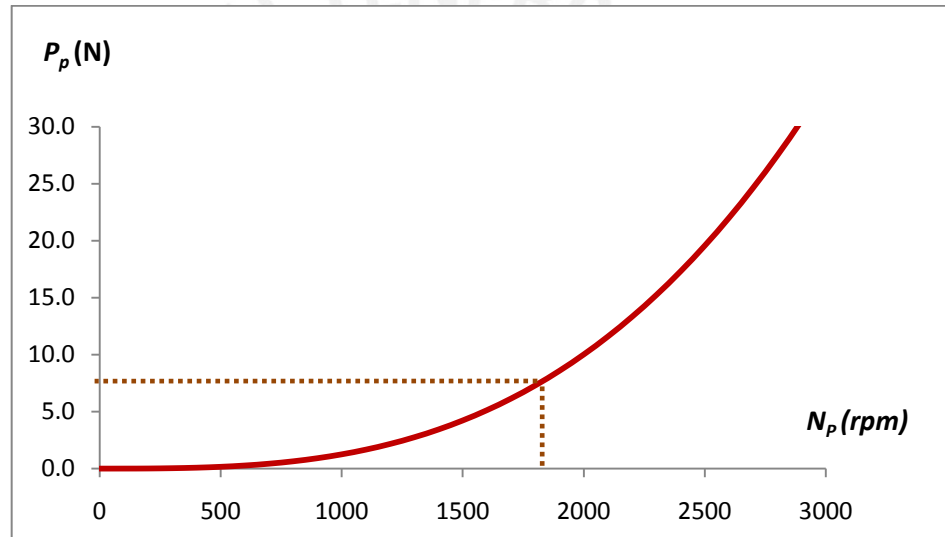


Figura 4.8 Curvas de operación de la hélice ( $P_p$  vs.  $N_p$ )

Como se puede apreciar una velocidad que cumple con nuestros requerimientos de 225 N es la de 1800 rpm, consumiendo una potencia de 7.5 HP. Otro aspecto importante es el diámetro de la hélice. Según recomendaciones obtenidas de catálogos comerciales, la máxima velocidad recomendada es 1750 rpm, esto debido a que es la velocidad asíncrona de un motor eléctrico de 4 polos. Esta velocidad asegura un buen comportamiento dinámico y bajas vibraciones. En caso se exceda esta velocidad podrían generarse vibraciones que pueden afectar el funcionamiento del ventilador. Si operamos el mismo a una velocidad de 1800 rpm, el excedente en velocidad es despreciable, ya que 1800 rpm sería la velocidad síncrona del mismo motor eléctrico de 4 polos.



#### 4.2.4. Cálculo de potencias por métodos aproximados

En párrafos anteriores se mostro los cálculos del diseño de la hélice del vehículo, así como sus respectivas curvas características y finalmente la determinación de un punto de operación tentativo. A continuación procederemos a realizar los cálculos de potencia de la hélice mediante métodos aproximados, de manera que podamos comparar el resultado anterior y demostrar la validez de estos métodos, o descartados en caso contrario.

Sabiendo que la hélice tendrá un diámetro de 3 pies, procedemos a utilizar la ecuación (3.55) y despejarla de manera que nos sea útil:

$$P'_P = \frac{F_p^{\frac{3}{2}}}{k^2 \times \sqrt{2} \times D_H}$$

donde  $F_p = 150 \text{ N}$ ,  $D_H = 0.9144 \text{ m}$ ,  $k = 86.79$ .

Reemplazando:

$$P'_P = \frac{(150)^{\frac{3}{2}}}{(86.79)^2 \times \sqrt{2} \times 0.9144} = 1760 \text{ W}$$

Agregando a este valor obtenido una eficiencia de transmisión y propulsión obtendremos:

$$P_{P1} = \frac{P'_P}{\eta_H \times \eta_T}$$

donde  $P'_P = 1760 \text{ W}$ ,  $\eta_H = 0.5$ ,  $\eta_T = 0.98$ .

Reemplazando:

$$P_{P1} = \frac{1760 \text{ W}}{0.5 \times 0.98} = 3592 \text{ W [4.82 HP]}$$

Asimismo utilizando la figura 3.18, obtenemos el siguiente valor.

**Tabla 4.4** Valores de potencia obtenido del diagrama 3.18

Diámetro de hélice	3 pies
Fuerza de empuje	38 lbs
Potencia de propulsión	8 HP

Una vez obtenidos los cuatro valores posibles, procedemos a compararlos de manera que podamos sacar una conclusión de estos.

**Tabla 4.5** Cuadro comparativo de cálculos de potencia usando distintos métodos

Análisis de curvas características	7.5 HP
Análisis geométrico	7.7 HP
Análisis de ecuación empírica	4.8 HP
Análisis de carta de hélices comerciales	8 HP

Como se puede apreciar la diferencia no es muy significativa. La variación está entre 5 a 8 *HP*. Definitivamente el método menos confiable es la ecuación empírica, ya que incluso el valor obtenido es menor que el resultante del análisis geométrico. Asimismo el análisis geométrico es un valor referencial, ya que no se tienen en consideración muchos aspectos importantes como el diámetro de la hélice ni la velocidad de rotación de la misma. Los resultados obtenidos por medio del análisis de las curvas características y de la carta de hélices son más confiables, además que se asemejan entre sí. La diferencia entre ambos es de 6%. Se toma como referencia a la hora de la selección el máximo valor por un tema de sobredimensionamiento.

#### 4.2.5. Selección del motor de propulsión

Una vez diseñada la hélice y establecido su punto de operación, se procede a seleccionar el motor que va a accionar dicho componente. El valor de potencia requerido es de 5968 *W* [8 *HP*].

Una vez estudiado los parámetros antes mencionados y analizar las propuestas de distintos proveedores, se procedió a seleccionar el motor de combustión interna de gasolina Honda GX 270T QH de 9 *HP*. Un aspecto importante a la hora de realizar la selección fue que se utilizara transmisiones para transmitir la potencia del motor a la

hélice, por lo que consideramos una eficiencia de transmisión a la hora de seleccionar el motor por las pérdidas que esta transmisión puedan causar.

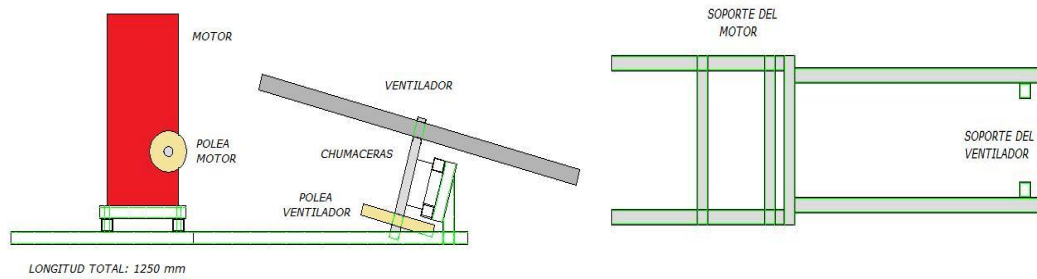
### 4.3. Diseño de la estructura del aerodeslizador

Una vez definido los componentes principales de los sistemas de suspensión y propulsión, procederemos a diseñar una estructura capaz de soportar la instalación de dichos componentes, de manera que pueda servir de bastidor al aerodeslizador.

Luego de analizar varios diseños de modelos anteriores y analizar la configuración de nuestro vehículo, se decidió que se diseñaran dos estructuras, las cuales soportaran al sistema de suspensión y sistema de propulsión respectivamente. Cada estructura será capaz de soportar los componentes del sistema respectivo, de manera que estos puedan ser instalados en un aerodeslizador con las características básicas descritas en el Capítulo 2. En un principio se pensó utilizar una sola estructura para soportar todos los componentes, Esta idea fue descartada, ya que es mucho mejor contar con independencia entre cada uno de los sistemas, esto da la facilidad al futuro diseñador de la carrocería para poder jugar con la ubicación de dichos sistemas y de esta manera asegurar la estabilidad del vehículo. A continuación describiremos las estructuras diseñadas y las partes que lo componen.

#### 4.3.1 Diseño de la estructura del sistema de suspensión

Para realizar este diseño se tuvo en cuenta el hecho que se cuenta con un ventilador axial de 900 *mm* de diámetro que necesita girar en una posición vertical a 1800 *rpm* y un motor gasolinera de 25 *kg* que gira a 3600 *rpm*. Debido a estas características, es necesario diseñar una transmisión tal que permita una reducción de 2:1 entre el motor y el ventilador, y que a la vez permita hacer girar el eje vertical del ventilador usando el movimiento rotacional del eje horizontal del motor. A continuación se muestra un esquema del diseño a utilizar:



**Figura 4.9** Vista lateral y superior del esquema del soporte del sistema de suspensión

La estructura de este diseño está formada por barras cuadradas de  $1.25'' \times 1.25'' \times 2.5mm$ , muy fácil de adquirir en el mercado nacional. Para lograr que el ventilador gire verticalmente se diseñó una estructura capaz de soportar un par de chumaceras que sostendrán el eje. Se inclino el eje del ventilador  $15^\circ$  grados con respecto al eje vertical por dos motivos, el primero para reducir la altura del vehículo (esa sería una ventaja para el diseñador del casco) y la segunda y la más importante es de que si el aire ingresa de manera perfectamente vertical, teóricamente perderá energía cinética, además de que no se distribuirá a lo largo de todo el colchón de aire. La distancia entre ejes (o mejor dicho entre poleas por ser una transmisión de faja cruzada) será de  $675 mm$ . La transmisión es una transmisión entrecruzada a  $1/4$ , ideal para cambiar un movimiento en  $90^\circ$  grados (cambia rotación horizontal por vertical).

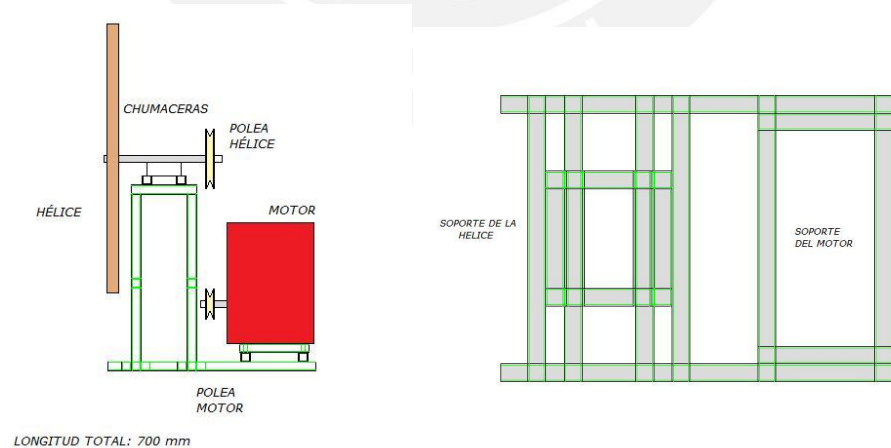
Cabe indicar que en los anexos (**anexos A**) se presentan los cálculos realizados para el diseño de la estructura antes mencionada, así como los cálculos realizados para seleccionar los rodamientos y las poleas de transmisión respectivas. A continuación se presenta un cuadro de resumen con los componentes principales:

**Tabla 4.6** Componentes del sistema de suspensión

Componente	Características
Estructura de soporte	Formado de tubos cuadrados 1.25"x1.25"x2.5mm
	Cordón de soldadura de 4mm
Eje de ventilador	38,1 mm de diámetro con secciones de 24.4 mm
	333 mm de largo
	Material Acero SAE 1045
Cubos de sujeción de hélice	Material aluminio
Ventilador	Diámetro de 900 mm
Chumaceras	Movil: SKF Concentra SYR 1 ½ N ROD. 22208
	Fijo: SKF SYM 1 ½ TF/AH SY 508 YAR 209- 108
Motor de propulsión	Honda GX 300 QCSD
	Potencia de 7HP
Poleas	200mm - 100 mm
	Material aluminio
Faja	Optibelt Red Power II Perfil SPA 1 1800 mm

**4.3.2. Diseño de la estructura del sistema de propulsión**

Para realizar este diseño se tuvo en cuenta el hecho que se cuenta con una hélice de 3 pies (914 mm de diámetro) que necesita girar a 1800 rpm y un motor gasolinera de 25 kg que gira a 3600 rpm. Debido a estas características, es necesario diseñar una transmisión tal que permita una reducción de 2:1 entre el motor y el ventilador. A continuación se muestra un esquema del diseño a utilizar.



**Figura 4.10** Vista lateral y superior del esquema del soporte del sistema de propulsión

La estructura de este diseño está formada por barras cuadradas de  $1.25'' \times 1.25'' \times 2.5\text{mm}$ , muy fácil de adquirir en el mercado nacional. Para lograr que la hélice gire por encima del motor se diseñó una estructura capaz de soportar un par de chumaceras que sostendrán el eje. No se utilizó una transmisión directa ya que se necesitaba reducir la velocidad de rotación del eje del motor. La distancia entre ejes será de  $495\text{ mm}$ .

Cabe indicar que en los anexos (**anexos B**) se presentan los cálculos realizados para el diseño de la estructura antes mencionada, así como los cálculos realizados para seleccionar los rodamientos y las poleas de transmisión respectivas. A continuación se presenta un cuadro de resumen con los componentes principales:

**Tabla 4.7** Componentes del sistema de propulsión

Componente	Características
Estructura de soporte	Formado de tubos cuadrados $1.25'' \times 1.25'' \times 2.5\text{mm}$
	Cordón de soldadura de $4\text{ mm}$
Eje de hélice	$38,1\text{ mm}$ de diámetro con secciones de $24.4\text{ mm}$
	$450\text{ mm}$ de largo
	Material Acero SAE 1045
Cubos de sujeción de hélice	Material aluminio
Hélice	Diámetro de $914.4\text{ mm}$
Chumaceras	Movil: SKF Concentra SYR $1 \frac{1}{2}$ N ROD. 22208
	Fijo: SKF SYM $1 \frac{1}{2}$ TF/AH SY 508 YAR 209- 108
Motor de propulsión	Honda GX 270 QH
	Potencia de 9HP
Poleas	$280\text{mm} - 140\text{ mm}$
	Material aluminio
Faja	Optibelt Red Power II Perfil SPB 1 $1700\text{ mm}$

#### 4.4. Análisis de peso final y costos

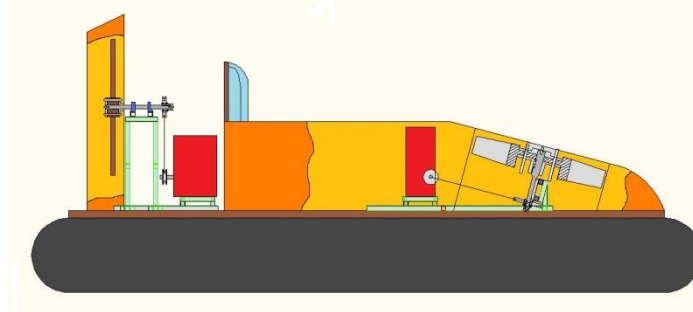
Luego de analizar los sistemas diseñados, se procedió a volver a calcular el peso del vehículo. Sabiendo que los valores de peso del ventilador, la hélice los motores no varía drásticamente, se procedió a verificar el peso de los componentes del sistema de suspensión y propulsión. Sabiendo que se cuentan con  $120\text{ kg}$  para la estructura y  $10\text{ kg}$  para las transmisiones, se procede a sumar el peso real de estos componentes para de esta manera

**Tabla 4.8** Análisis de peso de los sistemas de propulsión y suspensión

Componentes	Propulsión	Suspensión
Cubos de sujeción	1 kg	6 kg
Estructura soporte	28 kg	12 kg
Eje	1.8 kg	4 kg
Chumaceras	1.46 kg	1.46 kg
Cubos de poleas	1.5 kg	1.5 kg
Poleas	1.8 kg	2 kg
Total	33.76 kg	26.96 kg
	60.72 kg	

Como se puede apreciar, el peso total es de  $60.72 \text{ kg}$ . Teniendo en cuenta que inicialmente se considero  $130 \text{ kg}$  de peso, mas  $20 \text{ kg}$  destinados a extras, se pudo observar que se cuentan con  $89.3 \text{ kg}$  para el diseño del casco. Este peso es suficiente para diseñar un casco para este vehículo, ya que los materiales de este son ligeros (mayormente madera u fibra de vidrio). Dentro de este peso se debe considerar el peso del casco, de la falda flexible y del sistema de dirección; componentes no estudiados en este trabajo.

Es importante mencionar que el montaje de estos dos componentes se deberá realizar sobre una superficie de  $8 \text{ m}^2$ . Se propuso los valores de  $4 \times 2$ , por lo que se deberá tratar de respetar estas dimensiones. Esta superficie estará flotando por la presión ejercida por el ventilador, por lo que se deberá evaluar su estabilidad con respecto a la ubicación de los sistemas de suspensión y propulsión. Esto quiere decir que habría que analizar el centro de gravedad de cada uno de estos componentes y tratar de que su ubicación sea la optima para que el vehiculó sea estable. Este análisis se debe realizar también una vez que se tengan definidos los demás componentes, ya que hay que tener en cuenta que, por ejemplo, los asientos también tienen un peso y se deberá analizar la estabilidad en conjunto. En caso no se logre la estabilidad perfecta, no habrá mayores problemas ya que al contar el vehículo con una falda flexible, estas pequeñas vibraciones serán absorbidas por este componente y solamente se producirá un pequeño rebote conforme el vehiculó avance.



**Figura 4.11** Esquema del montaje de los sistemas de suspensión y propulsión

Asimismo, una vez seleccionado los componentes principales se procedió a estimar los costos de los mismos. El objetivo de esto fue de comparar los precios de adquisición de los productos en el mercado peruano con el mercado estadounidense, y poder analizar que tan viable es la construcción de esta clase de vehículos con componentes nacionales contra la posibilidad de importarlos. Solo se procedió a analizar los componentes principales (llámese ventilador, hélice, y motores), ya que los precios de los componentes secundarios (chumaceras, poleas, pernos, aluminio, y tubos cuadrados de acero, entre otros) no varía mucho entre los dos países. Es importante mencionar que estos precios son referenciales, ya que pueden cambiar repentinamente por decisión de los proveedores, así como que para los costos presentados para el mercado americano se utilizó como referencia los costos propuestos por *Universal Hovercraft* [7], principal proveedor de los componentes de aerodeslizadores en los Estados Unidos. A continuación se presentan los costos antes mencionados:

**Tabla 4.9** Precio de los componentes principales del aerodeslizador diseñado

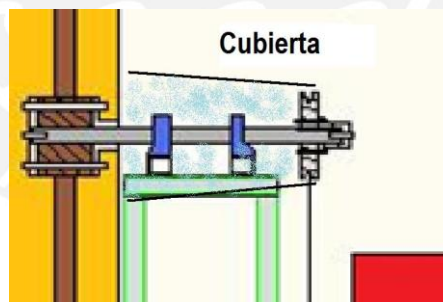
Componente	Mercado Peruano	Mercado Norteamericano
Motor de propulsión	\$ 512.00	\$ 399.00
Motor de suspensión	\$ 390.00	\$ 125.00
Ventilador	\$ 400.00	\$ 185.95
Hélice	\$ 100.00	\$ 114.95

Se puede apreciar que la diferencia entre la mayoría de los componentes no es muy alta, considerando que el mercado estadounidense los demanda en gran cantidad. También hay que aclarar que el precio de la hélice en el mercado peruano se obtuvo luego de cotizar su fabricación con diversos maestros carpinteros (la hélice estará



fabricada de madera contrachapada unida con resina epoxi), con lo que se pudo estimar un precio promedio. El valor en el que encontramos mayor diferencia fue en el del ventilador; esto debido a que los ventiladores utilizados en Estados Unidos son fabricados de madera, mientras que el ventilador utilizado en nuestro diseño es un ventilador industrial de aluminio accionado por un motor eléctrico (el cual se adaptó para funcionar con un motor de gasolina), ventiladores que tienen un alto costo en el mercado. Una posible solución para abaratar los costos sería la de diseñar un ventilador axial con las características del seleccionado. En un principio se contemplo esta posibilidad, pero debido a la extensión del trabajo se descartó rápidamente, por lo que queda pendiente para un próximo trabajo de investigación.

Finalmente a la hora de diseñar el casco del vehículo se deberá diseñar un ducto para el ventilador, el cual deberá ser construido de un material ligero (de preferencia del mismo material del casco del vehículo). De esta manera se deberá tratar de imitar la instalación original de manera que su eficiencia no se vea afectada. Asimismo se deberá considerar el diseño de una cubierta de material ligero (madera, fibra de vidrio, aluminio, etc.) en la periferia del eje de propulsión, esto debido a que la polea conducida obstaculiza el flujo de aire hacia la hélice y puede generar turbulencias.



**Figura 4.12** Cubierta de protección del eje de propulsión

## Referencias Bibliográficas

1. CALVIN COLLEGE, On Wing Like A Penguin, p. 30.
2. WORLD HOVERCRAFT ORGANIZATION, Hovercraft Construction Manual, World Hovercraft Organization, 2000, p. 77.
3. Aerodynamics for Students, Auld & Srinivas, 15 de julio de 2008  
<<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/propeller/propel.exe>>
4. BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para vehículo de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima,2000.
5. Aerodynamics for Students, Auld & Srinivas, 15 de julio de 2008  
<<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/propeller/propel.exe>>
6. DURAND, William Frederick, Aerodynamic Theory Volumen IV, Massachusets: Peter Smith Publisher, 1976, p. 174.
7. Universal Hovercraft, Universal Hovercraft of America, 25 de setiembre de 2008  
<[http://www.hovercraft.com/content/pub/kits/13pt\\_pl.pdf](http://www.hovercraft.com/content/pub/kits/13pt_pl.pdf)>

## CONCLUSIONES

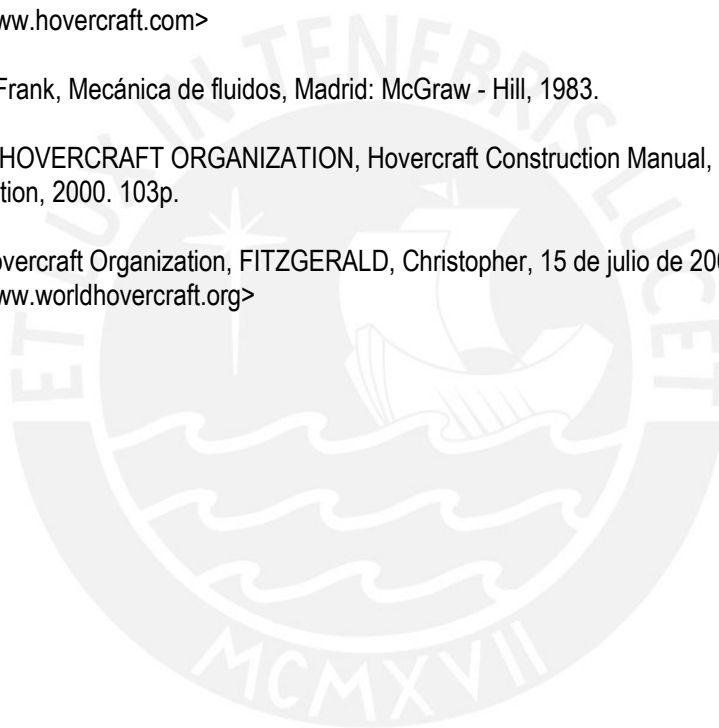
Luego de realizar este trabajo, llegamos a la conclusión que:

1. Se ha diseñado un aerodeslizador básico con una capacidad para dos pasajeros que puede alcanzar una velocidad máxima de  $12.5\text{ m/s}$ . Este vehículo consta de un sistema de suspensión compuesto de un motor de c.i. gasolineru Honda de  $7\text{HP}$  que acciona un ventilador axial Airtec de  $900\text{mm}$  capaz de generar una presión de  $950\text{ Pa}$  y un flujo de  $3.6\text{ m}^3/\text{s}$ , y un sistema de propulsión compuesto de un motor de c.i. gasolineru Honda de  $9\text{HP}$  que acciona un hélice de  $3\text{ pulgadas}$  capaz de generar una fuerza de empuje de  $250\text{ N}$  a una velocidad de  $1800\text{ rpm}$ .
2. En el Perú es completamente viable el uso de la tecnología de colchón de aire para el diseño y fabricación de vehículos ligeros pequeños como punto de partida para la construcción de vehículos de mayor capacidad.
3. Todos los componentes y materiales utilizados están disponibles en el mercado nacional y son de fácil adaptación para los propósitos propios del diseño.
4. Cabe recalcar que este diseño solo incluye el diseño aerodinámico de los sistemas de suspensión y propulsión, por lo aun queda pendiente el diseño del casco, de la falda flexible y del sistema de dirección, consistiendo este ultimo en alabes directrices del flujo de aire generado por la hélice de propulsión.
5. Un tema importante a considerar es el precio del ventilador, ya que el que se utilizo fue un modelo que es vendido conjuntamente con un motor eléctrico y un montaje especial. Una manera de reducir costos sería la de diseñar un ventilador axial que cumpla con los requisitos mencionados, de manera que se pueda fabricar, dejando de depender de esta manera del proveedor.
6. Finalmente esperamos que con este trabajo se empiece a considerar el uso de esta clase de vehículos, ya que este medio de transporte puede ayudar a promover el turismo en nuestro país. Estos pueden ser usados de manera recreativa o para la realización de excursiones y se adaptan perfectamente a la gran variedad de superficies con las que contamos.

**BIBLIOGRAFÍA**

- Aerodynamics for Students, Auld & Srinivas, 15 de julio de 2008 <http://www.aeromech.usyd.edu.au>
- BARBOZA, Gabriel, Diseño del sistema de propulsión para un vehículo de cojín de aire para 8 pasajeros, Tesis de Ingeniero Mecánico, PUCP, FCI, Lima, 2000.
- BEDFORD, Anthony y FOWLER, Wallace L., Estática, Adison Wesley Longman S.A., México, 2000, 606p.
- BEER, Ferdinand y JOHNSTON, E. Russel, Mecánica de Materiales, México: McGraw-Hill/Interamericana Editores, 2001. 790p.
- CALVIN COLLEGE, On Wing Like A Penguin, 33p.
- COZ, Federico, Manual del curso de Ventilación Industrial, PUCP, Lima, 2008.
- DURAND, William Frederick, Aerodynamic Theory Volumen IV, Peter Smith Publisher, Massachusetts, 1976, 430p.
- EDICIONES CEAC, Manual CEAC del Automóvil, Barcelona: Grupo Editorial Ceac S.A., 2006, 956p.
- FITZGERALD, Christopher y WILSON, Robert, Light Hovercraft Design, 63p.
- GUINLE, R.L., Diccionario Técnico y de Ingeniería, 14ª ed., Compañía Editorial Continental, Ciudad de México, 2006, 311p.
- GYUN, Lian y BLIAULT, Alan, Theory an Design of Air Cushion Craft, Londres: Arnold Publishers, 2000, 632p.
- Hover Design, MATTISON, Kevin, 28 de abril de 2008 <<http://www.hoverdesign.com>>
- HURT, H. H., Aerodynamics for Naval Aviators, WA: Aviaton Supplies & Academics, Renton, 1992, 415p.
- MANTLE, Peter J., Air Cushion Craft Development Hawaii: University Press of the Pacific, 2000, 503p.
- OSBORNE, William, Pergamon Press, Oxford, 1960, 224p.
- PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERÚ, Dibujo Mecánico 1, Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, 2007.
- PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERÚ, Dibujo Mecánico 2, Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, 2007.
- RODRIGUEZ, Jorge, Diseño de Uniones Soldadas, Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, 2007.

- RODRIGUEZ, Jorge, Resistencia de Materiales 2-A, Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, 2005.
- RAYO, Andrés Esteban, Interpretación de Planos, 2ª ed. Madrid: Fundación Confemetal, 2006, 311p.
- SAMSONOV, Vassili, Aerodinámica y control de Turbinas eólicas, 1ª ed. Lima: Litho & Arte S.A.C., 2006.
- STREETER, Víctor L., Mecánica de Fluidos, México: McGraw – Hill, 1972, 747p.
- UNIVERSAL HOVERCRAFT, Hovercraft Construction and Operation. Illinois: Universal Hovercraft, 2004, 46p.
- Universal Hovercraft, Universal Hovercraft of America, 25 de setiembre de 2008  
<<http://www.hovercraft.com>>
- WHITE, Frank, Mecánica de fluidos, Madrid: McGraw - Hill, 1983.
- WORLD HOVERCRAFT ORGANIZATION, Hovercraft Construction Manual, World Hovercraft Organization, 2000. 103p.
- World Hovercraft Organization, FITZGERALD, Christopher, 15 de julio de 2008  
<<http://www.worldhovercraft.org>>



## ANEXOS

### A. Cálculo del sistema de suspensión

#### A.1. Cálculo del soporte del sistema de suspensión

##### A.1.1 Cálculo de la resistencia a la flexión de los tubos soporte

Se decidió diseñar una estructura capaz de soportar todos los elementos necesarios para generar la suspensión del aerodeslizador a diseñado. Una parte fundamental en el diseño de esta estructura es la parte que soportara al motor de suspensión, el cual brindara la potencia capaz de suspender el vehículo. Para lograr esto se decidió utilizar dos tubos cuadrados en paralelo y montar el motor sobre ellas. Se decidió utilizar barras de  $\frac{1}{4}'' \times \frac{1}{4}'' \times 2,5mm$ , ya que es un producto fácil de encontrar en el mercado. Se procedió a calcular la resistencia a la flexión de dicho tubo y la rigidez del mismo. Para este calculo el peso del motor se deberá dividir en cada uno de los tubos (consideramos que el peso del motor será 27.5 kg asumiendo que lleva 2.5 litros de combustible).

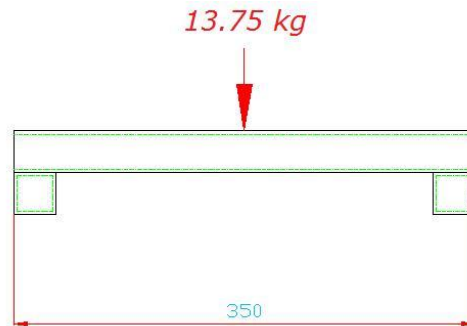


Figura A.1 Diagrama de cuerpo libre del soporte del motor

Por equilibrio estático, asumiendo simetría para facilidad de cálculo sabemos que:

$$M_A = \frac{1}{8} \times L_b \times W_M$$

Donde  $L_b = 350 \text{ mm}$ ,  $W_M = 135 \text{ N}$ .

Reemplazando:

$$M_A = \frac{1}{8} \times 0.35 \times 135 = 6 \text{ N.m}$$

Utilizando este valor, se procedió a calcular la inercia del tubo cuadrado, para posterior a esto calcular la resistencia a la flexión.

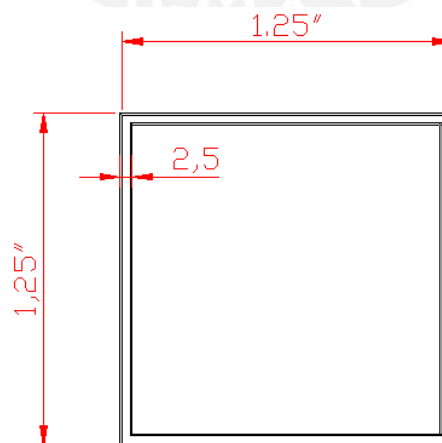


Figura A.2 Esquema de tubo cuadrado

$$I = \frac{b^4}{12} - \frac{(b - 5mm)^4}{12} = \frac{(2.5" \times 25.4mm)^4}{12} - \frac{(2.5" \times 25.4mm - 5mm)^4}{12} = 42013.6mm^4$$

Con este valor procedemos a calcular el esfuerzo cortante de la siguiente manera:

$$\sigma_f = \frac{M_f \times y}{I}$$

Sabiendo que  $M_f = 6 N.m$ ,  $y = 15.875mm$  y  $I = 42013.6mm^4$

$$\sigma_f = \frac{6 \times 15.875}{42013.6} = 2.3 N/mm^2$$

El valor es despreciable, ya que es bastante menor al valor admisible ( $240 N/mm^2$ )

### A.1.2 Calculo de la rigidez de los tubos soporte

Posterior a este calculo se procede a analizar la rigidez del tubo. Para esto se sigue asumiendo una distribución simétrica de la carga y procedemos a calcular la deflexión generada por la carga generada por el motor.

Conociendo los valores usados anteriormente, procedemos a calcular la deflexión de la siguiente manera:

$$y = \frac{2.5PL^3}{12EI}$$

Sabiendo que  $P = 135 N$ ,  $L = 350mm$ ,  $E = 2.1 \times 10^5 N/mm^2$  y  $I = 42013.6mm^4$

$$y = \frac{2.5 \times (135) \times (350)^3}{12(2.1 \times 10^5) \times (42013.6)} = 0.07mm$$

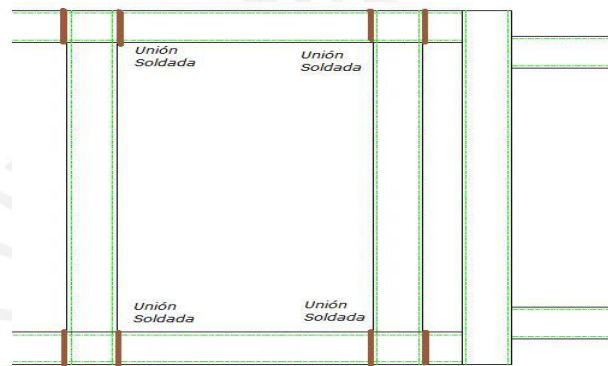
Como se puede apreciar, la deflexión es mínima, por lo que se considera despreciable.



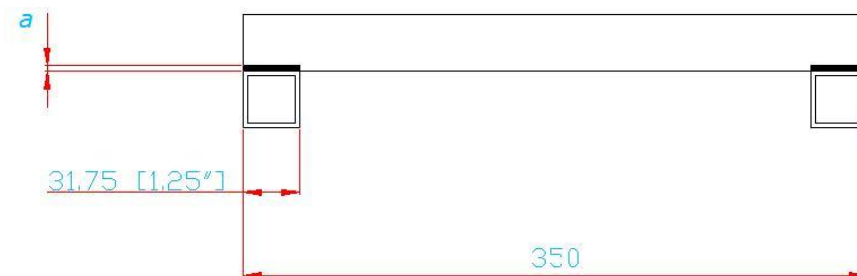
### A.1.3 Cálculo de la resistencia de los cordones de soldadura de los tubos soporte

Como se apreció en imágenes anteriores, se utilizará dos tubos cuadrados para soportar el peso del motor. Por lo mismo, el peso del motor se deberá dividir en cada uno de los tubos (consideramos que el peso del motor será 27.5 kg asumiendo que lleva 2.5 litros de combustible).

Para lograr que estos tubos soporten dicha carga, se decidió soldar los extremos de los mismos de la siguiente manera:



**Figura A.3** Esquema de la unión soldada de la estructura del soporte del sistema de suspensión



**Figura A.4** Esquema del cordón de soldadura de la estructura del soporte del sistema de suspensión

De esta manera procedemos a calcular el momento actuante en el cordón.

Por equilibrio estático, sabemos que:

$$M_A = \frac{1}{8} \times L_b \times W_M$$

Donde  $L_b = 350 \text{ mm}$ ,  $W_M = 135 \text{ N}$ .

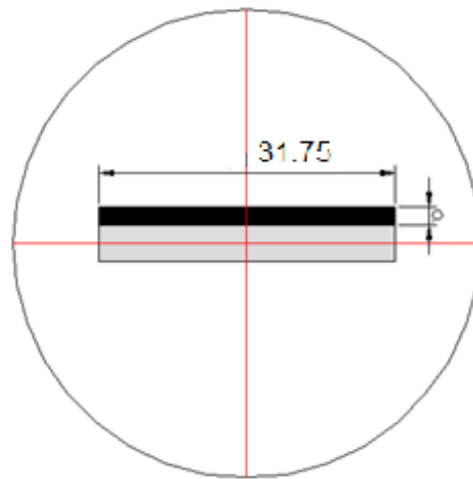
Reemplazando:

$$M_A = \frac{1}{8} \times 0.35 \times 135 = 6 \text{ N.m}$$

Como se trata de dos cordones (uno por cada lado), se procede a dividir la carga entre 2 y conocido este valor procedemos a analizar el cordón de soldadura:

$$M_f = \frac{M_A}{2} = 3 \text{ N.m}$$

A continuación se muestra el esquema del cordón de soldadura:



**Figura A.5** Geometría del cordón de soldadura del sistema de suspensión

Con este diagrama hallamos la inercia en función al espesor del cordón para luego calcular el momento flector sabiendo que el largo de la viga es de 800 mm.

Hallamos en primer lugar el esfuerzo flector:

$$I_x = 31.75 \times \frac{(a)^3}{12} = 2.65 a^3$$

$$M_f = 3000 N \cdot mm$$

$$y_{max} = \frac{a}{2}$$

$$\sigma_{fs} = \frac{M_f \cdot y_{max}}{I_x} = \frac{3000 \times a}{2 \times 2.65 a^3} = \frac{566}{a^2}$$

A continuación hallamos el esfuerzo cortante:

$$\tau_{cs} = \frac{F}{a \cdot l} = \frac{135}{4 \cdot a \cdot 31.75} = \frac{1.1}{a}$$

donde  $\sigma_{cs}$  es el esfuerzo de corte admisible en la unión soldada ( $N/m^2$ ),  $F$  es fuerza de corte en la unión soldada ( $N$ ),  $a$  es el espesor analítico del cordón de soldadura ( $m$ ), y  $l$  es la longitud del cordón de la soldadura ( $m$ ).

Sabiendo que el esfuerzo admisible de corte es igual a:

$$\sigma_{Adm} = \frac{v_1 \cdot v_2 \cdot \sigma_D}{F.S.}$$

donde  $v_1 = 0.12$ ,  $v_2 = 1$ ,  $\sigma_D = 330 N/mm^2$ ,  $F.S. = 1.5$ .

Cabe destacar que estos valores los tomamos del manual de Diseño de Uniones Soldadas del Ing. Jorge Rodríguez.

Reemplazando:

$$\sigma_{Adm} = \frac{1 \times 0.12 \times 330}{1.5} = 26.4 N/mm^2$$

Usando la fórmula de esfuerzo admisible en la sección (TMEN) y sabiendo que este valor debe ser menor al esfuerzo admisible hallado:

$$\sigma_{eq} = \frac{1}{2} \left( \sigma_{fs} + \sqrt{\sigma_{fs}^2 + 4\tau_{cs}^2} \right) \leq \sigma_{Adm}$$

$$\sigma_{eq} = \frac{1}{2} \left( \frac{566}{a^2} + \sqrt{\left(\frac{566}{a^2}\right)^2 + 4\left(\frac{1.1}{a}\right)^2} \right) \leq 26.4 \text{ N/mm}^2$$

Despejando:

$$a = 3.6 \text{ mm} \approx 4 \text{ mm}$$

Al contener en ese punto el esfuerzo más crítico podemos asumir que las demás soldaduras podrán ser de 4 mm y no fallarán las uniones soldadas.

## A.2. Cálculo del eje del ventilador

### A.2.1. Dimensionamiento y cálculos de resistencia del eje

Una vez calculado el cordón de soldadura, se procede a calcular las fuerzas y los momentos a los que está sometido el eje del ventilador, para una vez hallado estos se procedan a dimensionar el eje mismo y seleccionar las chumaceras respectivas.

Sabiendo que:

$$N_{MS} = 3600 \text{ rpm}$$

$$P_S = 5222 \text{ kW}$$

$$T_{MS} = 13.85 \text{ N.m}$$

$$N_S = 1800 \text{ rpm}$$

Donde  $N_S$  es la velocidad de rotación del ventilador,  $N_{MS}$  es la velocidad de rotación del motor de suspensión,  $P_S$  es la potencia del motor de suspensión y  $T_{MS}$  es el torque en el eje del motor de suspensión. Si la relación de transmisión es de 2:1, entonces:

$$T_V = 27.7 \text{ N.m}$$

Donde  $T_V$  es el torque en el eje del ventilador.

Conociendo que la presión generada por el ventilador es de  $950 \text{ Pa}$  y el radio del ventilador es de  $450 \text{ mm}$ , sabemos que la fuerza del ventilador es de:

$$F_V = \Delta p_t \times A_v = 950 \times \pi \times 0.45^2 = 600 \text{ N}$$

Con este valor y sabiendo que el diámetro de la polea del ventilador  $D_{PV}$  es de 4 pulgadas, podremos calcular la fuerza que afecta al eje.

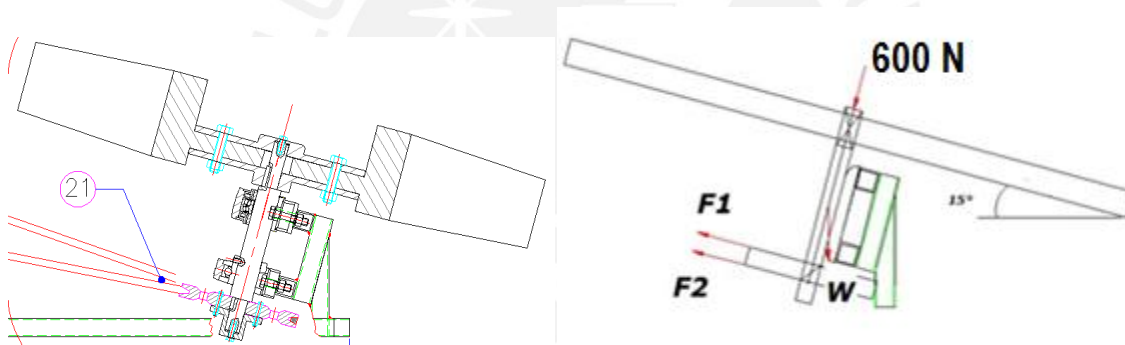


Figura A.6 Esquema de fuerzas en el soporte del ventilador

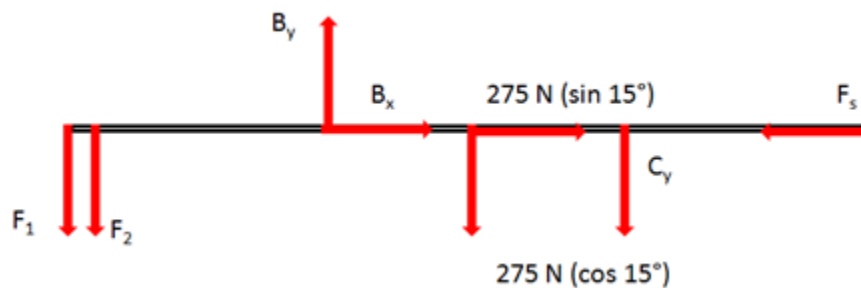


Figura A.7 Esquema de fuerzas en el eje del ventilador

$$F_{PV} = \frac{2 \times T_{MV}}{D_{PV}}$$

Donde  $F_V$  es la fuerza normal en la polea del ventilador,  $D_{PV}$  es el diámetro de la polea del ventilador y  $T_{MV}$  es el torque en el eje del ventilador.

Si  $D_{PV} = 101.6 \text{ mm}$  y  $T_{MV} = 27.7 \text{ N.m}$ .

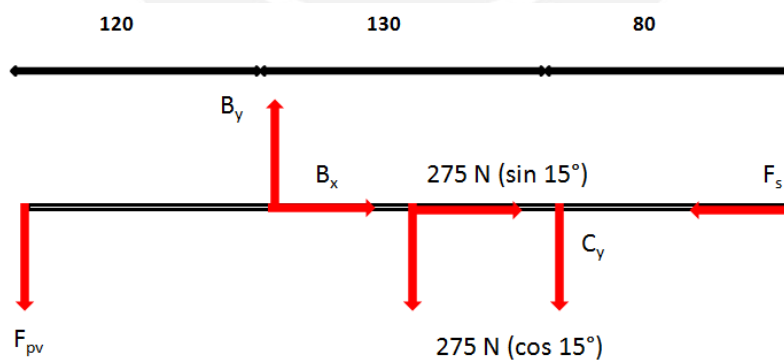
Reemplazando

$$F_{PV} = \frac{2 \times 27.7}{0.1016} = 545.3 \text{ N}$$

Esta fuerza  $F_{PV}$  sería el equivalente a las dos fuerzas ejercidas en las poleas del ventilador, pero como sus posiciones son perpendiculares al eje se pueden considerar como una sola fuerza.

Asimismo se observa que se han propuesto una fuerza de  $275 \text{ N}$  en el centro del eje. Esto debido a que el peso de los componentes del ventilador está con cierto ángulo de inclinación y están afectando al eje. Se utilizó el valor de  $275 \text{ N}$  basándonos en que el peso del ventilador más sus componentes será aproximadamente  $28 \text{ kg}$ .

De esta manera, como sabemos que no habrá descomposición de fuerzas con el eje Z, se realiza el cálculo de reacciones en los puntos B y C, donde están ubicados los rodamientos.



**Figura A.8** Diagrama de cuerpo libre en el eje de la hélice

Con estos valores, procedemos a calcular las reacciones en los puntos B y C, donde estarán ubicadas nuestras chumaceras.

Para esto se está asumiendo que la hélice genera un empuje axial de 7600 N

Analizando el plano  $x$ :

$$\sum F_x = 0$$

$$F_V - B_x + 275 N \cdot \cos 15^\circ = 0$$

$$B_x = 865 N$$

Analizando el plano  $y$ :

$$\sum F_y = 0$$

$$B_y - C_y - F_{PV} - 275 \cdot \sin 15^\circ = 0$$

Y realizando una sumatoria de fuerzas en B:

$$\sum M_B = 0$$

$$-(0.13 m) \times C_y + (0.12 m) \times F_{PV} - (0.06 m) \times 275 \cdot \sin 15^\circ = 0$$

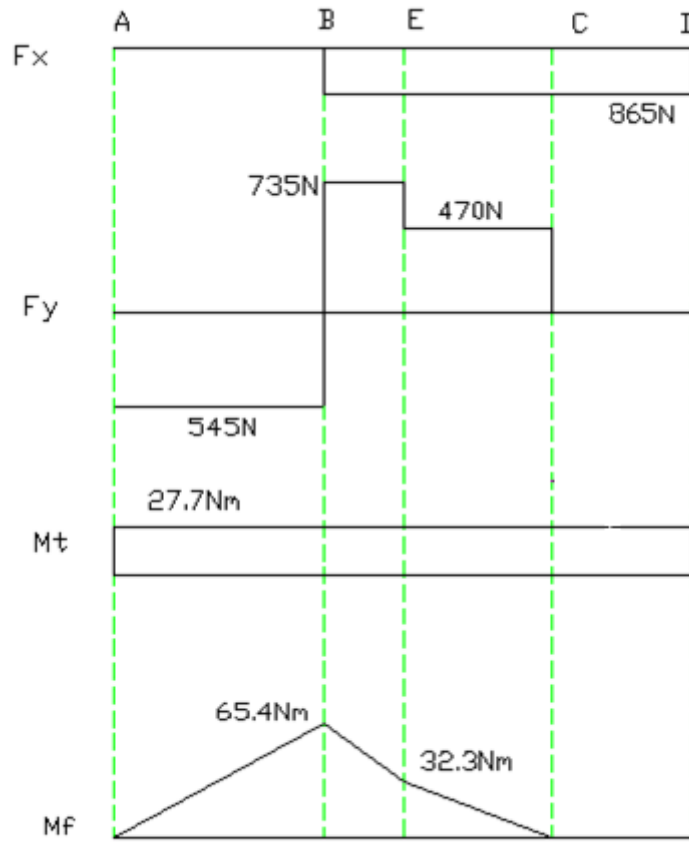
$$0.12 F_{PV} = 0.13 C_y + 4.3 N \cdot m$$

$$C_y = 470 N$$

Por consiguiente:

$$B_y = 1280 N$$

Con estos valores procedemos a representar el diagrama de cargas del eje:



**Figura A.9** Diagrama de cargas en el eje del ventilador

Se puede apreciar que el punto B es el que sufre los mayores esfuerzos y se procede a analizarlo.

**Tabla A.1** Resumen de cargas en el punto B del eje del ventilador

Fuerza Axial ( $F_x$ )	865 N
Fuerza Radial ( $F_y$ )	735 N
Momento Torsor ( $M_t$ )	27.7 N.m
Momento Flector ( $M_f$ )	65.4 N.m

Con estos valores procedemos a dimensionar un diámetro inicial al eje:

$$d \geq 4\sqrt[4]{0.1 M_t} = 4\sqrt[4]{0.1 \times (27700 \text{ N}\cdot\text{mm})} = 24 \text{ mm}$$



Asumimos que el eje tendrá un diámetro inicial de 25.4 mm.

Posterior a esto procedemos a calcular el esfuerzo equivalente en el punto B.

$$\sigma_{eq} = \sqrt{(\sigma_f)^2 + 3(\alpha \cdot \sigma_\tau)^2}$$

Sabiendo que:

$$\sigma_f = \frac{\beta_f}{C_{S_f} \cdot C_t} \times \sigma_f = \frac{\beta_f}{C_{S_f} \cdot C_t} \times \frac{32Mf}{\pi d^3}$$

$$\sigma_\tau = \frac{\beta_\tau}{C_{S_t} \cdot C_t} \times \sigma_t = \frac{\beta_\tau}{C_{S_t} \cdot C_t} \times \frac{16Mf}{\pi d^3}$$

donde según tablas  $\beta_f = 2.2$ ,  $\beta_\tau = 1.4$ ,  $C_t = 0.78$ ,  $C_{S_f} = 0.88$ ,  $C_{S_t} = 0.88$ ,  $F.S. = 1.5$ .

Reemplazando

$$\sigma_f = \frac{\beta_f}{C_{S_f} \cdot C_t} \times \sigma_f = \frac{2.2}{0.88 \times 0.78} \times \frac{32 \times (65400)}{\pi(25.4)^3} = 130.3 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_\tau = \frac{\beta_\tau}{C_{S_t} \cdot C_t} \times \sigma_t = \frac{1.4}{0.88 \times 0.78} \times \frac{16 \times (27700)}{\pi(25.4)^3} = 17.5 \text{ N/mm}^2$$

Con estos valores y conociendo que el valor de  $\alpha = 0.8$  por ser ambos esfuerzos alternantes, reemplazamos en la fórmula principal del esfuerzo equivalente:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{(130.3)^2 + 3(0.8 \times 17.5)^2} = 132.5 \text{ N/mm}^2$$

Asumiendo un factor de seguridad  $F.S. = 1.5$ , obtenemos que:

$$\sigma_{eq} = F.S. \times \sigma_{eq} = 1.5 \times 132.5 = 198 \text{ N/mm}^2$$

Como el esfuerzo de fluencia es de  $\sigma_f = 320 \text{ N/mm}^2$ , el eje no fallara por fluencia ni por fatiga.

Se decide diseñar el eje con un diámetro de 38.1 mm por facilidades constructivas, teniendo rebajas de 25.4 mm para la adaptación de los componentes del vehículo (consultar planos para observar detalles constructivos.)

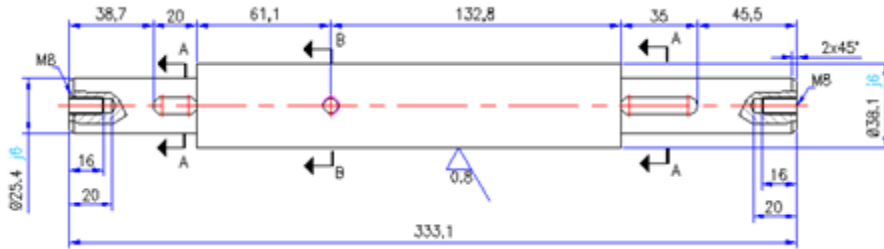


Figura A.10 Diagrama de cargas en el eje del ventilador

### A.2.2. Calculo de deformaciones en el eje

Una vez calculadas los principales esfuerzos en el eje, procedemos a calcular las deflexiones sufridas por la acción de las fuerzas generadoras de los esfuerzos. Para esto nos basamos en formulas aplicadas, las cuales se basan en la geometría y la ubicación de las cargas tal como se muestran a continuación:

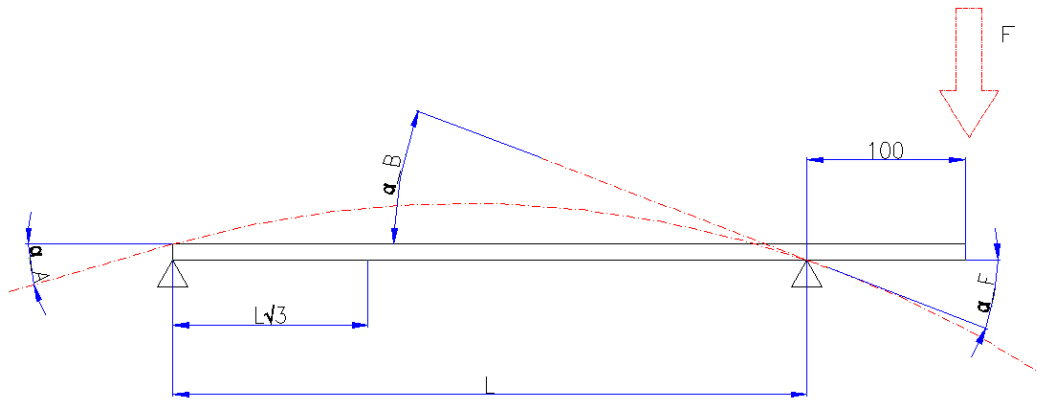


Figura A.11 Esquema de deformaciones en ejes y arboles

Sabiendo que  $Fa = 545N$ ,  $L = 130mm$ ,  $a = 120mm$ ,  $E = 2.1 \times 10^5 N/mm^2$ ,  $r$  y que:

$$I = \frac{\pi r^4}{4} = \frac{\pi \times (19.05)^4}{4} = 103405mm^4$$

podemos reemplazar estos valores en las formulas antes mencionadas que se muestran:

$$f_1 = \frac{Fa \cdot L^2}{9EI\sqrt{3}}$$

$$f_2 = \frac{Fa^2 \cdot (L + a)^2}{3EI}$$

$$\alpha_A = \frac{Fa \cdot L}{9EI\sqrt{3}}$$

$$\alpha_B = \frac{Fa \cdot L}{3EI}$$

$$\alpha_F = \alpha_A(2 + 3a/L)$$

Procediendo a reemplazar los valores antes mencionados en las formulas obtenemos:

Sabiendo que  $Fa = 545N$ ,  $L = 130mm$ ,  $a = 120mm$ ,  $E = 2.1 \times 10^5 N/mm^2$ ,  $r$  y que:

$$f_1 = \frac{545 \cdot (120)^2}{9 \times (2.1 \times 10^5)(103405)\sqrt{3}} = 2.3 \times 10^{-5}mm$$

$$f_2 = \frac{(545^2) \times (120 + 130)}{3 \times (2.1 \times 10^5)(103405)} = 1.2 \times 10^{-4}mm$$

$$\alpha_A = \frac{545 \times 130}{9 \times (2.1 \times 10^5)(103405)\sqrt{3}} = 3.6 \times 10^{-7}rad$$

$$\alpha_B = \frac{545 \times 130}{3 \times (2.1 \times 10^5)(103405)} = 1.1 \times 10^{-6}rad$$

$$\alpha_F = 2 \times 10^{-7}(2 + 3 \times 120/130) = 9.5 \times 10^{-7}rad$$

Para los valores obtenidos, sabemos que la flecha admisible por metro de longitud entre apoyos ( $f_{adm}$ ) es de  $0.5mm$  por cada metro de longitud para arboles de transmisión, o sea  $0.17mm$  para el caso de nuestro eje, por lo que ninguna flecha excede este valor.

Asimismo la inclinación para apoyos ( $\theta_{adm}$ ) en cojinetes de rodillos es de  $2 \times 10^{-4} \text{ rad}$  y para rodamientos rígidos de bola es de  $1 \times 10^{-3} \text{ rad}$ , por lo que ningún valor obtenido supera los antes mencionados. Por consiguiente el eje no fallara por deformaciones.

### A.2.3. Consideraciones dinámicas en el eje

Una vez obtenida la flecha procedemos a calcular la velocidad crítica del eje y verificar si este falla por un exceso de velocidad. La velocidad crítica de rotación de un eje se da cuando las oscilaciones de rotación del eje entran en resonancia con las oscilaciones naturales del mismo, lo cual causan el colapso del eje; es por eso que se debe realizar esta comprobación.

Para calcular esto se debe considerar que la velocidad de giro de operación del eje de un ventilador sea menor a las dos terceras partes de la velocidad crítica del mismo. Dicha velocidad en un eje en cual se encuentra montado un rodete pesado es:

$$\omega_{cr} = \sqrt{\frac{k \cdot g}{W}}$$

Donde  $\omega_{cr}$  es la velocidad de angular crítica del eje,  $k$  es la constante de elasticidad del eje,  $g$  es la aceleración de la gravedad y  $W$  es la masa del rodete centrífugo.

Otra forma de escribir la ecuación anterior es:

$$n_{cr} = \frac{30}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{g}{f_{max}}}$$

Donde  $n_{cr}$  es la velocidad de rotación crítica del eje en  $rpm$ ,  $g$  es la aceleración de la gravedad en  $mm^2/s$ ,  $f_{max}$  es la flecha máxima producida en eje a causa del peso del rodete en  $mm$ .

Como se pudo observar en cálculos anteriores  $f_{max} = 2.3 \times 10^{-5} mm$  por lo que reemplazando en la formula anterior:

$$n_{cr} = \frac{30}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{9800}{2.3 \times 10^{-5}}} = 197115 \text{ rpm}$$

La velocidad rotación de operación del eje del ventilador es 1800 rpm, la cual es menor que las dos terceras partes de la velocidad crítica con lo que se cumple con el requerimiento sugerido mencionado más arriba.

#### A.2.4. Selección de los rodamientos en eje

Una vez realizado los cálculos anteriores, procedemos a seleccionar el rodamiento en B y luego en C.:

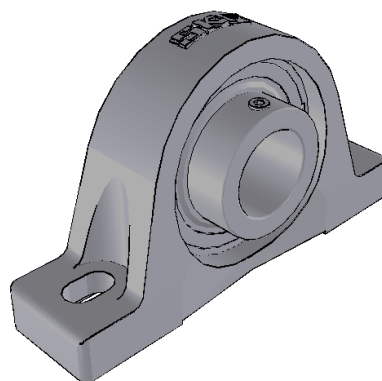
**Tabla A.2** Resumen de cargas en las chumaceras en el eje del ventilador

	Rodamiento en B	Rodamiento en C
Carga Radial	735 N	470 N
Carga Axial	865 N	-

Seleccionamos la unidad de rodamiento **SKF SYM 1.1/2 TF/AH** con rodamiento de bola **YAR 209 - 108** y el soporte **SYH 508/AH** con las siguientes características:

**Tabla A.3** Características del rodamiento YAT 205 - 100

Carga estática C <sub>o</sub>	21500 N
Carga dinámica C	33200 N



**Figura A.12** Unidad de rodamiento SKF SYM 1.1/2 TF/AH

Con estos valores, procedemos a comprobar su selección.

$$\frac{F_a}{F_r} = \frac{865 \text{ N}}{735 \text{ N}} = 1.17$$

$$\frac{F_a}{C_0} = \frac{865 \text{ N}}{21500 \text{ N}} = 0.04$$

Por consiguiente:

$$e = 0.24$$

$$X = 0.56$$

$$Y = 1.8$$

Como  $e \leq F_a/F_r$ , entonces

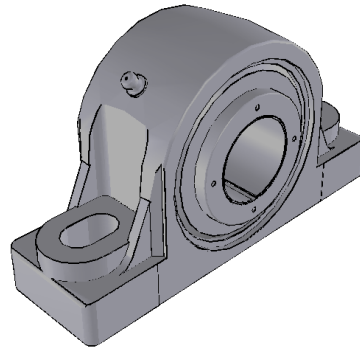
$$P = XF_r + YF_a = 0.56 \times 865 + 1.8 \times 735 = 1807 \text{ N}$$

Ahora hallamos las horas de servicio del rodamiento.

$$L_{10h} = \frac{10^6}{60 \times N_p} \left( \frac{C}{P} \right)^3 = \frac{10^6}{60 \times 1800} \left( \frac{33200 \text{ N}}{1807 \text{ N}} \right)^3 = 57426 \text{ horas}$$

Con esto, asumiendo que el vehículo trabajara durante 3 horas diarias, obtenemos que el rodamiento tendrá una vida útil de 19142 días.

Posterior a esto se decide utilizar unidad de rodamiento de rodillos **SKF Concentra SYR 1.1/2** para el apoyo móvil, ya que este al tener mejores características que el anterior, tendrá un buen funcionamiento.



**Figura A.13** Unidad de rodamiento SKF Concentra SYR 1.1/2

### A.3. Cálculo del soporte del ventilador

Una vez calculado los rodamientos, podemos apreciar que las fuerzas del eje no afectan a la soldadura, ya que estas trabajan en compresión. Las fuerzas críticas son las que generadas por el peso de los componentes (llámense chumaceras, eje, ventilador, cubo del ventilador, tubos cuadrado). Para esto enumeramos las cargas en el siguiente cuadro para un posterior análisis del cordón de soldadura.

**Tabla A.4** Análisis de peso de los componentes de accionamiento del ventilador

Peso de chumaceras	6 kg
Peso del eje	4 kg
Peso de tubos cuadrados	3 kg
Peso del ventilador	15 kg
Total	28 kg

Con este valor procedemos a trazar el diagrama de cuerpo libre de la estructura para calcular así su cordón de soldadura.

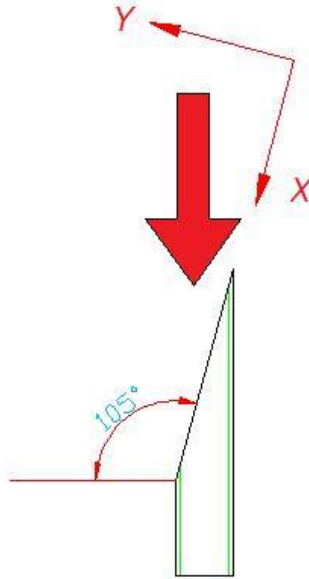


Figura A.14 Esquema de fuerzas en el cordón de soldadura del soporte del ventilador

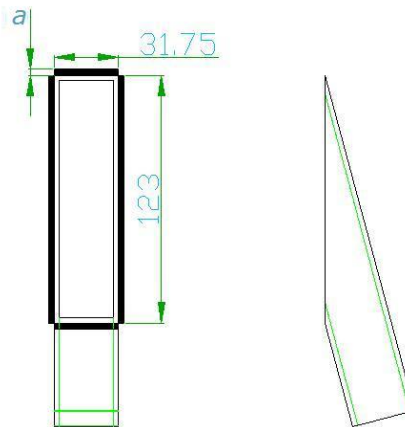


Figura A.15 Geometría del cordón de soldadura del soporte del ventilador

Donde:

$$W_x = (28 \text{ kg} \cdot \cos 75^\circ) \cdot 9.81 \text{ m/s}^2 = 71.1 \text{ N}$$

$$W_y = (28 \text{ kg} \cdot \sin 75^\circ) \cdot 9.81 \text{ m/s}^2 = -265.3 \text{ N}$$

de las cuales solo  $W_x$  ejerce un esfuerzo cortante a la soldadura (la otra carga ejerce una fuerza de compresión sobre la unión soldada).

Calculando dicho esfuerzo con un cordón de 3mm:



$$\sigma = \frac{W_{TOTAL}}{0.5 \cdot A_{soldadura}} = \frac{71.1 N}{0.5 \cdot [2 \times (123 \text{ mm} \times 3 \text{ mm}) + 2 \times (31.75 \text{ mm} \times 3 \text{ mm})]}$$

$$= 0.15 \text{ N/mm}^2$$

Por lo tanto el cordón no va a fallar ya que es menor al valor admisible de tablas.

#### A.4. Selección de las falas de transmisión del sistema de suspensión

A continuación se presenta una tabla con los datos de la transmisión para su respectivo cálculo.

**Tabla A.5** Características de la transmisión por fajas entre el motor de suspensión y el ventilador

Elementos del Motor		Condiciones de funcionamiento		Ventilador	
$P_{MS}$	4204 W	Entre eje	675 mm	$P_V$	4204 W
$N_{MS}$	3600 rpm	Diámetro de polea pequeña	100 mm	$N_V$	1800 rpm
$T_{MS}$	13.85 N.m			$T_V$	27.7 N.m

Una vez conocidos estos valores se procede a calcular las características de la faja siguiendo la rutina propuesta.

Factor de servicio  $C_2$

$$c_2 = 1.1$$

Potencia  $P_B$

$$P_B = P_{MS} \times C_2 = 4204 \times 1.3 = 5465.2 \text{ W}$$

Tipo de perfil

SPA

Relación de transmisión

$$i = 2$$

Diámetro de poleas

$$d_{W1} = 100 \text{ mm}$$

$$d_{W2} = 200 \text{ mm}$$

Diámetro de poleas normalizadas

$$d_{Wk} = 100 \text{ mm}$$

$$d_{Wg} = 200 \text{ mm}$$

Entre eje

$$e = 675 \text{ mm}$$

Desarrollo primitivo de la correa

$$\begin{aligned}
 L_{wth} &= 2e + 1.57 \cdot (d_{Wg} + d_{Wk}) + \frac{(d_{Wg} - d_{Wk})^2}{4e} \\
 &= 2 \times 675 + 1.57 \cdot (200 + 100) + \frac{(200 - 100)^2}{4 \times 675} = 1824.8 \text{ mm}
 \end{aligned}$$

De tablas

$$L_{wSt} = 1800 \text{ mm}$$

Entre eje nominal real

$$e_{nom} = e - \frac{L_{wth} - L_{wSt}}{2} = 675 - \frac{1824.8 - 1800}{2} = 662.6 \text{ mm}$$

Recorrido de tensado  $x/y$  a prever  $e_{nom}$

$$x = 25 \text{ mm}, y = 20 \text{ mm}$$

Velocidad lineal y frecuencia de flexiones

$$v = \frac{d_{Wk} \cdot N_{MS}}{19100} = \frac{100 \times 3600}{19100} = 19.2 \text{ m/s}$$

(Velocidad máxima  $\approx 42 \text{ m/s}$ )

$$f_B = \frac{2 \times 1000 \times v}{L_{wSt}} = \frac{2 \times 1000 \times 19.2}{1800} = 21.3 \text{ flexiones/s}$$

( $f_B$  máximo  $\approx 100 \text{ flexiones/s}$ )

Factor de ángulo de contacto

$$\frac{d_{Wg} - d_{Wk}}{e_{nom}} = \frac{200 - 100}{662.6} = 0.15$$

De tablas

$$\beta = 170^\circ$$

$$c_1 = 1.0$$

Factor de longitud

$$c_3 = 0.94$$

Potencia nominal transmisible por cada correa

$$P_N = 4.95 \text{ kW} + 1.35 \text{ kW} = 6.3 \text{ kW}$$

Numero de correas

$$z = \frac{P \cdot c_2}{P_N \cdot c_1 \cdot c_3} = \frac{5465.2}{6300 \times 1.0 \times 0.94} = 0.92 \approx 1 \text{ correa}$$

## B. Cálculo del sistema de propulsión

### B.1. Cálculo del soporte del motor de propulsión

#### B.1.1 Cálculo de la resistencia a la flexión de los tubos soporte

Se decidió diseñar una estructura capaz de soportar todos los elementos necesarios para generar la suspensión del aerodeslizador a diseñado. Una parte fundamental en el diseño de esta estructura es la parte que soportara al motor de suspensión, el cual brindara la potencia capaz de suspender el vehículo. Para lograr esto se decidió utilizar dos tubos cuadrados en paralelo y montar el motor sobre ellas. Se decidió utilizar barras de  $\frac{1}{4}'' \times \frac{1}{4}'' \times 2,5mm$ , ya que es un producto fácil de encontrar en el mercado. Se procedió a calcular la resistencia a la flexión de dicho tubo y la rigidez del mismo. Para este cálculo el peso del motor se deberá dividir en cada uno de los tubos (consideramos que el peso del motor será 27.5 kg asumiendo que lleva 2.5 litros de combustible).

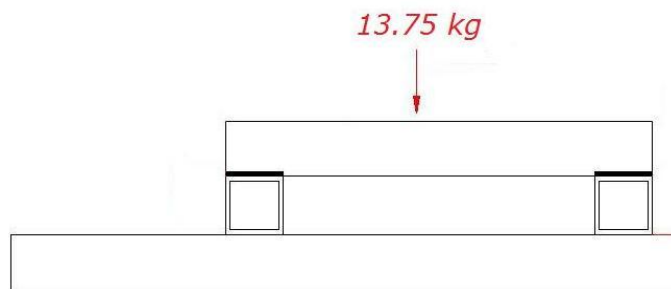


Figura B.1 Diagrama de cuerpo libre del soporte del motor

Por equilibrio estático, asumiendo simetría para facilidad de cálculo sabemos que:

$$M_A = \frac{1}{8} \times L_b \times W_M$$

Donde  $L_b = 235 \text{ mm}$ ,  $W_M = 135 \text{ N}$ .

Remplazando:

$$M_f = \frac{1}{8} \times 0.253 \times 135 = 4 \text{ N.m}$$

Utilizando este valor, se procedió a calcular la inercia del tubo cuadrado, para posterior a esto calcular la resistencia a la flexión.

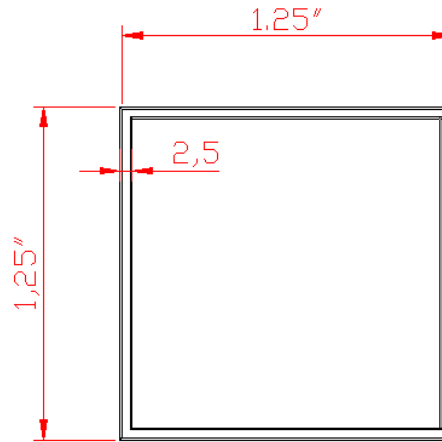


Figura B.2 Esquema de tubo cuadrado

$$I = \frac{b^4}{12} - \frac{(b - 5\text{mm})^4}{12} = \frac{(2.5" \times 25.4\text{mm})^4}{12} - \frac{(2.5" \times 25.4\text{mm} - 5\text{mm})^4}{12} = 42013.6\text{mm}^4$$

Con este valor procedemos a calcular el esfuerzo cortante de la siguiente manera:

$$\sigma_f = \frac{M_f \times y}{I}$$

Sabiendo que  $M_f = 4 \text{ N.m}$ ,  $y = 15.875\text{mm}$  y  $I = 42013.6\text{mm}^4$

$$\sigma_f = \frac{4000 \times 15.875}{42013.6} = 1.15 \text{ N/mm}^2$$

El valor es despreciable, ya que es bastante menor al valor admisible ( $240 \text{ N/mm}^2$ ).

### B.1.2 Cálculo de la rigidez de los tubos soporte

Posterior a este cálculo se procede a analizar la rigidez del tubo. Para esto se sigue asumiendo una distribución simétrica de la carga y procedemos a calcular la deflexión generada por la carga generada por el motor.

Conociendo los valores usados anteriormente, procedemos a calcular la deflexión de la siguiente manera:

$$y = \frac{2.5PL^3}{12EI}$$

Sabiendo que  $P = 135 \text{ N}$ ,  $L = 350 \text{ mm}$ ,  $E = 2.1 \times 10^5 \text{ N/mm}^2$  y  $I = 42013.6 \text{ mm}^4$

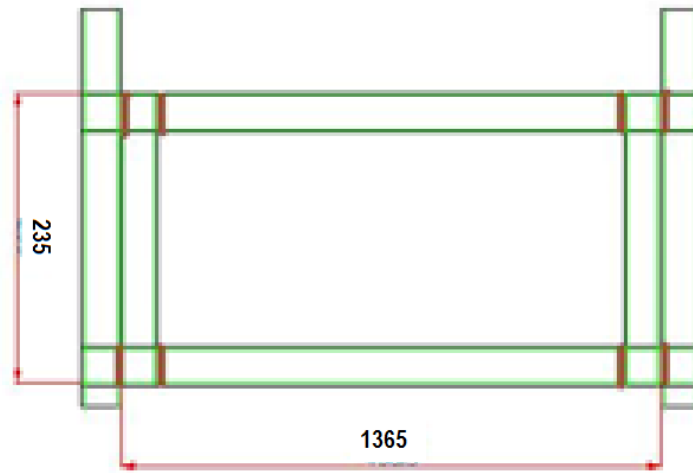
$$y = \frac{2.5 \times (135) \times (350)^3}{12(2.1 \times 10^5) \times (42013.6)} = 0.04 \text{ mm}$$

Como se puede apreciar, la deflexión es mínima, por lo que se considera despreciable.

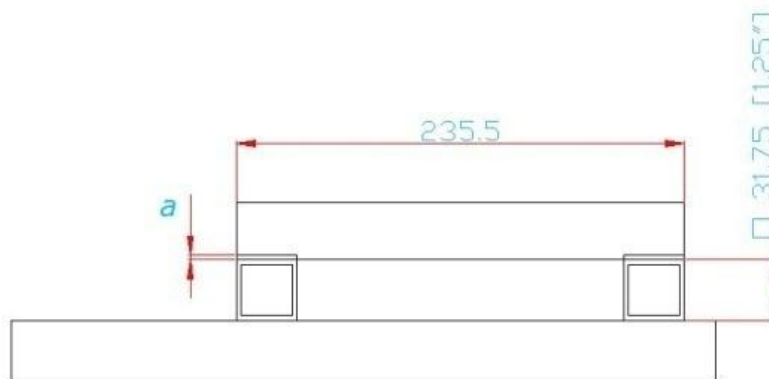
### B.1.3 Cálculo de la resistencia de los cordones de soldadura de los tubos soporte

Como se apreció en imágenes anteriores, se utilizará dos tubos cuadrados para soportar el peso del motor. Por lo mismo, el peso del motor se deberá dividir en cada uno de los tubos (consideramos que el peso del motor será 27.5 kg asumiendo que lleva 2.5 litros de combustible).

Para lograr que estos tubos soporten dicha carga, se decidió soldar los extremos de los mismos de la siguiente manera.



**Figura B.3** Esquema de la unión soldada de la estructura del soporte del sistema de suspensión



**Imagen B.4** Esquema del cordón de soldadura de la estructura del soporte del sistema de suspensión

De esta manera procedemos a calcular el momento actuante en el cordón.

Por equilibrio estático, sabemos que:

$$M_A = \frac{1}{8} \times L_b \times W_M$$

Donde  $L_b = 235 \text{ mm}$ ,  $W_M = 135 \text{ N}$ .

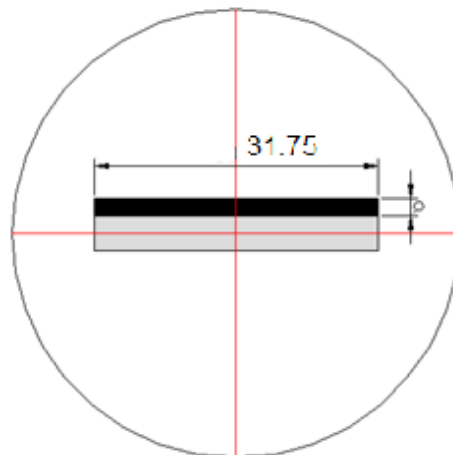
Remplazando:

$$M_A = \frac{1}{8} \times 0.235 \times 135 = 4 \text{ N.m}$$

Como se trata de dos cordones (uno por cada lado), se procede a dividir la carga entre 2 y conocido este valor procedemos a analizar el cordón de soldadura

$$M_f = \frac{M_A}{2} = 2 \text{ N.m}$$

A continuación se muestra el esquema del cordón de soldadura:



**Imagen B.5** Geometría del cordón de soldadura del sistema de propulsión

Con este diagrama hallamos la inercia en función al espesor del cordón para luego calcular el momento flector sabiendo que el largo de la viga es de 800 mm.

Hallamos en primer lugar el esfuerzo flector:

$$I_x = 31.75 \times \frac{(a)^3}{12} = 2.65 a^3$$

$$M_f = 2000 \text{ N.mm}$$



$$y_{max} = \frac{a}{2}$$

$$\sigma_{fs} = \frac{M_f \cdot y_{max}}{I_x} = \frac{2000 \times a}{2 \times 2.65 a^3} = \frac{377}{a^2}$$

A continuación hallamos el esfuerzo cortante:

$$\tau_{cs} = \frac{F}{a \cdot l} = \frac{135}{4 \cdot a \cdot 31.75} = \frac{1.1}{a}$$

Donde  $\sigma_{cs}$  es el esfuerzo de corte admisible en la unión soldada ( $N/m^2$ ),  $F$  es fuerza de corte en la unión soldada ( $N$ ),  $a$  es el espesor analítico del cordón de soldadura ( $m$ ), y  $l$  es la longitud del cordón de la soldadura ( $m$ ).

Sabiendo que el esfuerzo admisible de corte es igual a:

$$\sigma_{Adm} = \frac{v_1 \cdot v_2 \cdot \sigma_D}{F.S.}$$

Donde  $v_1 = 0.12$ ,  $v_2 = 1$ ,  $\sigma_D = 330 N/mm^2$ ,  $F.S. = 1.5$ .

Tomamos los valores del manual de Diseño de Uniones Soldadas del Ing. Jorge Rodríguez, tenemos que para una soldadura esquinada sometida a flexión:

Reemplazando:

$$\sigma_{Adm} = \frac{1 \times 0.12 \times 330}{1.5} = 26.4 N/mm^2$$

Usando la formula de esfuerzo admisible en la sección (TMEN) y sabiendo que este valor debe ser menor al esfuerzo admisible hallado:

$$\sigma_{eq} = \frac{1}{2} \left( \sigma_{fs} + \sqrt{\sigma_{fs}^2 + 4\tau_{cs}^2} \right) \leq \sigma_{Adm}$$

$$\sigma_{eq} = \frac{1}{2} \left( \frac{377}{a^2} + \sqrt{\left( \frac{377}{a^2} \right)^2 + 4 \left( \frac{1.1}{a} \right)^2} \right) \leq 26.4 \text{ N/mm}^2$$

Despejando:

$$a = 2.77 \text{ mm} \approx 3 \text{ mm}$$

Al contener en ese punto el esfuerzo más crítico podemos asumir que las demás soldaduras podrán ser de 3 mm, pero por uniformizar las uniones soldadas, se decidió utilizar cordones de soldadura de 4 mm.

## B.2. Cálculo del eje de la hélice

### B.2.1. Dimensionamiento y cálculos de resistencia del eje

Una vez calculado el cordón de soldadura, se procede a calcular las fuerzas y los momentos a los que está sometido el eje de la hélice, hallado esto se proceda a seleccionar las chumaceras respectivas.

Sabiendo que:

$$N_{MP} = 3600 \text{ rpm}$$

$$P_S = 6714 \text{ kW}$$

$$T_{MP} = 17.9 \text{ N.m}$$

$$N_S = 1800 \text{ rpm}$$

Donde  $N_p$  es la velocidad de rotación del ventilador,  $N_{MP}$  es la velocidad de rotación del motor de suspensión,  $P_S$  es la potencia del motor de suspensión y  $T_{MP}$  es el torque en el eje del motor de suspensión. Si la relación de transmisión es de 2:1, entonces:

$$T_H = 35.8 \text{ N.m}$$

Donde  $T_{MV}$  es el torque en el eje del ventilador.

Con este valor y sabiendo que el diámetro de la polea del ventilador  $D_{PH}$  es de 4 pulgadas, podremos calcular la fuerza que afecta al eje.

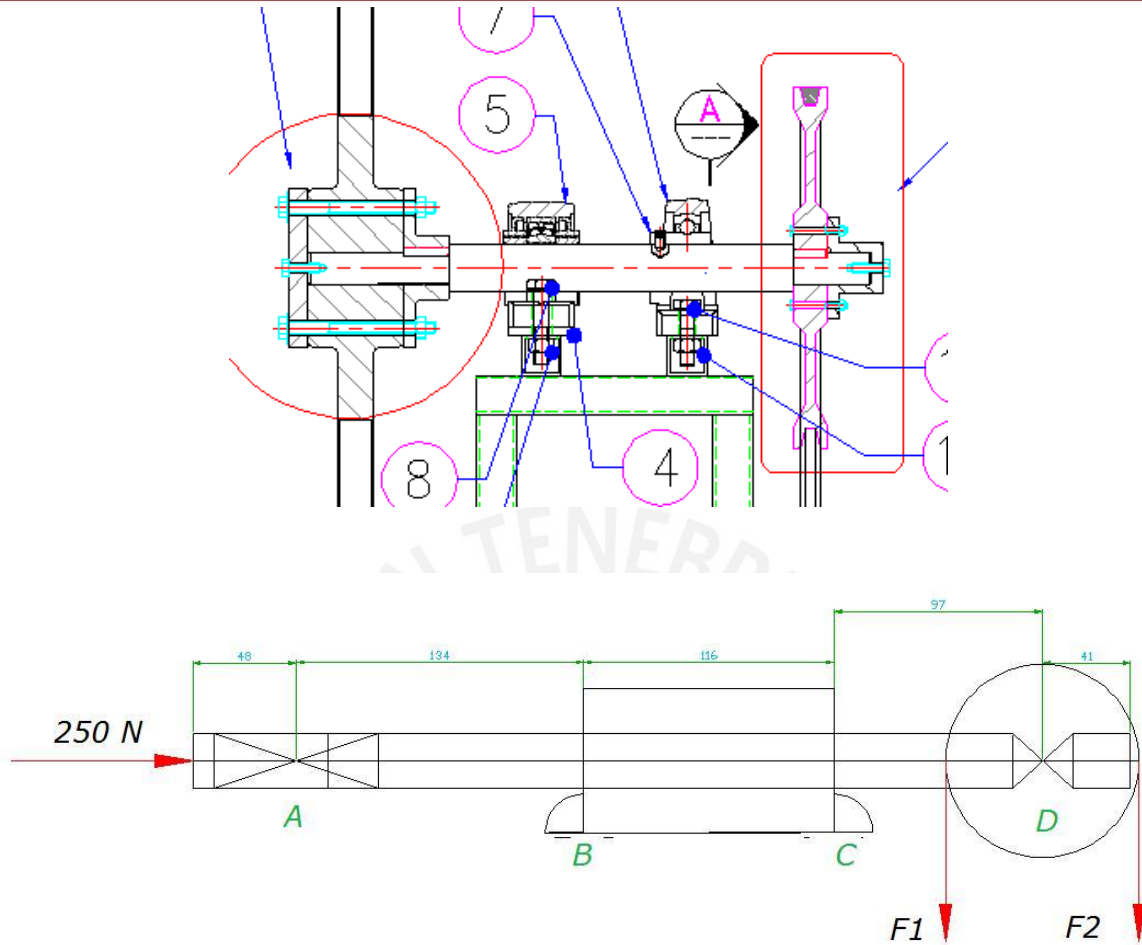


Imagen B.6 Esquema de fuerzas en el eje de la hélice

$$F_{PH} = \frac{2 \times T_H}{D_{PH}}$$

Donde  $F_H$  es la fuerza normal en la polea del ventilador,  $D_{PH}$  es el diámetro de la polea del ventilador y  $T_H$  es el torque en el eje del ventilador.

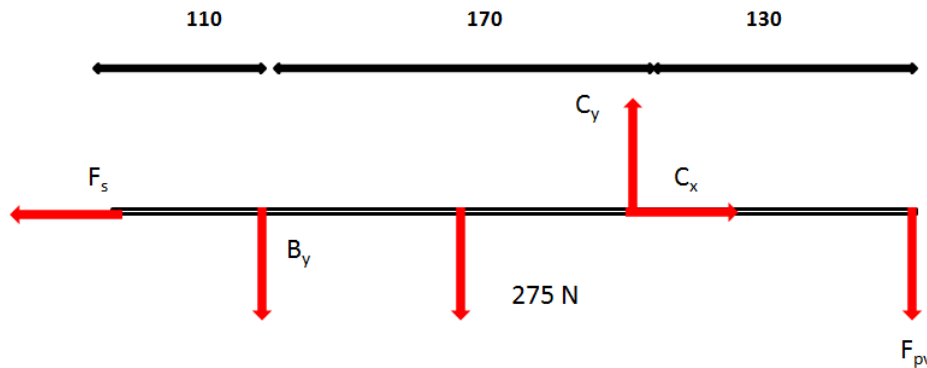
Si  $D_{PH} = 100 \text{ mm}$  y  $T_H = 35.8 \text{ N.m}$ .

Reemplazando

$$F_{PH} = \frac{2 \times 35.8}{0.100} = 716 \text{ N}$$

Esta fuerza  $F_{PH}$  sería el equivalente a las dos fuerzas ejercidas en las poleas del ventilador, pero como sus posiciones son perpendiculares al eje se pueden considerar como una sola fuerza.

De esta manera, como sabemos que no habrá descomposición de fuerzas con el eje Z, se realiza el cálculo de reacciones en los puntos B y C, donde están ubicados los rodamientos.



**Imagen B.7** Diagrama de cuerpo libre en el eje de la hélice

Con estos valores, procedemos a calcular las reacciones en los puntos B y C, donde estarán ubicadas nuestras chumaceras.

Para esto se está asumiendo que la hélice genera un empuje axial de 250 N (por cálculos aerodinámicos generara bajo un funcionamiento óptimo 150 N pero se sobredimensiona por efectos de seguridad) y que el peso del eje con sus componentes será de 275 N aproximadamente.

Analizando el plano  $x$ :

$$\sum F_x = 0$$

$$F_V - B_x = 0$$

$$F_V = B_x = 250 \text{ N}$$

Analizando el plano  $y$ :

$$\sum F_y = 0$$

$$-B_y + C_y - 275 \text{ N} - F_{PH} = 0$$

Y realizando una sumatoria de fuerzas en B:

$$\sum M_B = 0$$

$$(0.17 \text{ m}) \times C_y - (0.12 \text{ m}) \times 275 \text{ N} - (0.3 \text{ m}) \times F_{PH} = 0$$

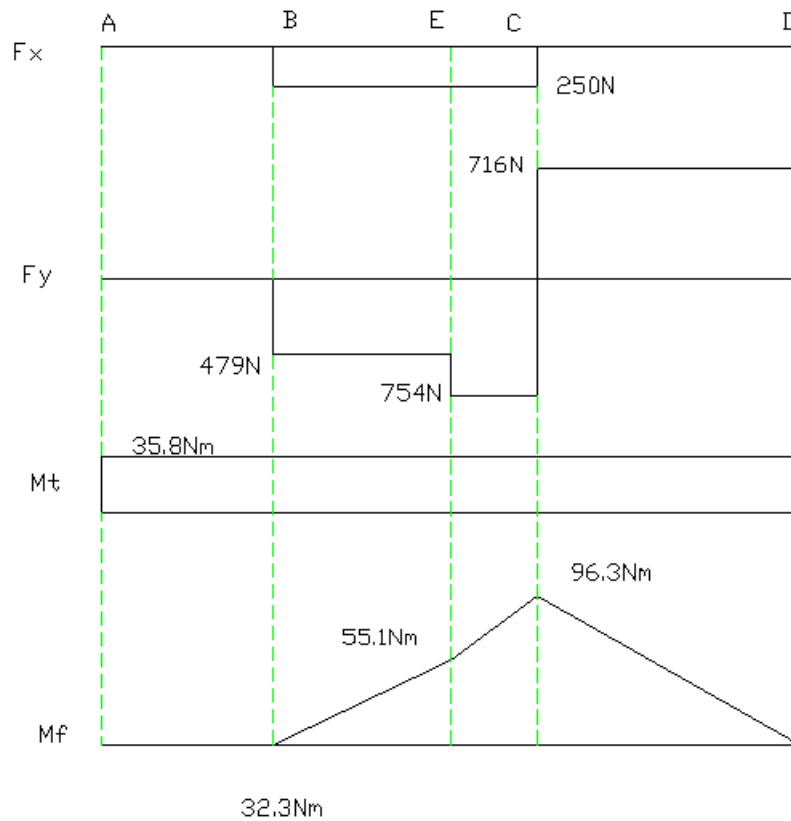
$$0.213 F_{PH} = 0.116 C_y$$

$$C_y = 1470 \text{ N}$$

Por consiguiente:

$$B_y = 479 \text{ N}$$

Con estos valores procedemos a representar el diagrama de cargas del eje:



**Figura B.8** Diagrama de cargas en el eje del ventilador

Se puede apreciar que el punto C es el que sufre los mayores esfuerzos y se procede a analizarlo.

**Tabla B.1** Resumen de cargas en el punto C del eje del ventilador

Fuerza Axial ( $F_x$ )	250 N
Fuerza Radial ( $F_y$ )	716 N
Momento Torsor ( $M_t$ )	35.8 N.m
Momento Flector ( $M_f$ )	96.3 N.m

Con estos valores procedemos a dimensionar un diámetro inicial al eje:

$$d \geq 4\sqrt[4]{0.1 Mt} = 4\sqrt[4]{0.1 \times (35800 \text{ N.mm})} = 24.9 \text{ mm}$$

Asumimos que el eje tendrá un diámetro inicial de 25.4 mm.

Posterior a esto procedemos a calcular el esfuerzo equivalente en el punto C.

$$\sigma_{eq} = \sqrt{(\sigma_f)^2 + 3(\alpha \cdot \sigma_\tau)^2}$$

Sabiendo que:

$$\sigma_f = \frac{\beta_f}{C_{S_f} \cdot C_t} \times \sigma_f = \frac{\beta_f}{C_{S_f} \cdot C_t} \times \frac{32M_f}{\pi d^3}$$

$$\sigma_\tau = \frac{\beta_\tau}{C_{S_t} \cdot C_t} \times \sigma_t = \frac{\beta_\tau}{C_{S_t} \cdot C_t} \times \frac{16M_t}{\pi d^3}$$

donde según tablas  $\beta_f = 2.2$ ,  $\beta_\tau = 1.4$ ,  $C_t = 0.78$ ,  $C_{S_f} = 0.88$ ,  $C_{S_t} = 0.88$ ,  $F.S. = 1.5$ .

Reemplazando

$$\sigma_f = \frac{\beta_f}{C_{S_f} \cdot C_t} \times \sigma_f = \frac{2.2}{0.88 \times 0.78} \times \frac{32 \times (96300)}{\pi(25.4)^3} = 191.8$$

$$\sigma_\tau = \frac{\beta_\tau}{C_{S_t} \cdot C_t} \times \sigma_t = \frac{1.4}{0.88 \times 0.78} \times \frac{16 \times (27700)}{\pi(25.4)^3} = 22.6 \text{ N/mm}^2$$

Con estos valores y conociendo que el valor de  $\alpha = 0.8$  por ser ambos esfuerzos alternantes, reemplazamos en la formula principal del esfuerzo equivalente:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{(191.8)^2 + 3(0.8 \times 22.6)^2} = 192.6 \text{ N/mm}^2$$

Asumiendo un factor de seguridad  $F.S. = 1.5$ , obtenemos que:

$$\sigma'_{eq} = F.S. \times \sigma_{eq} = 1.5 \times 192.6 = 288 \text{ N/mm}^2$$

Como el esfuerzo de fluencia es de  $\sigma_f = 320 \text{ N/mm}^2$ , el eje no fallara por fluencia ni por fatiga.

Se decide diseñar el eje con un diámetro de  $38.1 \text{ mm}$  por facilidades constructivas, teniendo rebajas de  $25.4 \text{ mm}$  para la adaptación de los componentes del vehículo (consultar planos para observar detalles constructivos.)

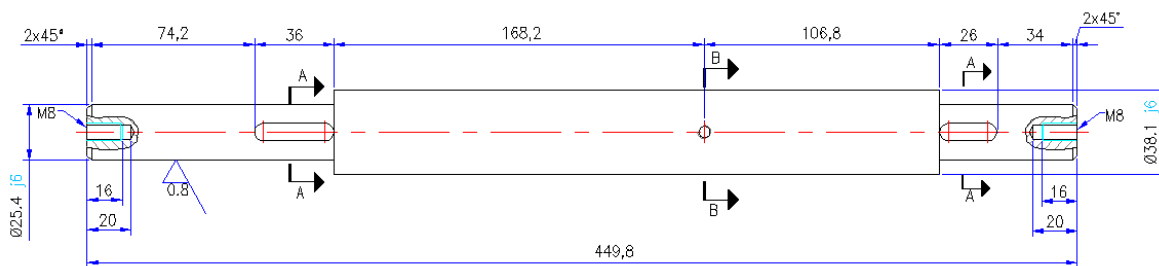


Figura B.9 Diagrama de cargas en el eje de la hélice

### A.2.2. Calculo de deformaciones en el eje

Una vez calculadas los principales esfuerzos en el eje, procedemos a calcular las deflexiones sufridas por la acción de las fuerzas generadoras de los esfuerzos. Para esto nos basamos en formulas aplicadas, las cuales se basan en la geometría y la ubicación de las cargas tal como se muestran a continuación:

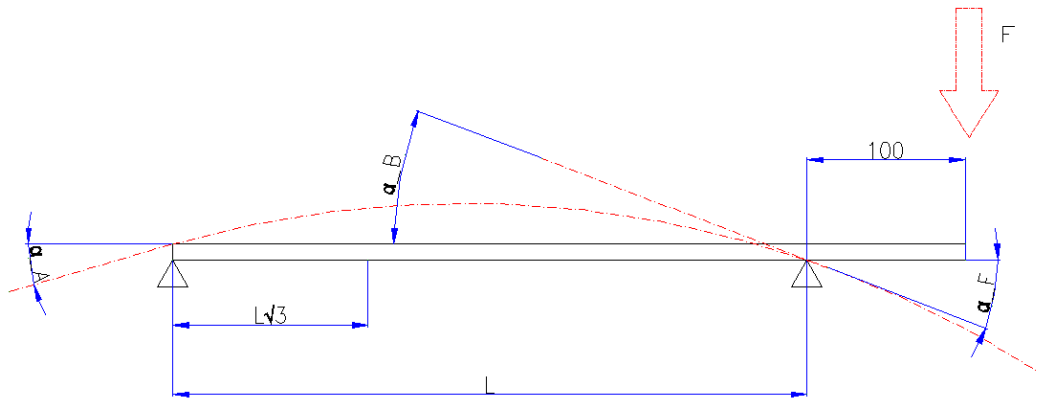


Figura B.10 Esquema de deformaciones en ejes y arboles

Sabiendo que  $Fa = 545N$ ,  $L = 130mm$ ,  $a = 120mm$ ,  $E = 2.1 \times 10^5 N/mm^2$ ,  $r$  y que:

$$I = \frac{\pi r^4}{4} = \frac{\pi \times (19.05)^4}{4} = 103405mm^4$$

podemos reemplazar estos valores en las formulas antes mencionadas que se muestran:

$$f_1 = \frac{Fa \cdot L^2}{9EI\sqrt{3}}$$

$$f_2 = \frac{Fa^2 \cdot (L + a)^2}{3EI}$$

$$\alpha_A = \frac{Fa \cdot L}{9EI\sqrt{3}}$$

$$\alpha_B = \frac{Fa \cdot L}{3EI}$$

$$\alpha_F = \alpha_A(2 + 3a/L)$$

Procediendo a reemplazar los valores antes mencionados en las formulas obtenemos:

Sabiendo que  $Fa = 716N$ ,  $L = 170mm$ ,  $a = 130mm$ ,  $E = 2.1 \times 10^5 N/mm^2$ ,  $r$  y que:



$$f_1 = \frac{716 \cdot (170)^2}{9 \times (2.1 \times 10^5)(103405)\sqrt{3}} = 6.1 \times 10^{-5} mm$$

$$f_2 = \frac{(716^2) \times (130 + 170)}{3 \times (2.1 \times 10^5)(103405)} = 2.4 \times 10^{-3} mm$$

$$\alpha_A = \frac{716 \times 130}{9 \times (2.1 \times 10^5)(103405)\sqrt{3}} = 2.7 \times 10^{-7} rad$$

$$\alpha_B = \frac{716 \times 170}{3 \times (2.1 \times 10^5)(103405)} = 1.8 \times 10^{-6} rad$$

$$\alpha_F = 2 \times 10^{-7} (2 + 3 \times 130/170) = 8.5 \times 10^{-7} rad$$

Para los valores obtenidos, sabemos que la flecha admisible por metro de longitud entre apoyos ( $f_{adm}$ ) es de  $0.5 mm$  por cada metro de longitud para arboles de transmisión, o sea  $0.22 mm$  para el caso de nuestro eje, por lo que ninguna flecha excede este valor. Asimismo la inclinación para apoyos ( $\theta_{adm}$ ) en cojinetes de rodillos es de  $2 \times 10^{-4} rad$  y para rodamientos rígidos de bola es de  $1 \times 10^{-3} rad$ , por lo que ningún valor obtenido supera los antes mencionados. Por consiguiente el eje no fallara por deformaciones

### A.2.3. Consideraciones dinámicas en el eje

Una vez obtenida la flecha procedemos a calcular la velocidad crítica del eje y verificar si este falla por un exceso de velocidad. La velocidad crítica de rotación de un eje se da cuando las oscilaciones de rotación del eje entran en resonancia con las oscilaciones naturales del mismo, lo cual causan el colapso del eje; es por eso que se debe realizar esta comprobación.

Para calcular esto se debe considerar que la velocidad de giro de operación del eje de un ventilador sea menor a las dos terceras partes de la velocidad crítica del mismo. Dicha velocidad en un eje en cual se encuentra montado un rodete pesado es:

$$\omega_{cr} = \sqrt{\frac{k \cdot g}{W}}$$

Donde  $\omega_{cr}$  es la velocidad de angular crítica del eje,  $k$  es la constante de elasticidad del eje,  $g$  es la aceleración de la gravedad y  $W$  es la masa del rodete centrífugo.

Otra forma de escribir la ecuación anterior es:

$$n_{cr} = \frac{30}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{g}{f_{max}}}$$

Donde  $n_{cr}$  es la velocidad de rotación crítica del eje en  $rpm$ ,  $g$  es la aceleración de la gravedad en  $mm^2/s$ ,  $f_{max}$  es la flecha máxima producida en eje a causa del peso del rodete en  $mm$ .

Como se pudo observar en cálculos anteriores  $f_{max} = 2.4 \times 10^{-3} mm$  por lo que reemplazando en la formula anterior:

$$n_{cr} = \frac{30}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{9800}{2.4 \times 10^{-3}}} = 19296 rpm$$

La velocidad rotación de operación del eje del ventilador es  $1800 rpm$ , la cual es menor que las dos terceras partes de la velocidad crítica con lo que se cumple con el requerimiento sugerido mencionado más arriba.

#### A.2.4. Selección de los rodamientos en eje

Una vez calculado todo lo anterior, procedemos a seleccionar el rodamiento en B y luego en C:

**Tabla B.2** Características del rodamiento YAT 205 - 100

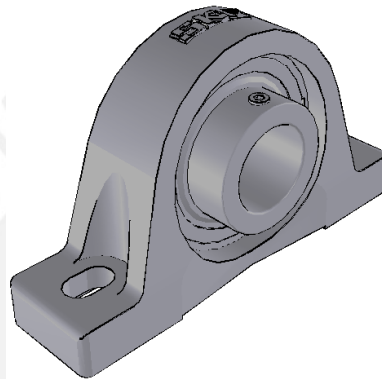
	Rodamiento en B	Rodamiento en C
Carga Radial	754 N	716 N
Carga Axial	-	250 N

Con estos valores, procedemos a seleccionar el rodamiento en C, ya que se utilizara el mismo rodamiento para el punto B.

Seleccionamos la unidad de rodamiento **SKF SYM 1.1/2 TF/AH** con rodamiento de bola **YAR 209 - 108** y el soporte **SYH 508/AH** con las siguientes características:

**Tabla B.3** Características del rodamiento YAT 205 - 100

Carga estática $C_o$	21500 N
Carga dinámica C	33200 N



**Figura B.11** Unidad de rodamiento SKF SYM 1.1/2 TF/AH

Con estos valores, procedemos a comprobar su selección.

$$\frac{F_a}{F_r} = \frac{250 \text{ N}}{716 \text{ N}} = 0.35$$

$$\frac{F_a}{C_o} = \frac{250 \text{ N}}{21500 \text{ N}} = 0.012$$

Por consiguiente:

$$e = 0.20$$

$$X = 0.56$$

$$Y = 2.3$$

Como  $e > F_a/F_r$ , entonces

$$P = F_r = 716 \text{ N}$$

Ahora hallamos las horas de servicio del rodamiento.

$$L_{10h} = \frac{10^6}{60 \times N_p} \left(\frac{C}{P}\right)^3 = \frac{10^6}{60 \times 1800} \left(\frac{33200 N}{716 N}\right)^3 = 92310 \text{ horas}$$

Con esto, asumiendo que el vehículo trabajara durante 3 horas diarias, obtenemos que el rodamiento tendrá una vida útil de 30770 días.

Posterior a esto se decide utilizar unidad de rodamiento de rodillos **SKF Concentra SYR 1.1/2** para el apoyo móvil, ya que este al tener mejores características que el anterior, tendrá un buen funcionamiento.

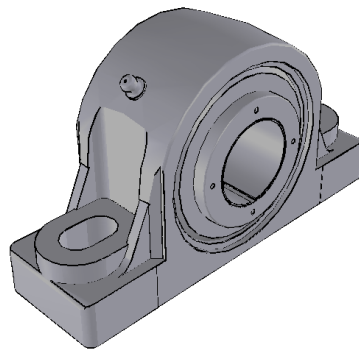


Figura B.12 Unidad de rodamiento SKF Concentra SYR 1.1/2

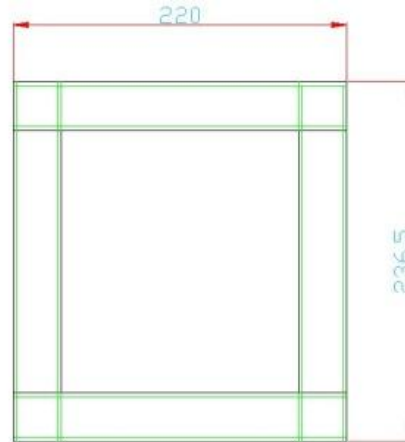
### B.3. Cálculo de pandeo de la estructura de soporte del ventilador

Una vez calculado los rodamientos, podemos apreciar que las fuerzas del eje no afectan a la soldadura, ya que estas trabajan en compresión. Lo que si se debe analizar será la posibilidad de pandeo en las barras cuadradas. Para esto enumeramos las cargas en el siguiente cuadro para un posterior análisis de falla por pandeo.

Tabla B.4 Análisis de peso de los componentes de accionamiento del ventilador

Peso de chumaceras	6 kg
Peso del eje	6 kg
Peso de tubos cuadrados	2.1 kg
Peso de la hélice	15 kg
Total	29.1 kg

Como se puede apreciar según cálculo el peso que deberá soportar los soportes de la estructura es de  $30\text{ kg}$  aproximadamente ( $294.3.1\text{ N}$ ). A continuación verificaremos la resistencia de dichos tubos a los esfuerzos y al pandeo.



**Imagen B.13** Esquema de ubicación de tubos de soportes

Para realizar este cálculo utilizaremos el método Europeo de cálculo de pandeo de estructuras.

Para esto determinamos tres zonas de trabajo del elemento que son las siguientes:

Falla por fluencia, donde  $0 \leq \lambda \leq 60$

Falla por Pandeo según una recta, donde  $60 \leq \lambda \leq 100$

Falla por pandeo según Euler, donde  $\lambda \geq 100$

Sabiendo que el área transversal del tubo cuadrado es la siguiente:

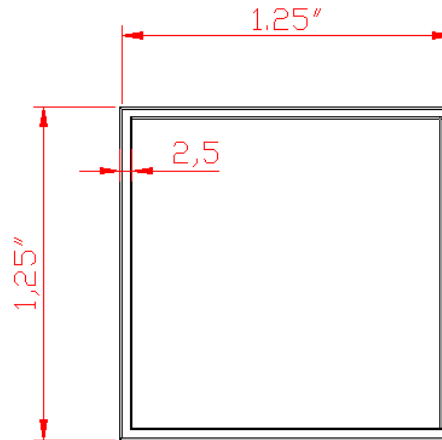


Imagen B.14 Esquema de tubo cuadrado

Con este esquema se procede a calcular el área transversal del tubo cuadrado  $A_p$ , que vendría a ser el área efectiva de pandeo.

$$A_p = (1.25'' \times 2.5 \text{ mm}) \times 4 = 317.5 \text{ mm}^2$$

Sabiendo que la carga se divide entre 4, hallamos el esfuerzo que se genera en el tubo:

$$\sigma_F = \frac{F_p}{A_p} = \frac{294.3}{4 \times 317.5} = 0.23 \text{ N/mm}^2$$

Con eso verificamos que no falla por fluencia.

Ahora analizamos si falla en la zona de Euler, donde  $\lambda \geq 100$

Sabemos que

$$F_p = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot A_p}{\lambda^2}$$

Donde  $F_p$  es la fuerza de pandeo,  $E$  es el modulo de elasticidad del acero,  $A_p$  es el área transversal del elemento a analizar, y  $\lambda$  es el factor de esbeltez del mismo elemento.

Si  $E = 2.1 \times 10^5 \text{ N/mm}^2$ ,  $A_p = 317.5 \text{ mm}$ ,  $\lambda = 100$ .

Reemplazamos los valores para calcular la fuerza de pandeo admisible para determinar si es menor a la fuerza que soportaran las barras (4 barras tendrán que soportar 30 kg, por lo que cada una deberá soportar 7.5 kg o 73.6 N)

$$F_p = \frac{\pi^2 \cdot 2.1 \times 10^5 \times 317.5}{100^2} = 65.8 \text{ kN}$$

Como se puede apreciar, el valor es muy superior al valor que soportara los tubos (73.6 N  $\ll$  65800 N).

Asumiendo falla por pandeo según Tejmajer (Modificada), donde  $60 \leq \lambda \leq 100$

Para  $\lambda = 100$

$$\sigma_p = \frac{\pi^2 \cdot E}{\lambda}$$

Donde  $\sigma_p$  es el esfuerzo de pandeo,  $E$  es el modulo de elasticidad del acero, y  $\lambda$  es el factor de esbeltez del mismo elemento.

Reemplazando

$$\sigma_p = \frac{\pi^2 \times 2.1 \times 10^5}{100^2} = 207.26 \text{ N/mm}^2$$

Para  $\lambda = 60$

$$\sigma_p = \sigma_f = 340 \text{ N/mm}^2$$

Para hallar la fuerza de pandeo admisible en la zona Tejmajer construimos nuestra curva de falla por pandeo, para lo cual hallamos la pendiente  $m$  de ese lugar geométrico.

$$m = \frac{100 - 60}{207.26 - 340} = -0.301$$

Sabiendo que la recta está determinada por

$$\sigma_p = m \cdot \lambda + b$$

Donde  $\sigma_p$  es el esfuerzo de pandeo,  $m$  es la pendiente de la zona de Tejmajer, y  $\lambda$  es el factor de esbeltez del mismo elemento.

Si  $m = -0.301$ ,  $\lambda = 60$ ,  $\sigma_p = 340 \text{ N/mm}^2$ .

Despejando  $b$  y reemplazando

$$b = \sigma_p - m \cdot \lambda = 340 - 0.301 \times 60 = 358.06 \text{ N/mm}^2$$

Por lo tanto la ecuación que describirá la recta de Pandeo será la siguiente.

$$\sigma_p = -0.301 \cdot \lambda + 358.06 \text{ N/mm}^2$$

Ahora sabiendo esto y que

$$\sigma_p = \frac{F_p}{A_p}$$

Y además que

$$\lambda = \frac{L_p}{i}$$

$$i = \frac{\sqrt{I}}{\sqrt{A_p}}$$

Podemos describir la ecuación de la siguiente manera.

$$\frac{F_p}{A_p} = -0.301 \cdot \frac{L_p \cdot \sqrt{A_p}}{\sqrt{I}} + 358.06 \text{ N/mm}^2$$

Donde  $L_p$  es la longitud de pandeo,  $i$  es radio de giro y  $I$  es inercia del elemento a analizar.

Si  $I = 42013.6 \text{ mm}^4$ ,  $A_p = 317.5 \text{ mm}^2$ ,  $L_p = 700 \text{ mm}$ .

Despejando  $F_p$  y reemplazando obtenemos

$$\begin{aligned} F_p &= \left( -0.301 \cdot \frac{L_p \cdot \sqrt{A_p}}{\sqrt{I}} + 358.06 \text{ N/mm}^2 \right) \times A_p \\ &= \left( -0.301 \cdot \frac{0.5 \times 700 \times \sqrt{317.5}}{\sqrt{42013.6}} + 358.06 \text{ N/mm}^2 \right) \times 317.5 = 110776.3 \text{ N} \end{aligned}$$



Se deberá tener en cuenta que se multiplica a la Longitud de pandeo por un factor de 0.5 debido a recomendaciones para apoyos empotrados por ambos lados (Según Manual de Resistencia de Materiales 2A del Ing. Jorge Rodríguez).

Como se puede observar el valor es muy superior al que estará sometido nuestra estructura ( $294.3.1 N \ll 110776.3 N$ ), por lo que no hay riesgo de falla por pandeo.

#### B.4. Selección de las falas de transmisión del sistema de propulsión

A continuación se presenta una tabla con los datos de la transmisión para su respectivo cálculo.

**Tabla B.5** Características de la transmisión por fajas entre el motor de suspensión y la hélice

Elementos del Motor		Condiciones de funcionamiento		Helice	
$P_{MS}$	6714 W	Entre eje	495 mm	$P_V$	6714 kW
$N_{MS}$	3600 rpm	Diámetro de polea pequeña	140 mm	$N_V$	1800 rpm
$T_{MS}$	17.9 N.m			$T_V$	35.8 N.m

Una vez conocidos estos valores se procede a calcular las características de la faja siguiendo la rutina propuesta.

Factor de servicio  $C_2$

$$c_2 = 1.1$$

Potencia  $P_B$

$$P_B = P_{MS} \times C_2 = 6714 \times 1.3 = 8728.2 W$$

Tipo de perfil

SPA

Relación de transmisión

$$i = 2$$

Diámetro de poleas

$$d_{W1} = 140 \text{ mm}$$

$$d_{W2} = 280 \text{ mm}$$

Diámetro de poleas normalizadas

$$d_{Wk} = 140 \text{ mm}$$

$$d_{Wg} = 280 \text{ mm}$$

Entre eje

$$e = 495 \text{ mm}$$

Desarrollo primitivo de la correa

$$\begin{aligned}
 L_{wth} &= 2e + 1.57 \cdot (d_{Wg} + d_{Wk}) + \frac{(d_{Wg} - d_{Wk})^2}{4e} \\
 &= 2 \times 495 + 1.57 \cdot (200 + 100) + \frac{(200 - 100)^2}{4 \times 495} = 1659.3 \text{ mm}
 \end{aligned}$$

De tablas

$$L_{wSt} = 1700 \text{ mm}$$

Entre eje nominal real

$$e_{nom} = e + \frac{L_{wSt} - L_{wth}}{2} = 495 + \frac{1700 - 1659}{2} = 515.5 \text{ mm}$$

Recorrido de tensado  $x/y$  a prever  $e_{nom}$

$$x = 20 \text{ mm}, y = 25 \text{ mm}$$

Velocidad lineal y frecuencia de flexiones

$$v = \frac{d_{Wk} \cdot N_{MS}}{19100} = \frac{100 \times 3600}{19100} = 26.4 \text{ m/s}$$

(Velocidad máxima  $\approx 42 \text{ m/s}$ )

$$f_B = \frac{2 \times 1000 \times v}{L_{wSt}} = \frac{2 \times 1000 \times 19.2}{850} = 31.1 \text{ flexiones/s}$$

( $f_B$  máximo  $\approx 100 \text{ flexiones/s}$ )

Factor de ángulo de contacto

$$\frac{d_{Wg} - d_{Wk}}{e_{nom}} = \frac{203.3 - 101.6}{495} = 0.28$$

De tablas

$$\beta = 164^\circ$$

$$c_1 = 0.99$$

Factor de longitud

$$c_3 = 0.88$$

Potencia nominal transmisible por cada correa

$$P_N = 4.95 \text{ kW} + 1.35 \text{ kW} = 6.3 \text{ kW}$$

Numero de correas

$$z = \frac{P \cdot c_2}{P_N \cdot c_1 \cdot c_3} = \frac{8728.2}{6300 \times 0.99 \times 0.88} = 1.59 \approx 2 \text{ correas}$$

Por un tema de geometría del vehículo, se procede a volver a calcular para una correa con perfil *SPB* de manera que pueda ser posible trabajar con una solea correa.

Potencia nominal transmisible por cada correa para perfil *SPB*

$$P_N = 9.44 \text{ kW} + 2.97 \text{ kW} = 12.41 \text{ kW}$$

Numero de correas

$$z = \frac{P \cdot c_2}{P_N \cdot c_1 \cdot c_3} = \frac{8728.2}{12410 \times 0.99 \times 0.88} = 0.8 \approx 1 \text{ correa}$$

### C. Tablas y cuadros

**Tabla C.1(a)** Ventiladores de suspensión instalados en vehículos de colchón de aire

Vehículo	Fabricante	Numero de ventiladores	Tipo de ventilador	Diámetro (m)	Numero de alabes	Velocidad de diseño (RPM)	Presión total (Pa)
VA-1	Dowty Rotol	2	Centrifugo	1.31	17	875	1250
VA-2	Dowty Rotol	2	Centrifugo	1.67	17	870	3400
VA-3	Dowty Rotol	2	Centrifugo	3.35	19	430	3112
HM-2	Hovermarine	5	Flujo Mixto	0.61	11	2900	3351
			Centrifugo				2394
SKIP-1	General Dynamics	1	Axial	1.65			
SKMR-1	Bell Aerospace	4	Axial	1.98	10	1200	2373
VCR-1	British Vehicle Research Corporation	2	Centrifugo	0.99	8	1140	962
SES 100B	Bell Aerospace	8	Centrifugo	1.22	12	1700	
SES 100A	Aerojet General	3	Axial	1.21	19	2500	5745
SR.N6	BHC	1	Centrifugo	2.13	12	800	7804
SR.N4	BHC	4	Centrifugo	3.5	12	700	3591
	Sedam	4	Axial	1.85	12	900	5745
N-500		2	Axial	3.6	12		2968
VT.1	Vosper Thornycroft	8	Centrifugo	1.54	12	1050	
JEFF-A	Aerojet General	8	Centrifugo	1.22	12	2450	8139
Sormovich	Krasnoye Sormovo	1	Axial	2.74	12		4309
713	Shangai HDSY	2	Centrifugo	1	12		4400
717C	MARIC	4	Centrifugo	0.6	12		4900
711-II	Shangai HDSY	1	Centrifugo	1.8	12		2900

**Tabla C.1(b)** Ventiladores de suspensión instalados en vehículos de colchón de aire

Vehículo	Fabricante	Flujo (m <sup>3</sup> /s)	Eficiencia del ventilador	Potencia del ventilador (HP)	Velocidad Especifica (Ns)	Peso del impelente (kg)	Presión del colchón (Pa)	Presión total (Pa)
VA-1	Dowty Rotal	22.6	0.86	55	2.43	27.6	820	1250
VA-2	Dowty Rotal	21.8	0.78	128	1.11	59	958	3400
VA-3	Dowty Rotal	75.6	0.79	400	1.09	304	1518	3112
HM-2	Hovermarine	5.61		30	2.34	8.2	2202	3351
HM-2		5.1						2394
SKIP-1	General Dynamics							
SKMR-1	Bell Aerospace	73.6	0.79		3.2	28.5	2250	2373
VCR-1	British Vehicle Research Corporation	8.86				58.1	814	962
SES 100A	Bell Aerospace	18.4	0.76		2.95		4549	5745
SES 100B	Aerojet General	66	0.68	195	1.35	95.2	4788	7804
SR.N6	BHC	75	0.83		1.82		1675	3591
SR.N4	BHC	113	0.75		1.38	680	2394	5745
N-500	Sedam	481	0.75		3.99			2968
VT.1	Vosper Thornycroft			175	1.75			
JEFF-A	Aerojet General	45.3	0.8	785	2.35	59	4596	8139
Sormovich	Krasnoye Sormovo	113					1963	4309
713	Shangai HDSY	12.5	0.85	190			3120	4400
717C	MARIC	5	0.85	30			2500	4900
711-II	Shangai HDSY	51.7	0.84	239			2160	2900

**Tabla C.2(a)** Propulsores instalados en vehículos de colchón de aire

Vehiculo	Fabricante	N°de Helices	Tipo de propulsion	Diametro (ft)	N° de palas	Velocidad de diseño (rpm)	Factor de Actividad
SKMR-1	Bell/Hamilton Standar	2	S	9	3		156
SK-5	Bell/Hamilton Standar	1	Helice	9	3		156
Voyaguer	Bell/Hamilton Standar	2	Helice	9	3	2000	156
Viking	Bell/Hamilton Standar	2	Helice	9	3	1500	156
JEFF (A)	Aerojet/Hamilton Standar	4	S	7.5	4	1780	269
JEFF (B)	Bell/Hamilton Standar	2	S	11.75	4		183
MV-PP05	Mitsui/Hamilton Standar	2	Helice	8.5	3		109
Arctic 500T	Boeing/Hamilton Standar	4	S	13.5	4		153
Arctic 1000T	Hamilton Standar		Ventilador	20	9		183
SR.N6	BHC/Dowty Rotol	1	Helice	9	4	2000	115
SR.N6 Mk6	BHC/Dowty Rotol	2	Helice	10	4	1025	145
SR.N6	BHC/Dowty Rotol	1	Helice	9	4		
SR.N4	BHC/Hawker-Siddeley	4	Helice	19	4	622	108
BH.7	BHC/Hawker-Siddeley	1	Helice	21	4	622	127
VT 2	BHC/Hawker-Siddeley	2	S	13.5	7	675	
M.500	BHC/Hawker-Siddeley	3	Helice	21	4		127

**Tabla C.2(b)** Propulsores instalados en vehículos de colchón de aire

Vehículo	Fabricante	CL	Empuje Estático (lb)	Eficiencia	Potencia (HP)	Peso (lb)	Material	Observación
SKMR-1	Bell/Hamilton Standar	0.465	3200		650	345	Aluminio	
SK-5	Bell/Hamilton Standar	0.465	2900	45	800	340	Aluminio	
Voyager	Bell/Hamilton Standar	0.465	3700		1200	340	Aluminio	
Viking	Bell/Hamilton Standar	0.465	1600		600	340	Aluminio	
JEFF (A)	Aerojet/Hamilton Standar	0-984	10200	45	3600	620	Aluminio	Protección de Plancha de Níquel
JEFF (B)	Bell/Hamilton Standar	0.707	17200	35	5000	744	Aluminio	Pintura de Poliuretano
MV-PP05	Mitsui/Hamilton Standar	0.509	960		300	149	Aluminio	Plancha de Níquel
Arctic 500T	Boeing/Hamilton Standar	0.593	28800		8500	850	Berlinga de Acero GRP	Estudio del diseño
Arctic 1000T	Hamilton Standar	0.7	86000		3200		Berlinga de Acero GRP	Estudio del diseño
SR.N6	BHC/Dowty Rotol	0.65			800	283	Aluminio	
SR.N6 Mk6	BHC/Dowty Rotol	0.72			1100	460	Aluminio	Pintura de Poliuretano
SR.N6	BHC/Dowty Rotol							Reforzado con Fibra de carbono
SR.N4	BHC/Hawker-Siddeley	0.7	9000	50-60	1800			Proteccion en los timones
BH.7	BHC/Hawker-Siddeley	0.6	12700		3000	1792	Berlinga de Aluminio GRP	Pintura de Poliuretano
VT 2	BHC/Hawker-Siddeley		15700		4000	1244	Relleno de espuma GRP	
M.500	BHC/Hawker-Siddeley	0.6						

# PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ

## Facultad de Ciencias e Ingeniería



PONTIFICIA  
**UNIVERSIDAD**  
**CATÓLICA**  
DEL PERÚ

### DISEÑO AERODINÁMICO DE UN AERODESLIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS

#### ÍNDICE:

PLANO 000 - A1:	PLANO DE MONTAJE DE UN AERODESLIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS
PLANO 001 - A1:	SISTEMA DE SUSPENSIÓN DE UN AERODESLIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS
PLANO 002 - A1:	SISTEMA DE SUSPENSIÓN DE UN AERODESLIZADOR LIGERO – ESTRUCTURA SOPORTE Y DESPIECES
PLANO 003 - A1:	SISTEMA DE PROPULSIÓN DE UN AERODESLIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS
PLANO 004 - A1:	SISTEMA DE PROPULSIÓN DE UN AERODESLIZADOR LIGERO – ESTRUCTURA SOPORTE Y HÉLICE
PLANO 005 - A1:	SISTEMA DE PROPULSIÓN DE UN AERODESLIZADOR LIGERO – DESPIECES

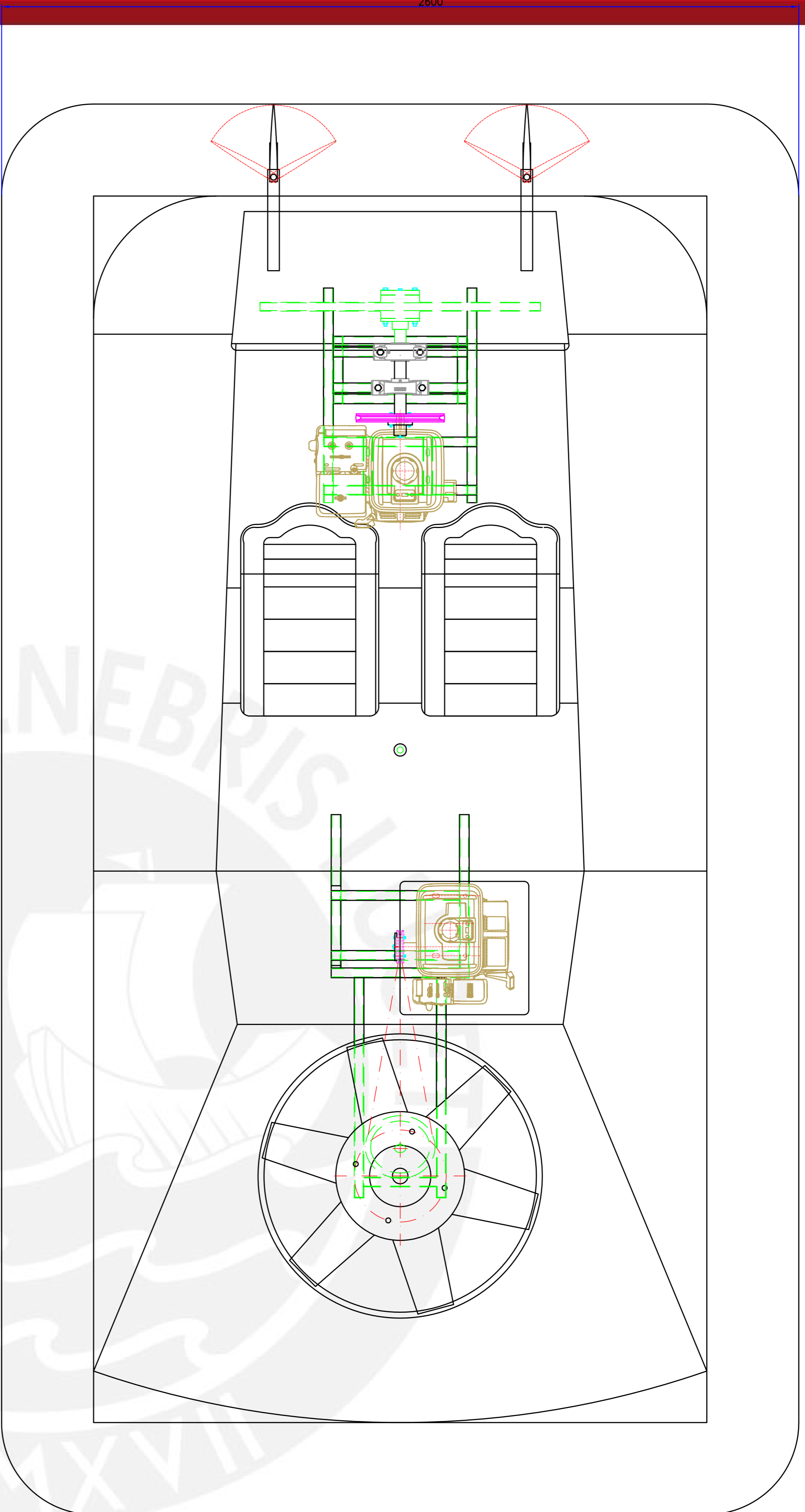
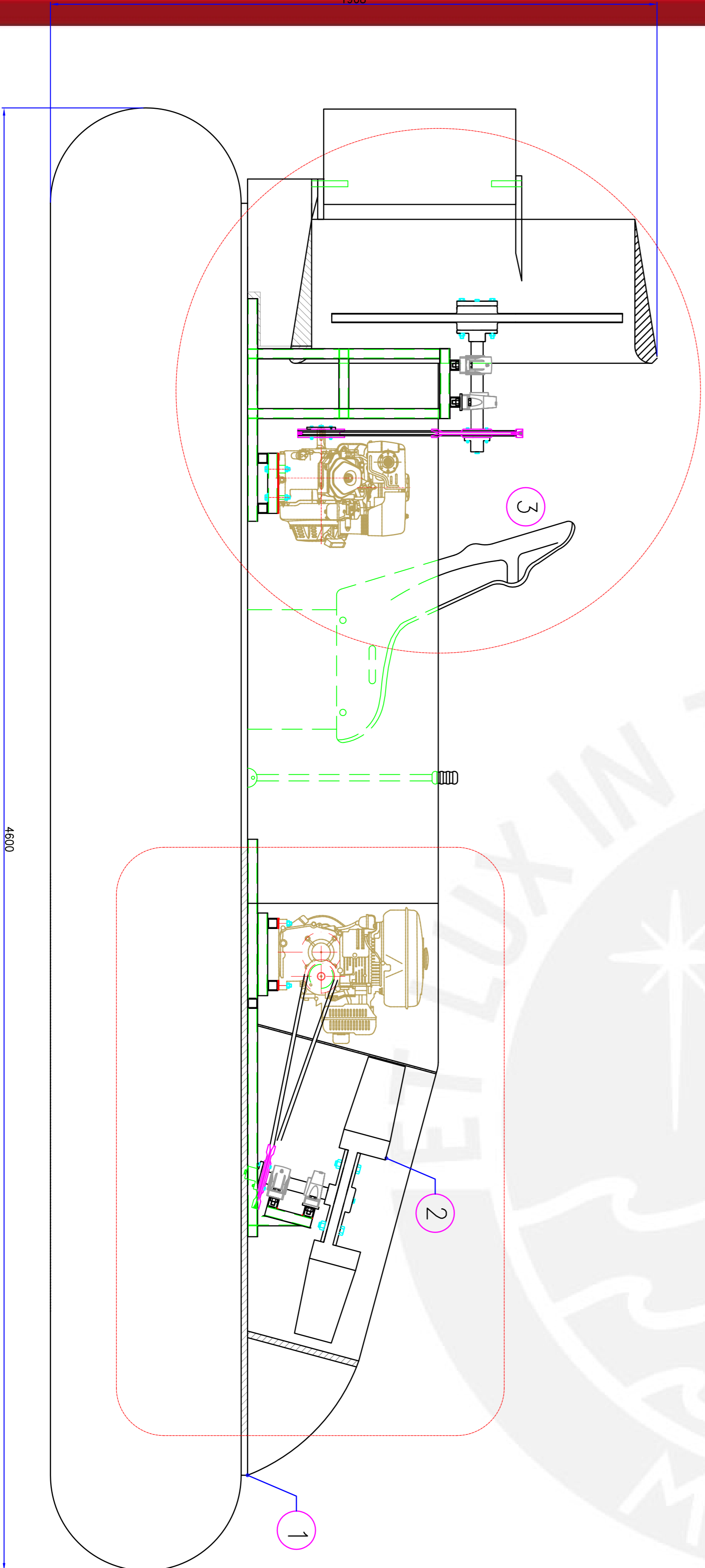




© 2009, Patricio Alonso Sassarini Bustamante  
Se autoriza la reproducción total o parcial,  
con fines académicos a través de cualquier  
medio o procedimiento, incluyendo la cita  
bibliográfica del documento

1908

2600



EL PRESENTE PLANO REPRESENTA UN ESQUEMA DE MONTAJE DE LOS SISTEMAS DE SUSPENSIÓN Y PROPULSIÓN DISEÑADOS PARA UN AERODISIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA 02 PASAJEROS. DICHO SISTEMA HAN SIDO DISEÑADOS PARA SUSPENDER 400 KG DE PESO TOTAL (INCLUYENDO TODOS LOS COMPONENTES DEL AERODISIZADOR Y LOS DOS PASAJEROS) Y PARA GENERAR UN EMPUJE DE 150N).

PARA EL DISEÑO DE DICHO COMPONENTES SE CONSIDERO UN AREA INFERIOR DEL VEHICULO DE 8 METROS CUADRADOS (2 METROS DE LARGO Y 4 METROS DE ANCHO). PARA CUMPLIR CON ESTA CONDICION SE PROPONE UTILIZAR UNA PLANCHA DE MADERA DE 4MX2M COMO BASE DEL VEHICULO, E INSTALAR EN DICHA PLANCHA LOS SISTEMAS ANTES MENCIONADOS.

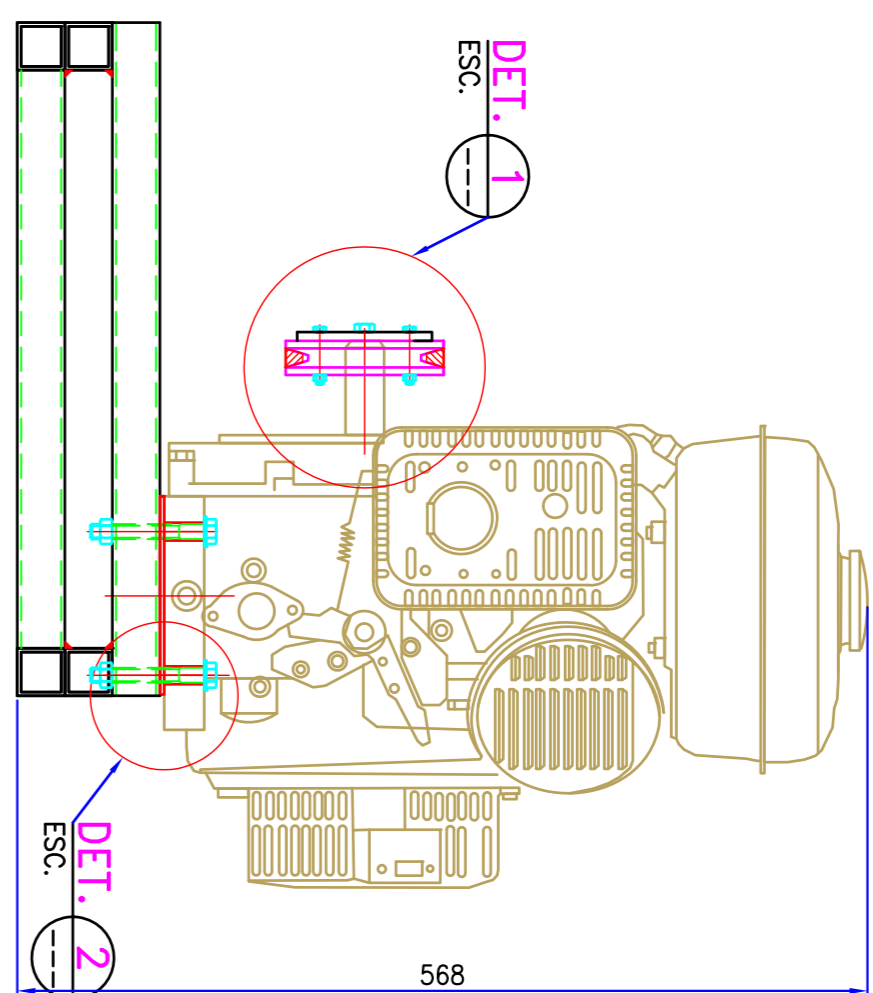
LOS COMPONENTES SE DEBERAN DISTRIBUIR DE LA MANERA MAS UNIFORMEMENTE POSIBLE, DE MANERA QUE EL VEHICULO ESTE LO MAS ESTABLE DURANTE SU FUNCIONAMIENTO (FLOTANDO EN EL AIRE). ESTO SE DEBERA CONSIDERAR LOS PESOS ESTIMADOS DE LOS COMPONENTES Y UN CENTRO DE GRAVEDAD APROXIMADO DE LOS MISMOS, ASIMISMO A LA HORA DE REALIZAR ESTE DISEÑO SE DEBERA TENER EN CUENTA PARA LOS COMPONENTES INSTALAR EN EL VEHICULO TUBOS COMO LOS MENCIONADOS EN ESTE PLANO PARA LA SUSPENSIÓN DE LA PLANCHA DEL SISTEMA DE DIRECCION Y OTROS COMPONENTES SECUNDARIOS PROPIOS DEL CASO DEL VEHICULO.

EL METODO DE ANCLAJE DE DICHO SISTEMA DEPENDERA PRINCIPALMENTE DE LA DISTRIBUCION DE LOS MISMOS, YA QUE DEPENDIENDO DE LA UBICACION VARIARAN LAS FUERZAS A GENERARSE EN LAS UNIONES. EL METODO RECOMENDADO ES TALARER LOS TUBOS BASE DE LAS ESTRUCTURAS SOPORTE DE LOS SISTEMAS DE PROPULSION Y SUSPENSIÓN Y UTILIZAR UNA UNION ATORNILLADA ENTRE LA PLANCHA DE MADERA DE 4MX2M Y DICHO TUBOS, TALARERANDO PARA ESTO LA PLANCHA ANTES MENCIONADA.

LA DISTRIBUCION MOSTRADA EN EL PRESENTE PLANO ES TAN SOLO REFERENCIAL, PERO SE ACERCA A UNA DISTRIBUCION ADECUADA DEBIDO A UN CALCULO ESTIMADO DE PESO DE LOS COMPONENTES PRINCIPALES.

NO.	DESCRIPCION	MATERIAL	DISEÑO
3	SISTEMA DE PROPULSION	VARIOS	
2	SISTEMA DE SUSPENSIÓN	VARIOS	ESQUEMA
1	AERODISIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS	VARIOS	ESQUEMA

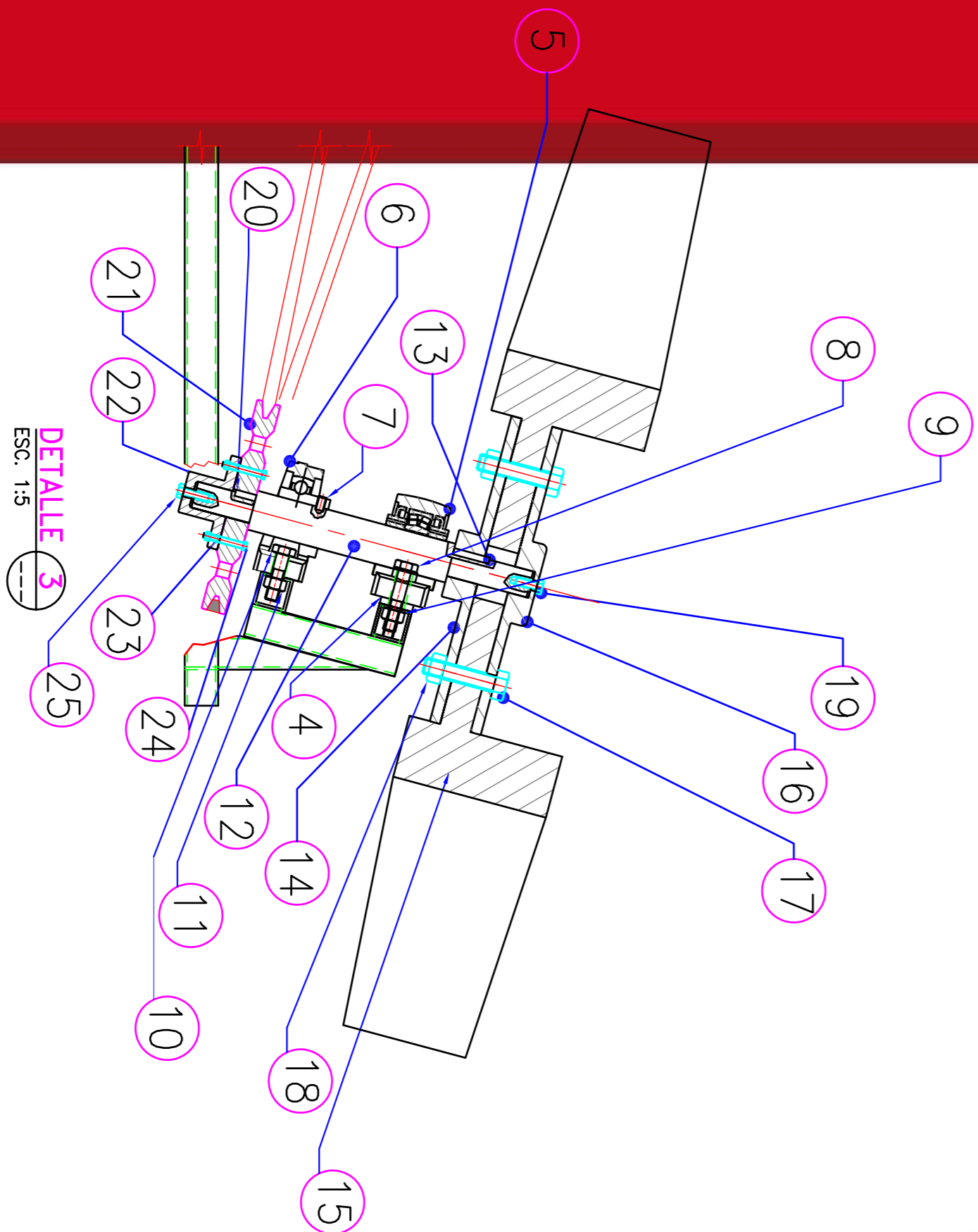
MÉTODO DE PROYECCIÓN		ESCALA
PROYECTO DE TESIS		1:10
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ		
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - ESPECIALIDAD: ING. MECÁNICA		
PLAN DE MONTAJE DE UN AERODISIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS		FECHA: 29 MAR 2008
PATRICIO ALONSO SASABANI BUSTAMANTE		LÁMINA 009-41



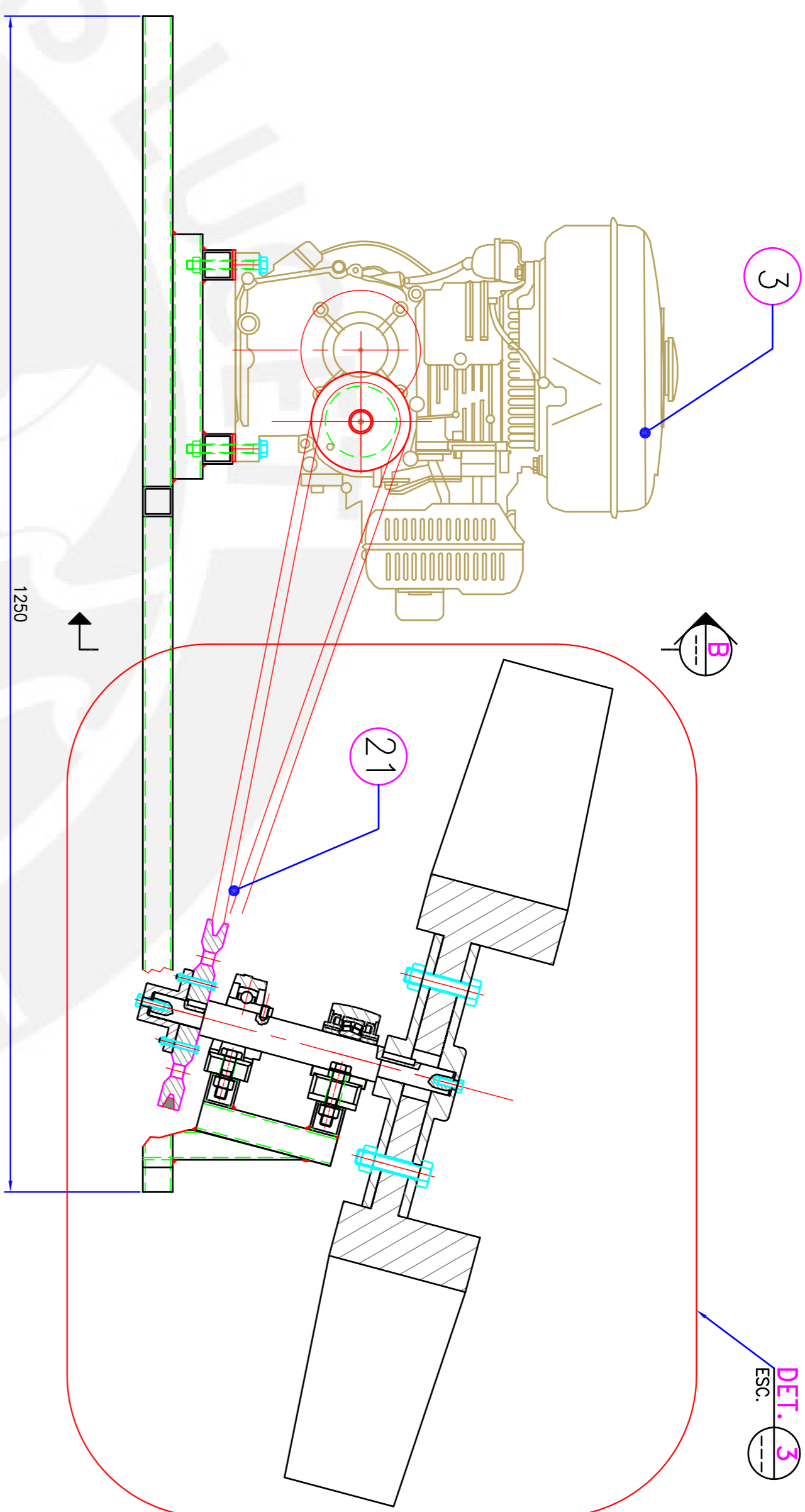
SECCION B  
ESC. 1:5

DATOS TECNICOS  
MOTOR  
MARCA : HONDA  
HP : 7  
MODELO: GX 300

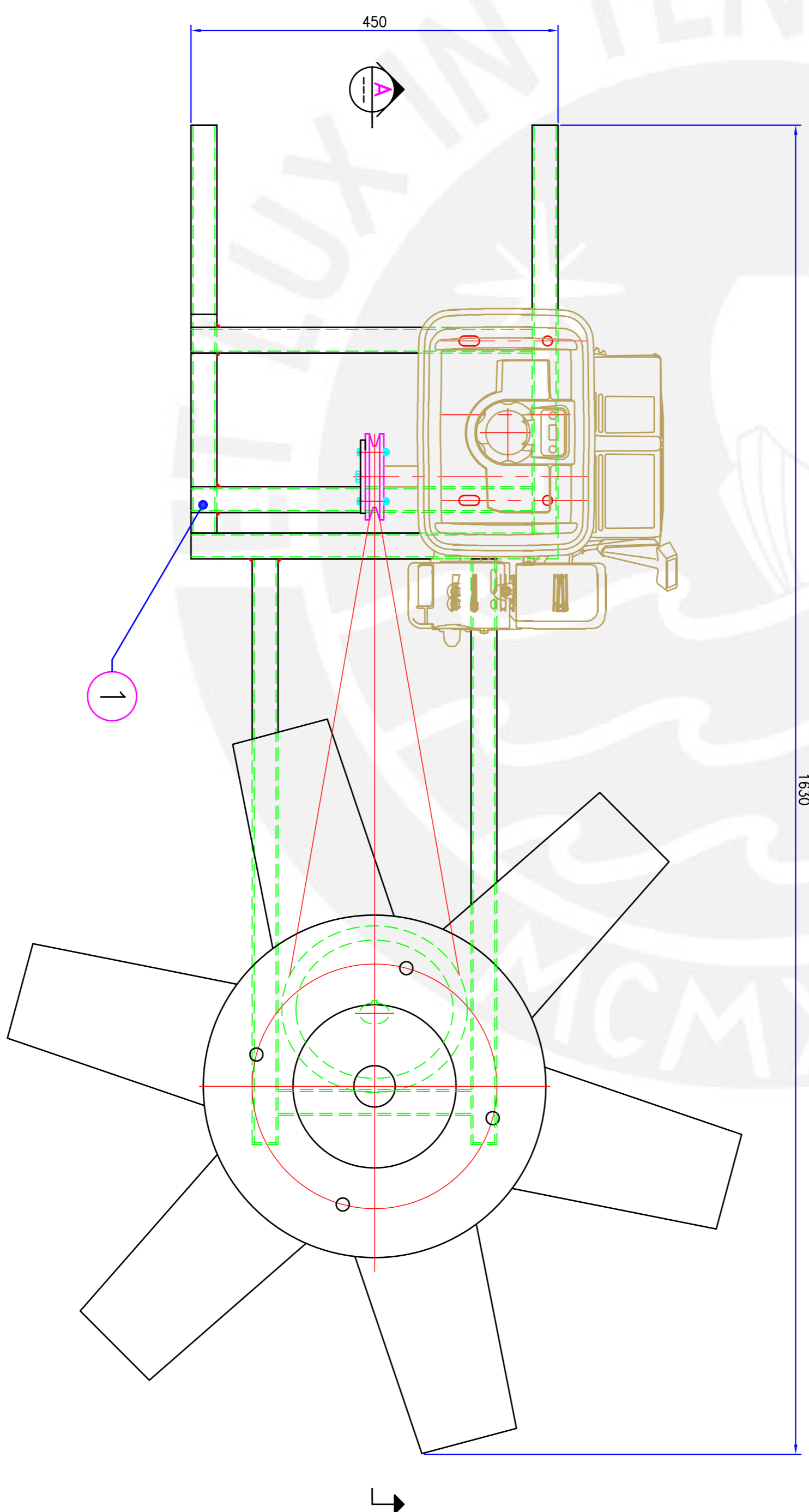
TRANSMISION  
TIPO : POLEAS



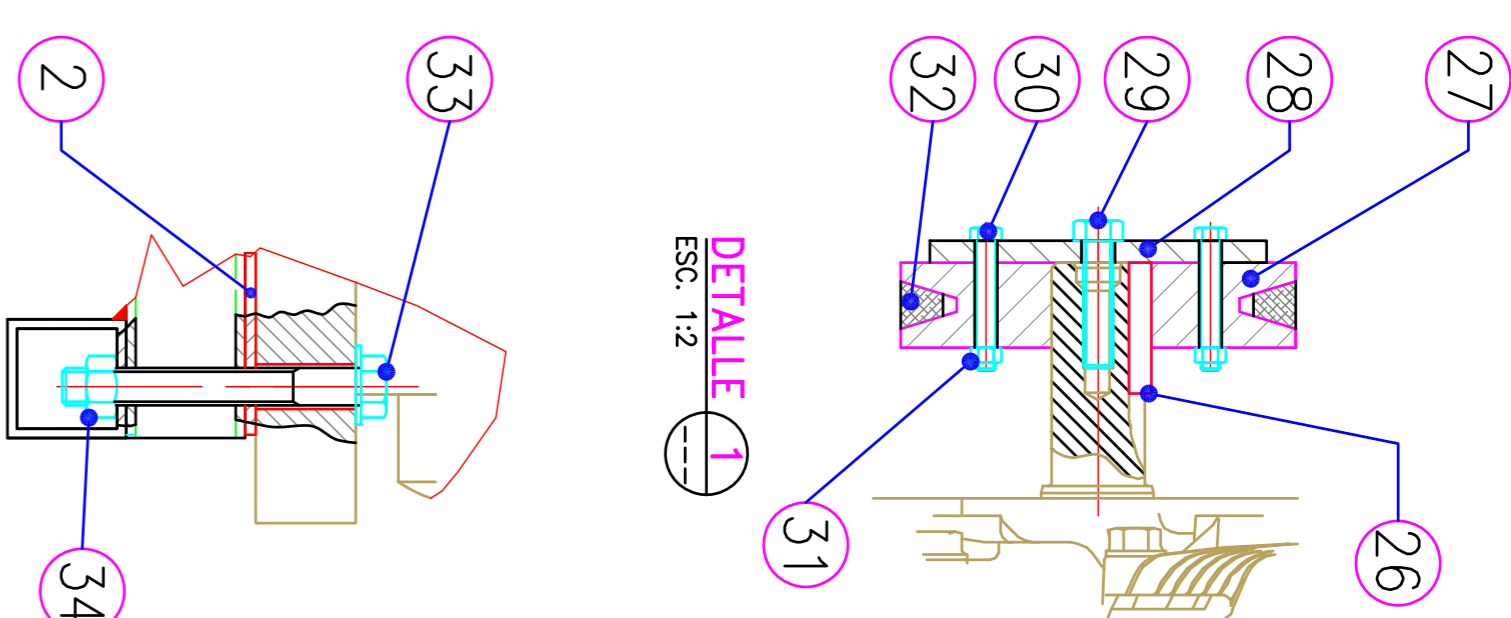
DETALLE 3  
ESC. 1:5



SECCION A  
ESC. 1:5



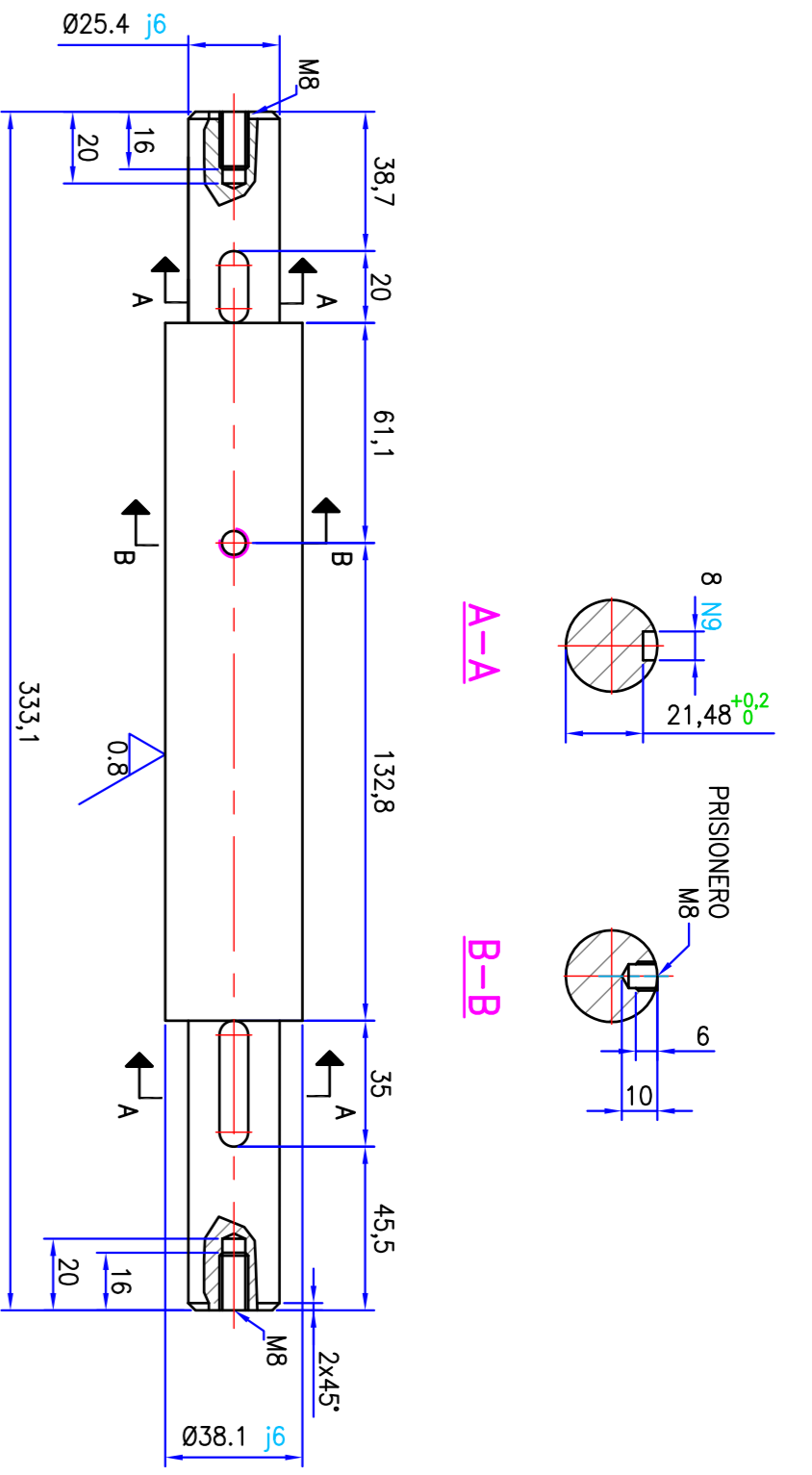
SISTEMA DE SUSPENSION DE UN AERODESLIZADOR LIGERO  
ESCALA : 1:5



DETALLE 1  
ESC. 1:2

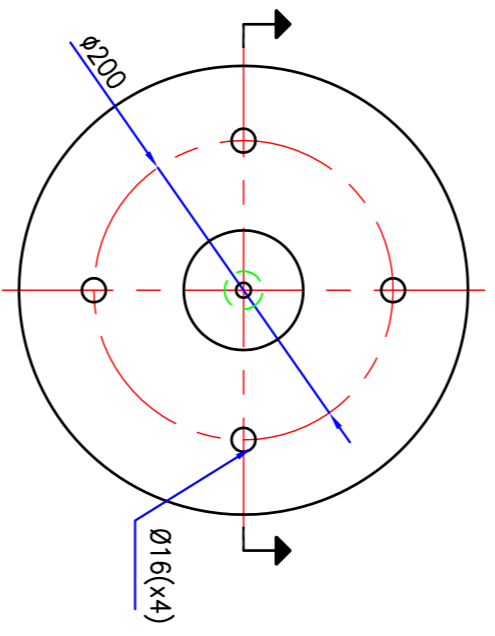
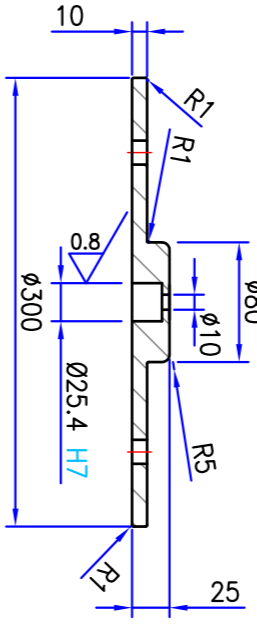
DETALLE 2  
ESC. 1:2

34	4	TUERCA HEXAGONAL M10	DIN 934	8.8	
33	4	TORNILLO CAB. HEX. M10x90	DIN 931	8.8	
32	1	FALDA RED POWER II Ø1700mm.	---	---	OPTIBEL-S99
31	4	TUERCA HEXAGONAL M5	DIN 934	8.8	
30	4	TORNILLO CAB. HEX. M5x40	DIN 931	8.8	
29	1	TORNILLO CAB. HEX. M8x30	DIN 933	8.8	
28	1	TAPA DE POLEA Ø90x6	---	---	ALUMINIO
27	1	POLEA MOTRIZ Ø100x23	---	---	ALUMINIO
26	1	CHAVETA A 6x6x35	DIN 6885	St. 60	
25	1	TORNILLO CAB. HEX. M8x20	DIN 933	8.8	
24	4	TUERCA HEXAGONAL M5	DIN 934	8.8	
23	4	TORNILLO CAB. HEX.M5x40	DIN 931	8.8	
22	1	TAPA DE EJE Ø90x45	---	---	ALUMINIO
21	1	POLEA CONDUCCIDA Ø200x23	---	---	ALUMINIO
20	1	CHAVETA A 8x7x20	DIN 6885	St. 60	
19	1	TORNILLO CAB. HEX. M8x20	DIN 933	8.8	
18	4	TUERCA HEXAGONAL M16	DIN 934	8.8	
17	4	TORNILLO CAB. HEX. M16x70	DIN 931	8.8	
16	1	TAPA DE VENTILADOR Ø300x25	---	---	ALUMINIO
15	1	VENTILADOR AXIAL 900mm	---	---	ALUMINIO
14	1	SOPORTE DE VENTILADOR Ø50x30	---	---	ALUMINIO
13	1	CHAVETA A 8x7x35	DIN 6885	St. 60	
12	1	EJE Ø1.5"x333	---	SAE 1045	
11	2	TUERCA HEXAGONAL M12	DIN 934	8.8	
10	2	TORNILLO CAB. HEX. M12x45	DIN 931	8.8	
9	2	TUERCA HEXAGONAL M12	DIN 934	8.8	
8	2	TORNILLO CAB. HEX. M12x60	DIN 931	8.8	
7	1	PRISIONERO M8x16	DIN 914	8.8	
6	1	CHUMACERA STD 1.1/2 TF/AH	---	---	MARCA SKF
5	1	SYSTEM - ROD. YAM 209-108	---	---	MARCA SKF
4	1	SRN1.1/2AL180L. 22289	---	---	MARCA SKF
3	1	PLACA 30x30x6.35	---	---	
2	2	MOTOR HONDA G300 7 HP	---	---	
1	1	FRIZA DE JEBE 3x31x130	---	---	
	1	SOPORTE DEL SISTEMA DE SUSPENSION	---	---	
		DESCRIPCION	MEDIDA	MATERIAL	DISTRIBUIDOR
		PAG. CAMT			
<p>PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERU</p> <p>FAACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERIA - ESPECIALIDAD: ING. MECANICA</p> <p>PROYECTO DE TESIS</p> <p>SISTEMA DE SUSPENSION DE UN AERODESLIZADOR LIGERO CON CAPACIDAD PARA DOS PASAJEROS</p> <p>INDICADA</p> <p>FECHA: 23 MAR. 2009</p> <p>LAPINA 001-41</p>					



ITEM 12 ~ EJE Ø1" X 3.333

ESCALA : 1:2  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : SAE 1045

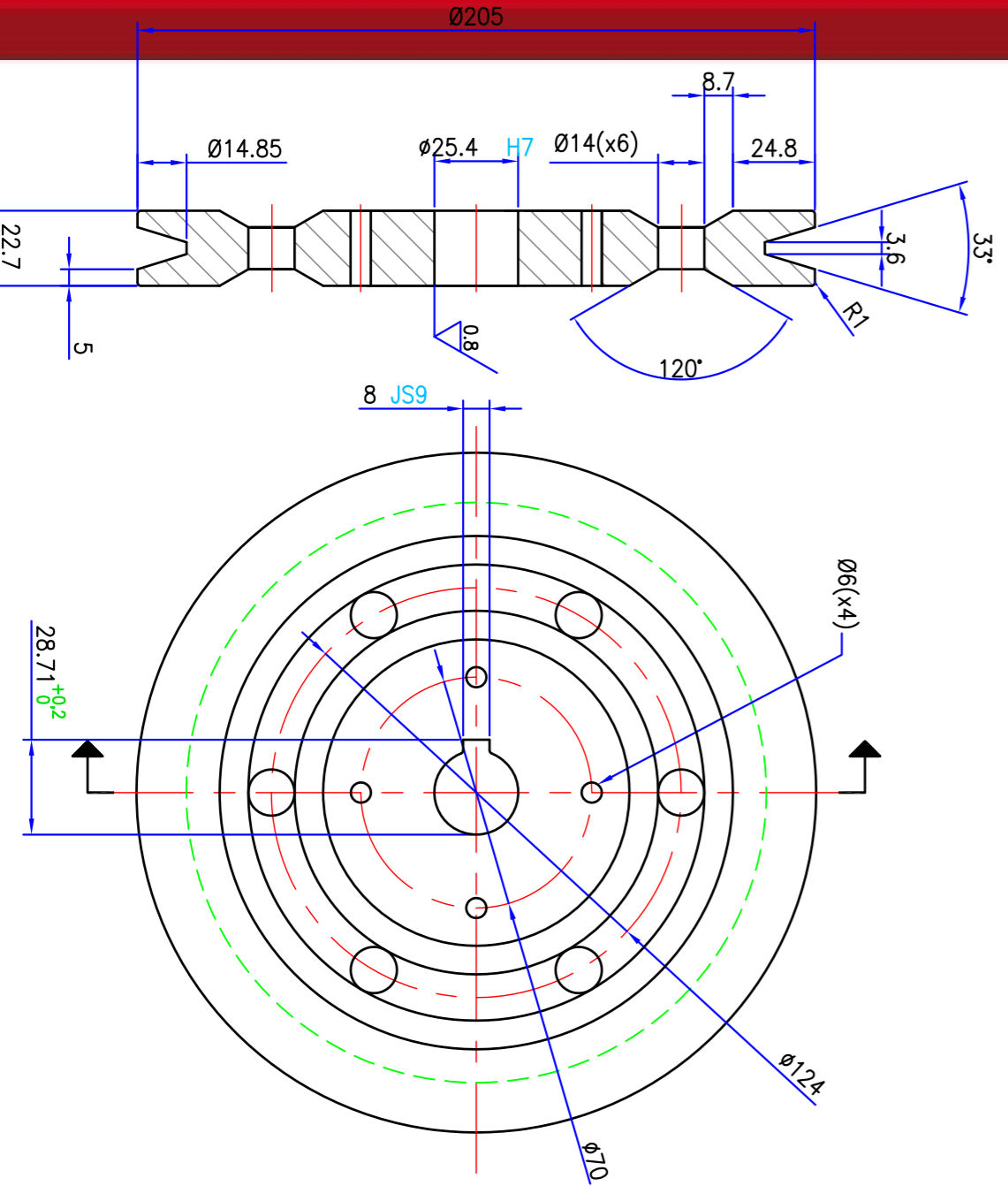


ITEM 16 ~ TAPA DE VENTILADOR Ø300x25

ITEM 14 ~ SOPORTE DE VENTILADOR Ø300x30

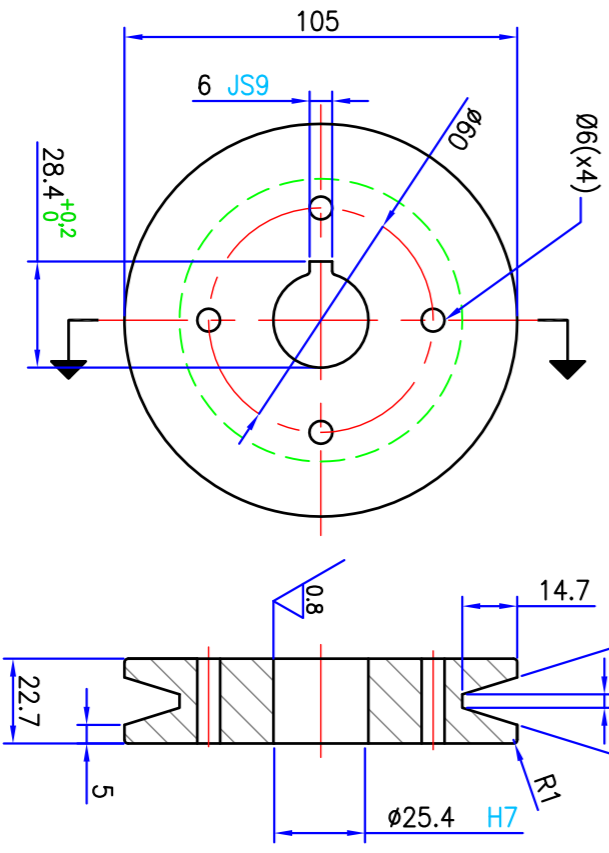
ESCALA : 1:5  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO

ESCALA : 1:5  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



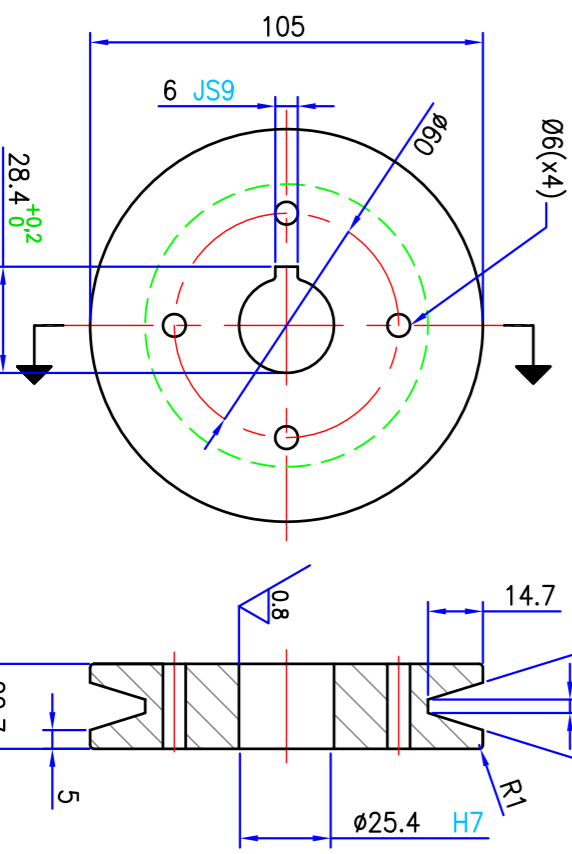
ITEM 21 ~ POLEA CONDUCTIDA Ø200x23

ESCALA : 1:2  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



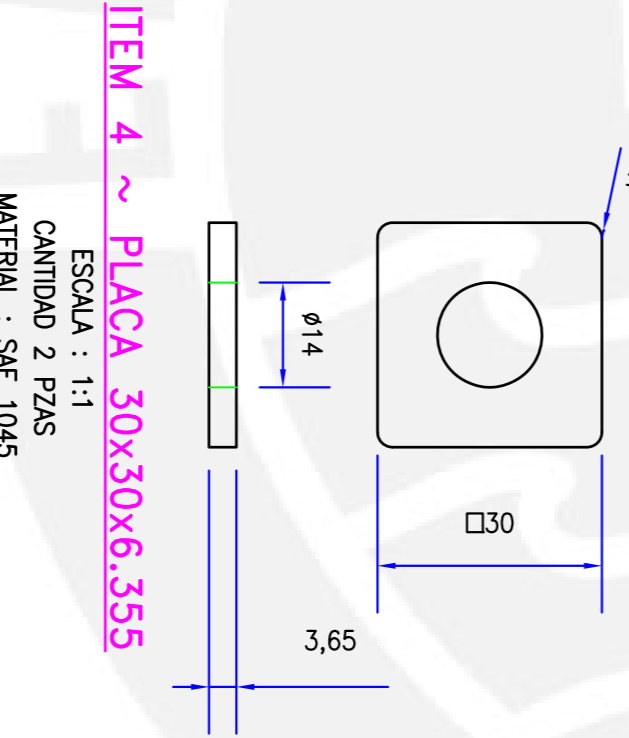
ITEM 27 ~ POLEA MOTRIZ Ø100x23

ESCALA : 1:2  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



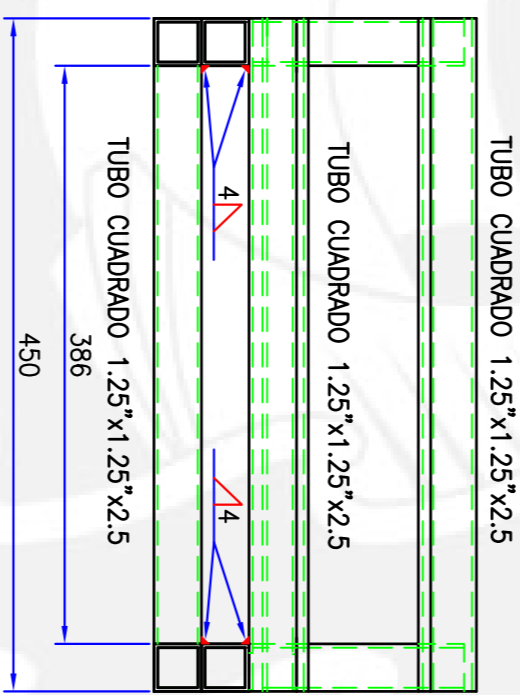
ITEM 27 ~ POLEA MOTRIZ Ø100x23

ESCALA : 1:2  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



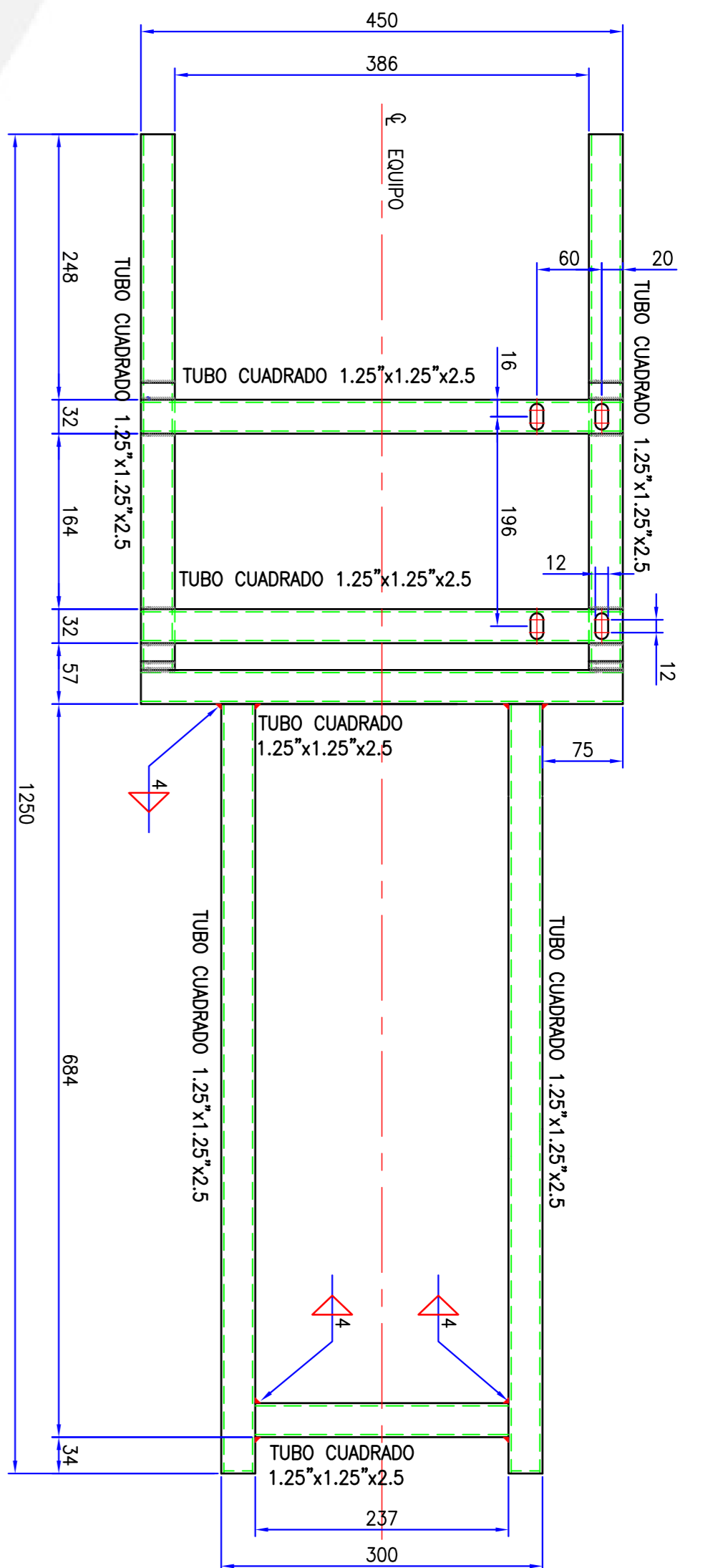
ITEM 4 ~ PLACA 30x30x6.355

ESCALA : 1:1  
CANTIDAD 2 PZAS  
MATERIAL : SAE 1045



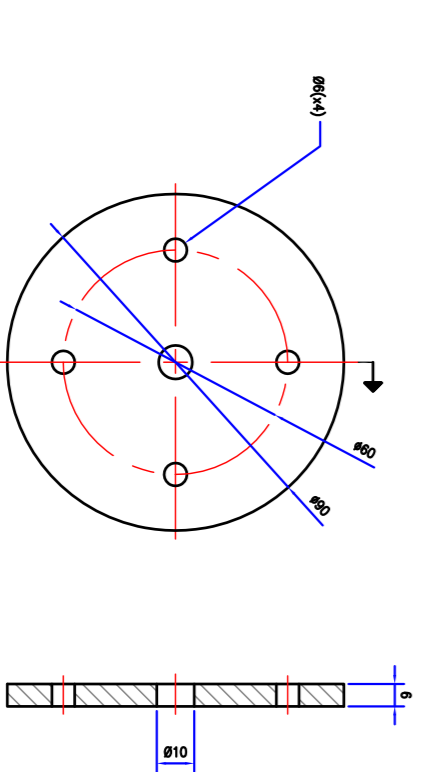
ITEM 1 ~ SOPORTE DEL SISTEMA DE SUSPENSIÓN

ESCALA : 1:5  
CANTIDAD 1 PZA



ITEM 22 ~ TAPA DE EJE Ø90x45

ESCALA : 1:2  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



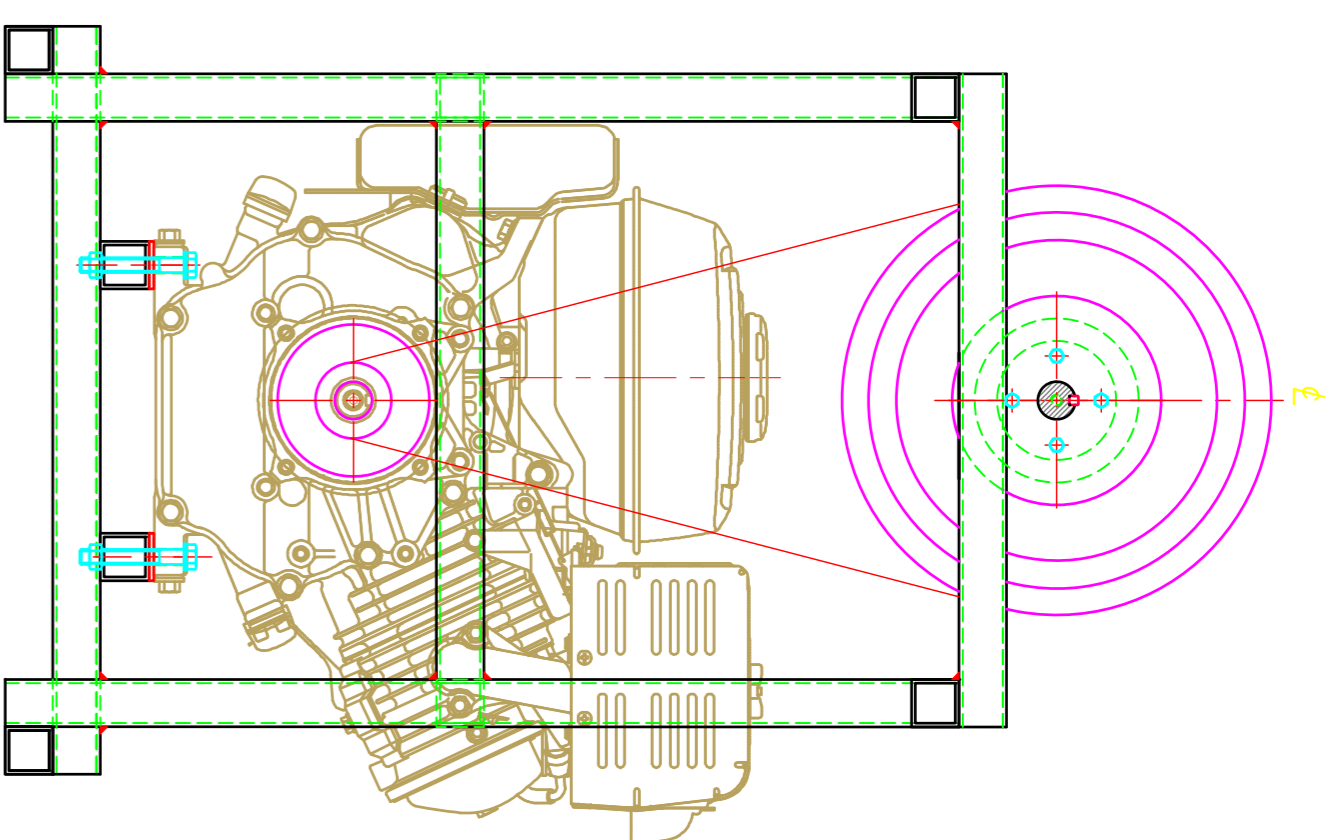
ITEM 28 ~ TAPA DE POLEA Ø90x6

ESCALA : 1:2  
CANTIDAD 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO

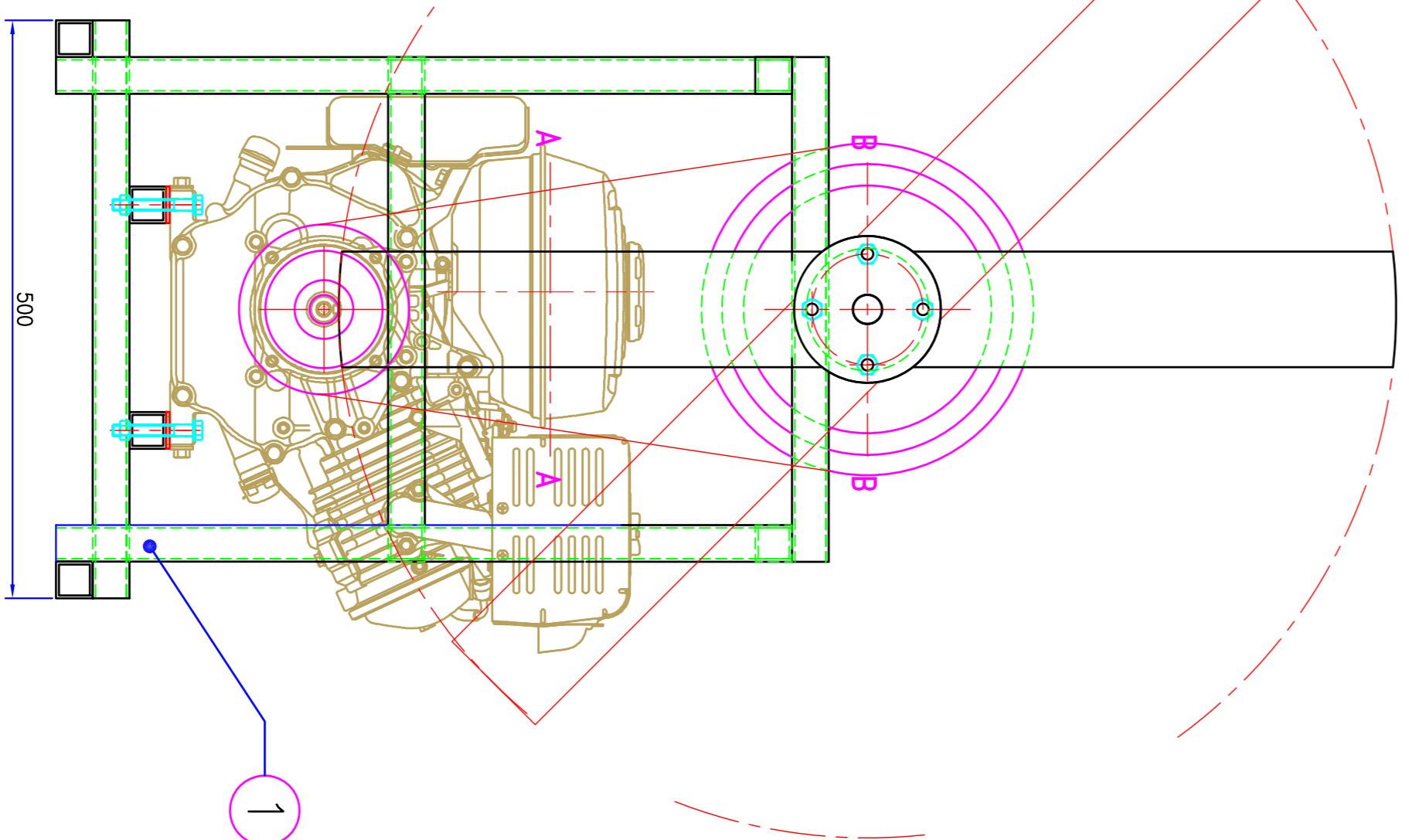
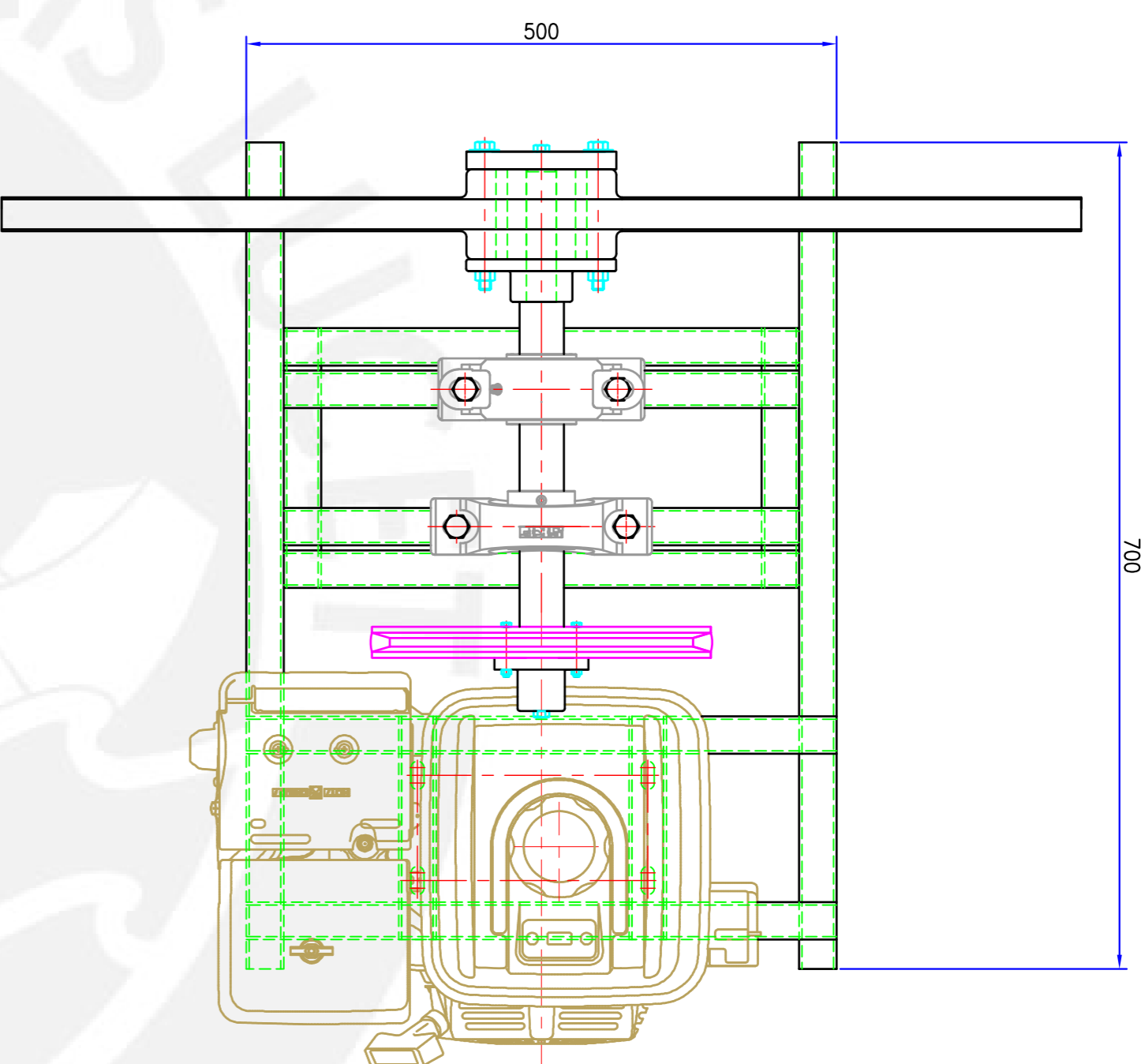
Mds de	0.5	3	6	30	120	30
maño	3	6	30	60	120	30
TOLERANCIA GENERAL	±0.1	±0.1	±0.2	±0.3		
MEQA (mm)						

ACABADO	TOLERANCIA	MATERIAL
3.2	SEGUN 7168	

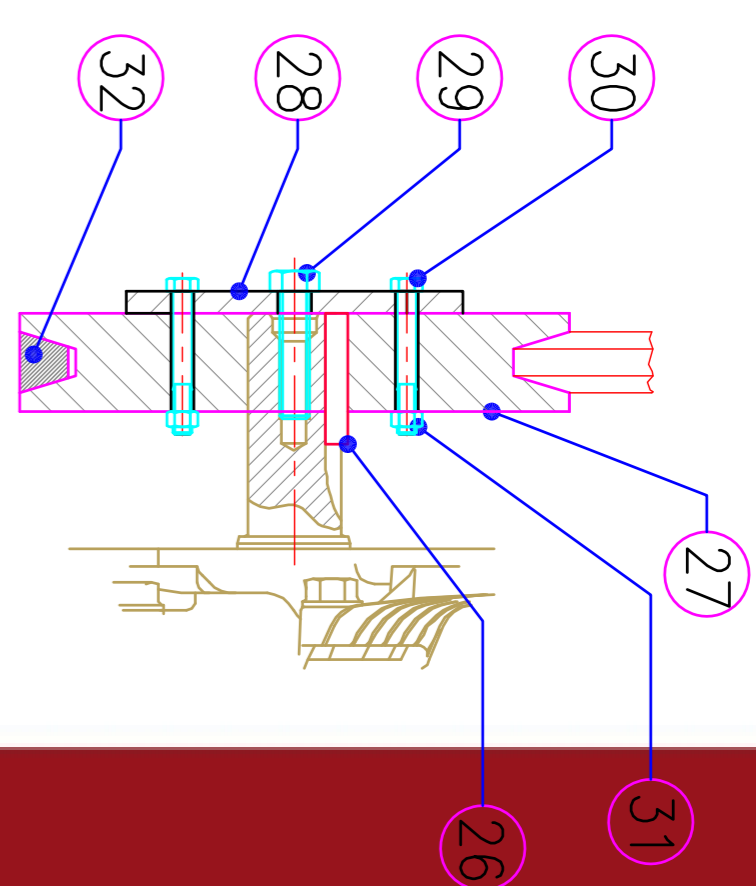
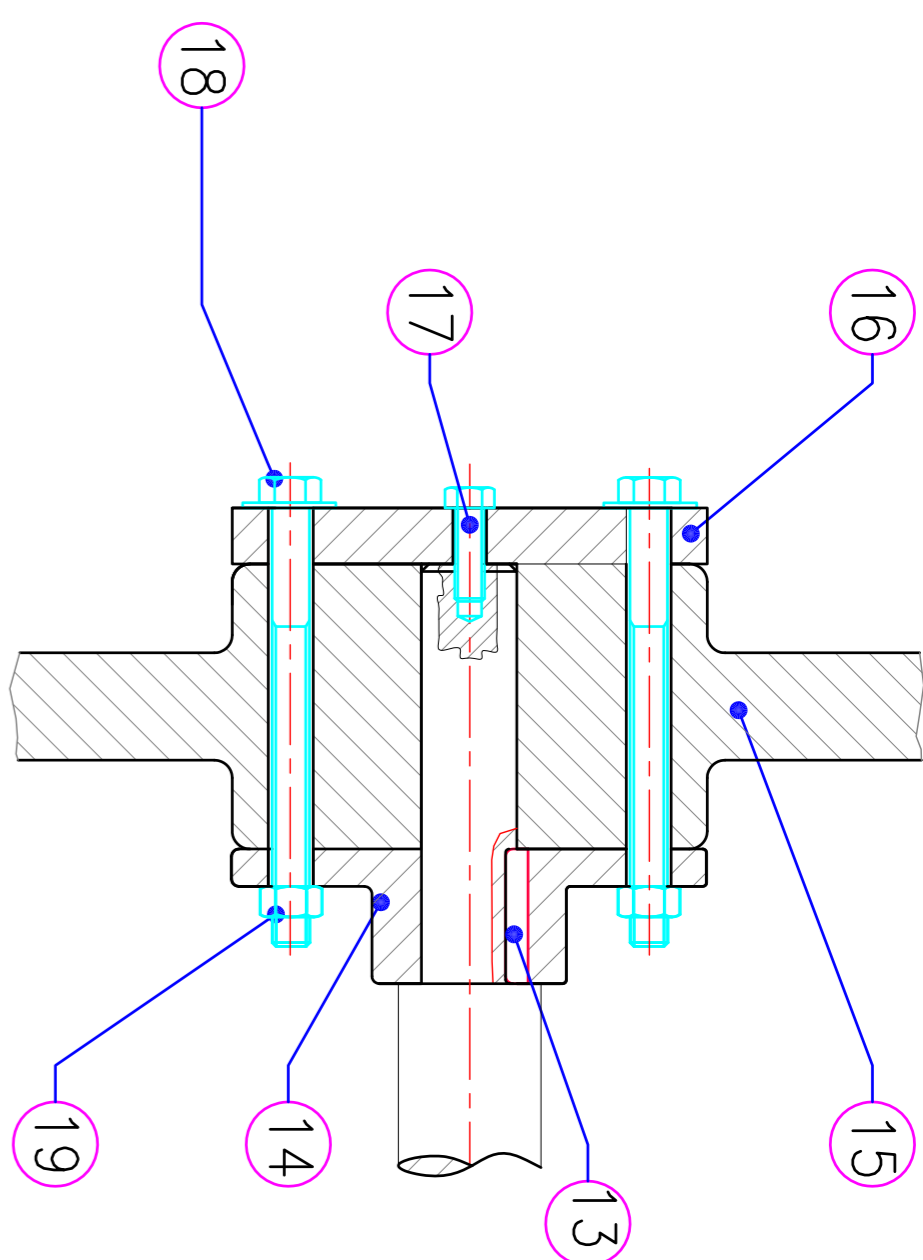
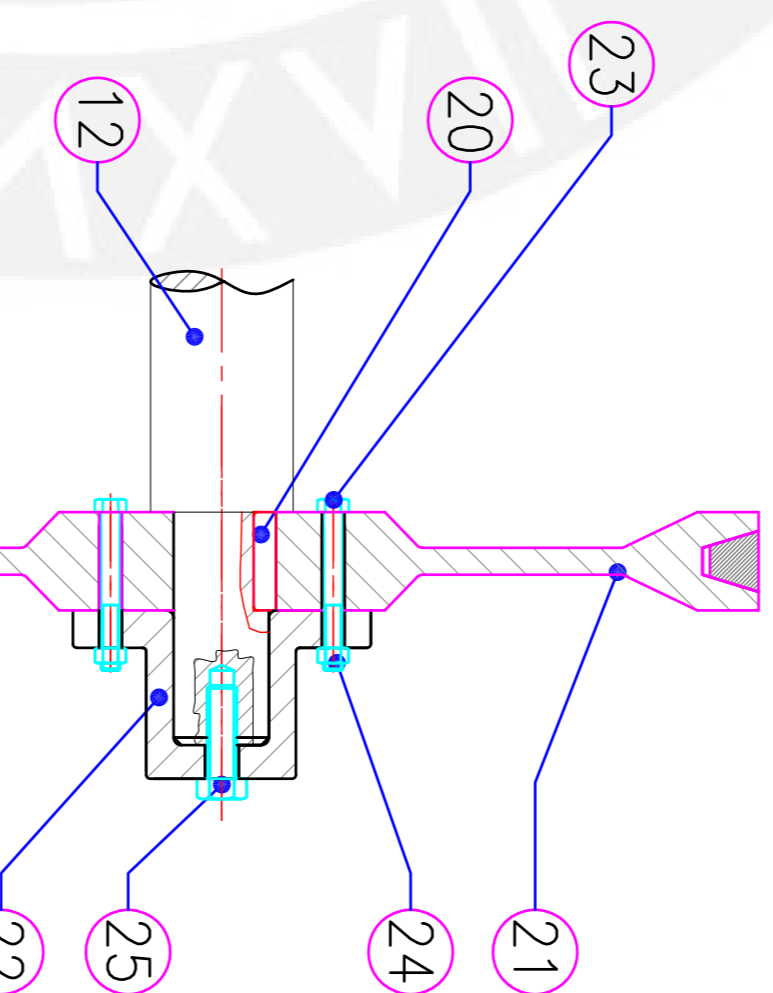
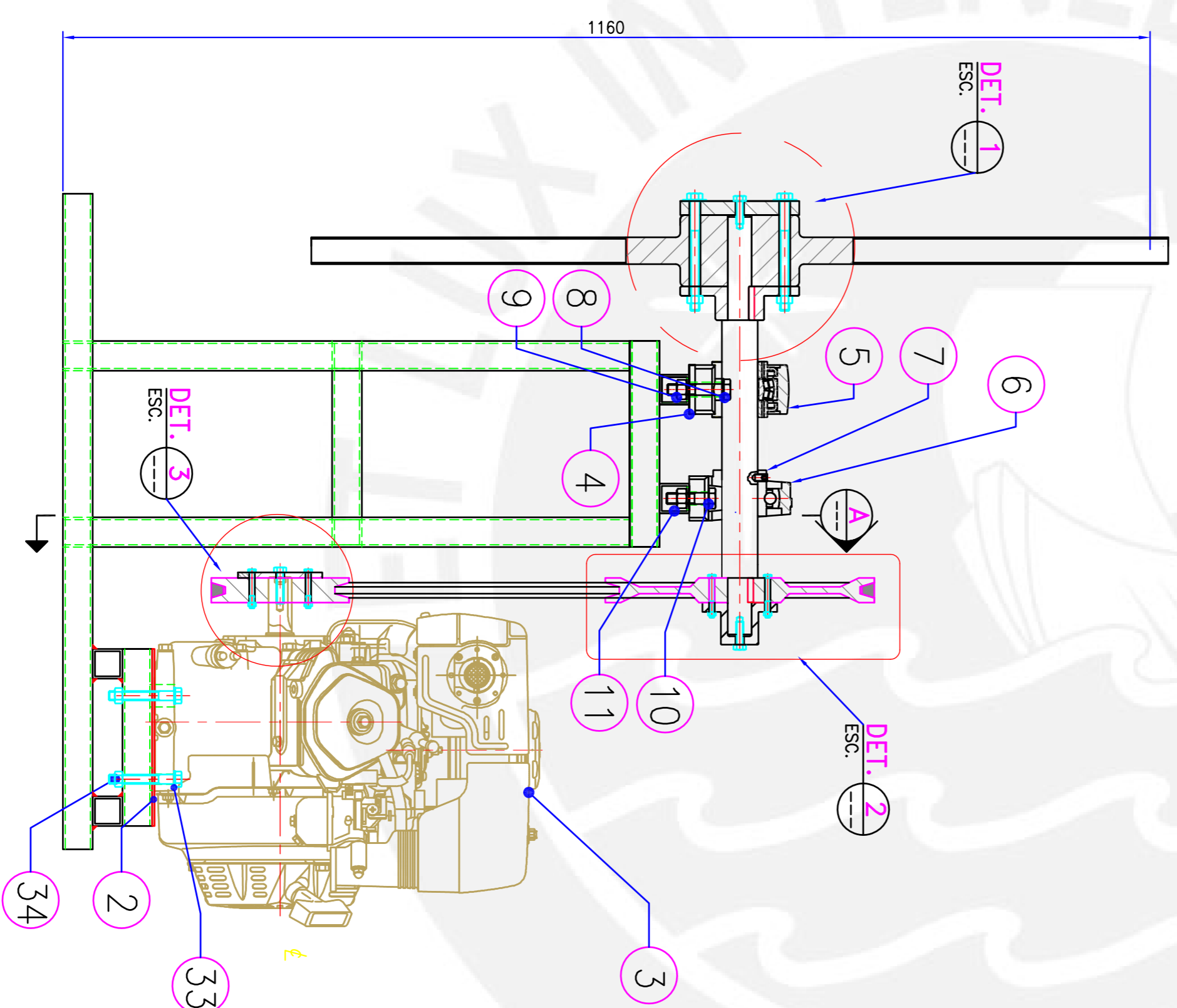
PROYECTO DE TESIS	INDICADA
SISTEMA DE SUSPENSIÓN DE UN AEROPESIZADOR LIBERO	
-ESTRUCTURA SOPORTE Y DESPRESES-	
PATRICIO ALCONSO SASARIINI BUSTAMANTE	



SECCION A-A  
ESC. 1:5

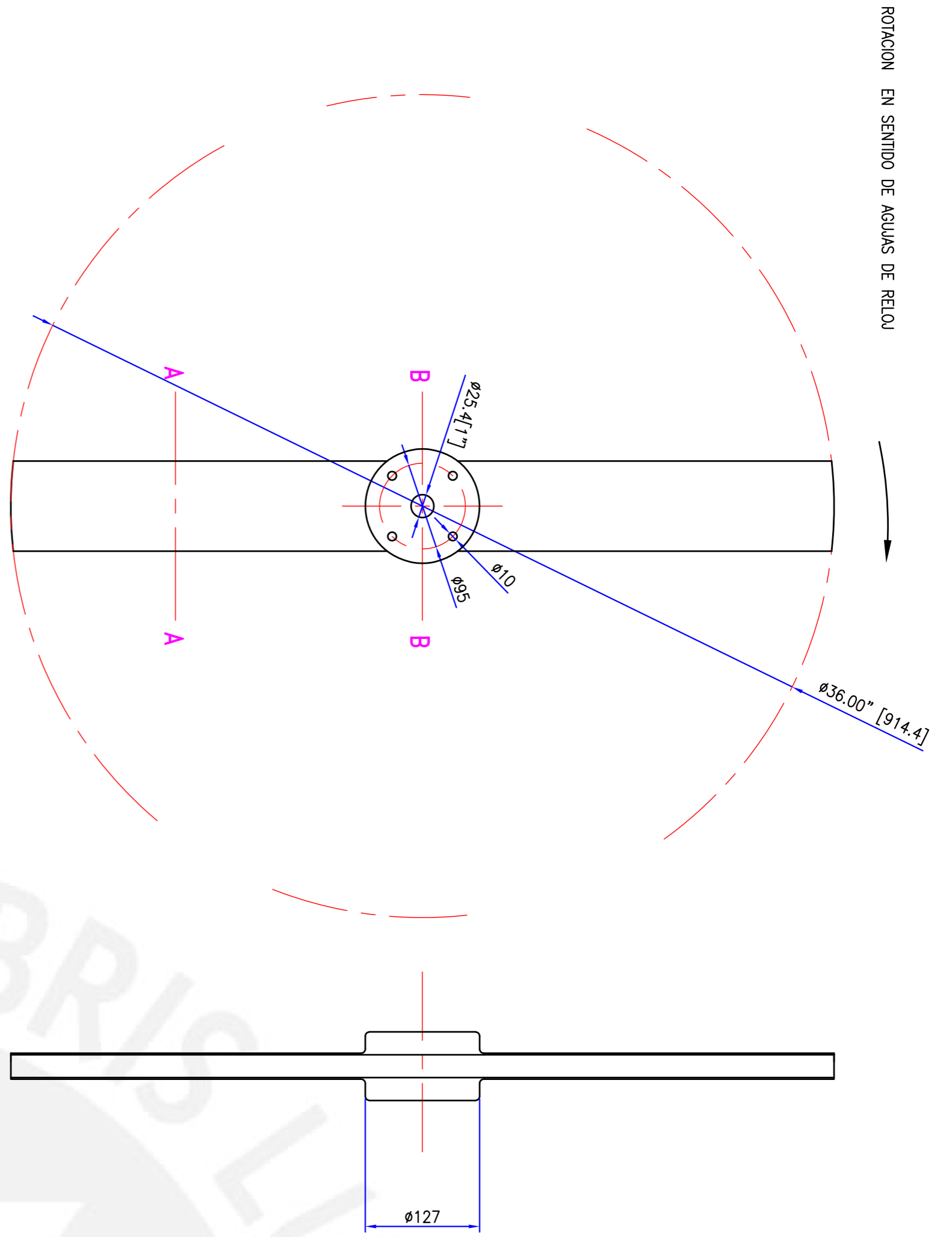


SISTEMA DE PROPULSION DE UN AERODESLIZADOR LIGERO  
ESCALA : 1:5



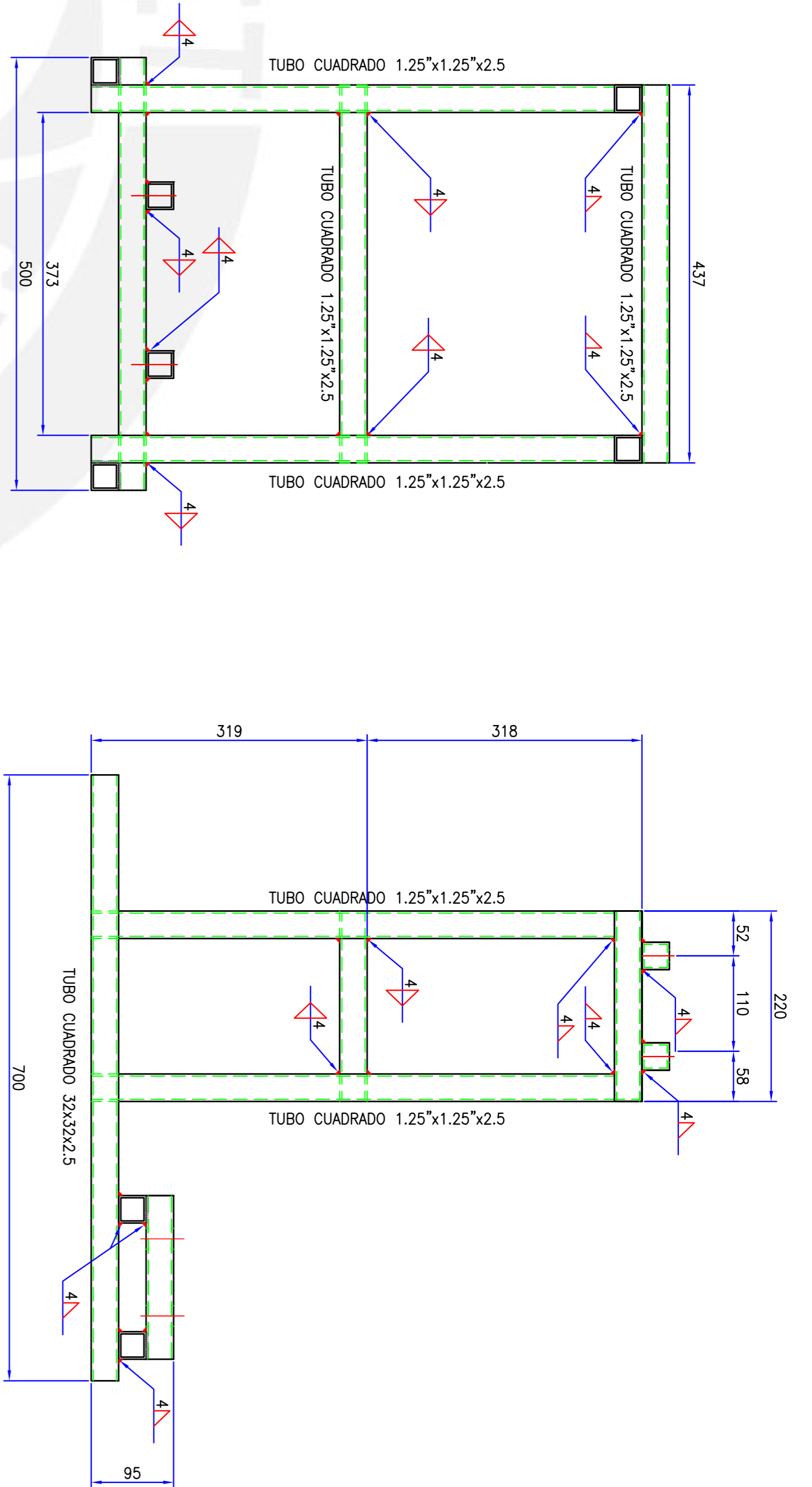
DATOS TECNICO	
MOTOR	HONDA
MARCA	9
HP	GX 270
MODELO	
TRANSMISION	
POLEAS	

34	4	TUERCA HEXAGONAL M10	DIN 934	8.8	
33	4	TORNILLO CAB. HEX. M10X90	DIN 931	8.8	
32	1	FALDA RED POWER II Ø1700mm			ØPTIBEL-S99
31	4	TUERCA HEXAGONAL M5	DIN 934	8.8	
30	4	TORNILLO CAB. HEX. M5X40	DIN 931	8.8	
29	1	TORNILLO CAB. HEX. M8X30	DIN 933	8.8	
28	1	TAPA DE POLEA Ø90x6			
27	1	POLEA MOTRIZ Ø140x23			
26	1	CHAVETA A 6x6x35	DIN 6885	St 60	
25	1	TORNILLO CAB. HEX. M8X20	DIN 933	8.8	
24	4	TUERCA HEXAGONAL M5	DIN 934	8.8	
23	4	TORNILLO CAB. HEX.M5X40	DIN 931	8.8	
22	1	TAPA DE EJE Ø80x45			
21	1	POLEA CONDUCCIDA Ø280x26			
20	2	CHAVETA A 8x7x26	DIN 6885	St 60	
19	4	TUERCA HEXAGONAL M10	DIN 934	8.8	
18	4	TORNILLO CAB. HEX. M10X120	DIN 931	8.8	
17	1	TORNILLO CAB. HEX. M8X25	DIN 933	8.8	
16	1	TAPA DE HELICE. Ø127x15			
15	1	HELICE Ø 36"			
14	1	TAPA HELICE POST. Ø127x36			
13	1	CHAVETA A 8x7x36	DIN 6885	St 60	
12	1	EJE Ø1,5"x450	SAE 1045		
11	2	TUERCA HEXAGONAL M12	DIN 934	8.8	
10	2	TORNILLO CAB. HEX. M12X45	DIN 931	8.8	
9	2	TUERCA HEXAGONAL M12	DIN 934	8.8	
8	2	TORNILLO CAB. HEX. M12X60	DIN 931	8.8	
7	4	PRISIONERO M8x16	DIN 914	8.8	
6	1	CHUMACERA STD 1 1/2" F/AH			
5	1	CHUMACERA STD CONCENRTRA			
4	1	PLACA 30x30x6-35			
3	1	MOTOR HONDA G300 7 HP			
2	1	FRIZA DE JEBE 3x31x130			
1	1	SOPORTE DEL SISTEMA DE SUSPENSION	St 37		

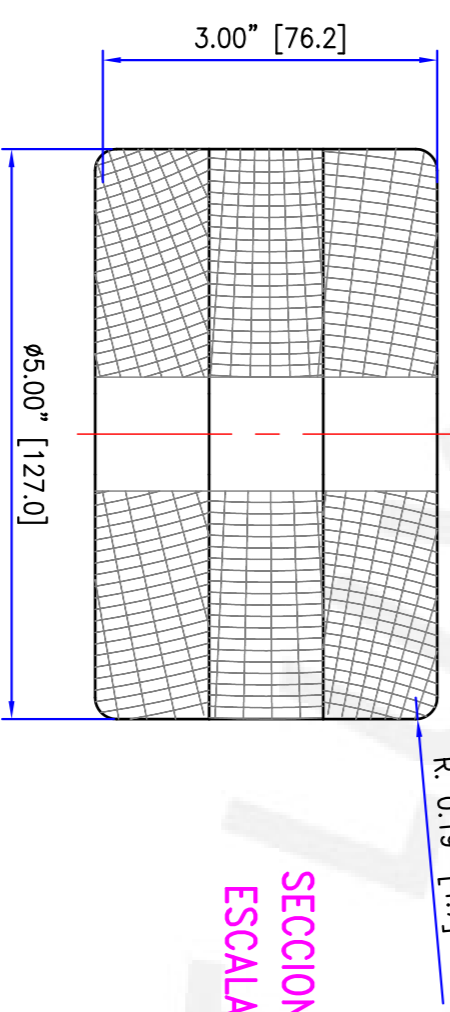


INSTRUCCIONES DE FABRICACIÓN DE HELICE

- 1.- SON NECESARIAS TRES PLANCHAS PLANAS PARALELAS DE DE 25x127x927mm. SE PUEDE USAR PINO DE GRANO SECO, ARCE, CENIZA O UNA MADERA SIMILAR. LIBRE DE NUDOS Y DEFECTOS.
- 2.- PEGAR LAS TRES PLANCHAS CON PEGAMENTO. USE BASTANTE RESINA Y APASTE LAS PLANCHAS FUERTEMENTE PARA ASEGURAR QUE NO SE GENERE NINGUN VACIO.
- 3.- DESPUES DE PEGAR LAS PLANCHAS, TALE LA SECCION DE LAS PALAS HASTA QUE OBTENGAN UN ANCHO DE 4", Y LAS SECCION DEL CUBO CENTRAL A 5" DE ANCHO.
- 4.- EMPECE A MARCAR LAS SECCIONES DE LOS MIRADOS Y LOS EXTRADOS DEL PERIL A TALLAR CON UN ESPACIAMIENTO DE 120 MM APROXIMADAMENTE, Y EMPECE A REMOVER PARTE DE LA MADERA SOBREPONIE CON UNA SIERRA O INSTRUMENTO SIMILAR.
- 5.- HERRAMIENTAS PARA MARCAR: ESTADIOS, RETENA LA TOTALIDAD DE MADERA EXCEDENTE UTILIZANDO UN BASTREN, UNA ESCOPINA Y UNA LIMA.
- 6.- HERRAMIENTAS PARA REMOVER: CILINDROS, CILINDROS PROCEDA POR TODA LA HELICE.
- 7.- TALADRE EL AGUIERO CENTRAL Y LOS AGUIEROS DE MONITAJE USE LAS PALAS DE ALUMINO DE LA HELICE COMO PLANTILLA.
- 8.- CORTE LOS EXTREMOS DE LAS PALAS A LAS DIMENSIONES MOSTRADAS EN EL PLANO Y CONCENTRICAS CON CENTRO.
- 9.- APLICAR UNA PRIMERA ABRIGO DE RESINA EPOXY, REDUCIDA PARA PENETRAR LA MADERA, COMPRUEBE EL EQUILIBRIO Y APLIQUE LA SEGUNDA CAPA.



SECCION BB  
ESCALA x3



SECCION AA  
ESCALA x3

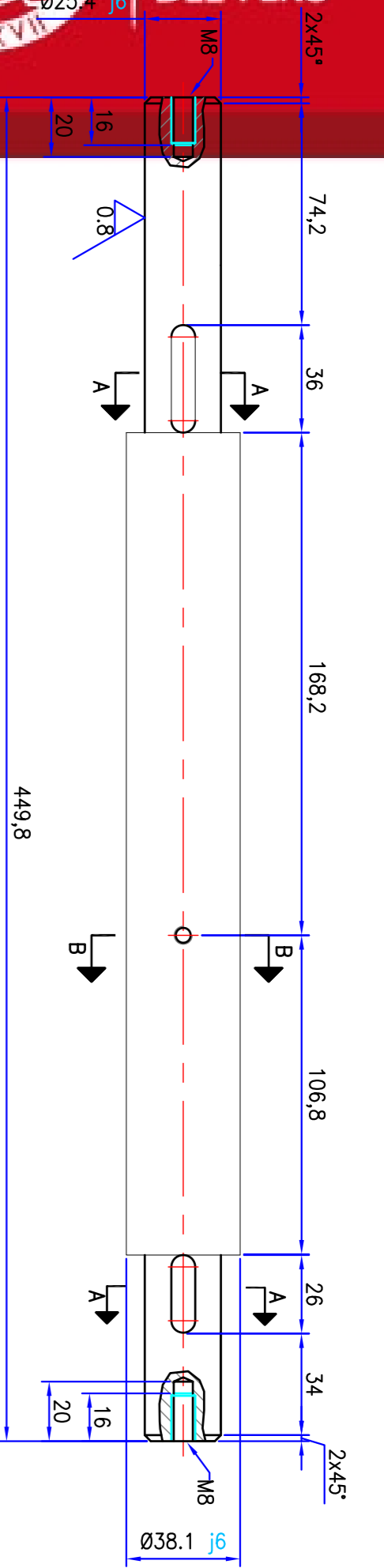
PULGIMAS

SUPERIOR ESTACION	05	10	120	30	40	60	80	100	120	160	200	240	320	360	380	400
SUPERIOR PROGRESM	12	17	23	28	31	37	41	44	45	42	37	31	22	12	07	01
SUPERIOR ESTACION	05	10	20	30	40	60	80	100	120	160	200	240	280	320	360	400
INTERIOR PROGRESM	07	10	13	15	16	17	17	16	15	13	11	09	06	02	01	01

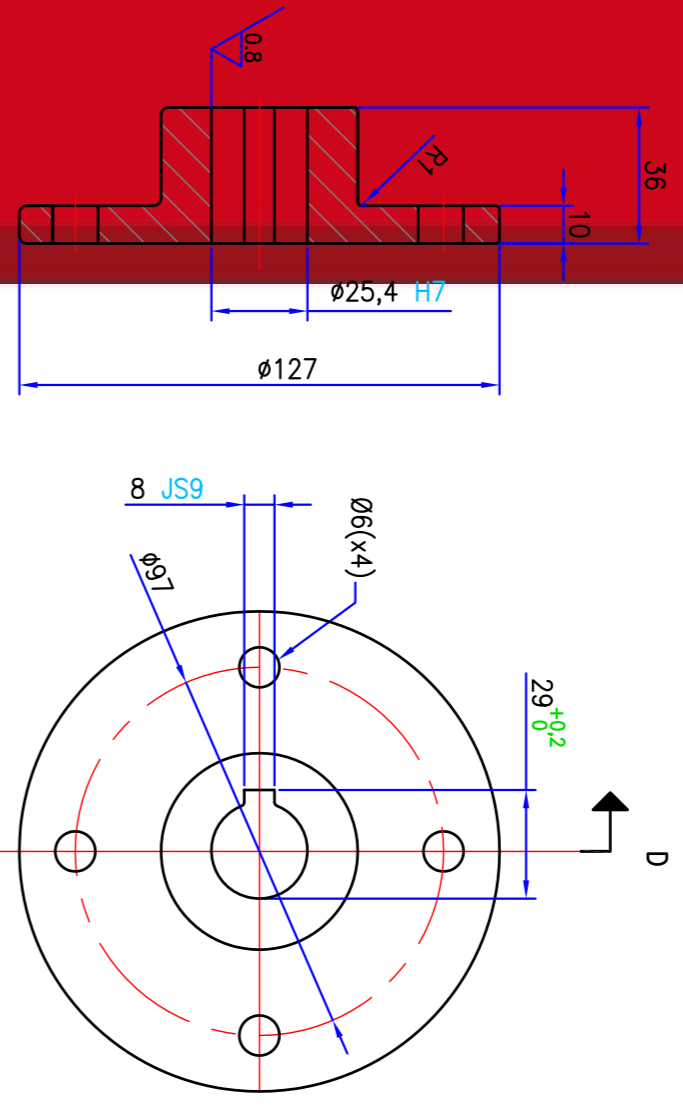
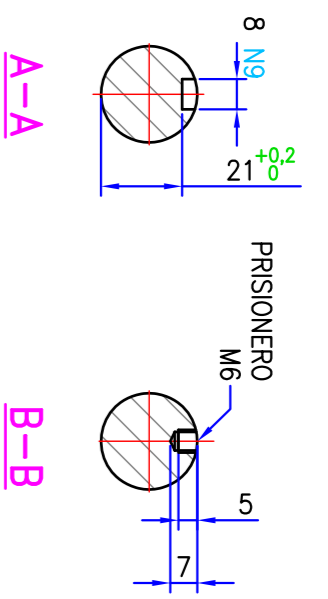
ITEM 11 ~ HELICE Ø36"  
ESCALA : 1:5  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL: MADERA & RESINA EPOXY

ITEM 1 ~ SOPORTE DEL SISTEMA DE PROPULSION  
ESCALA : 1:5  
CANTIDAD : 1 PZA

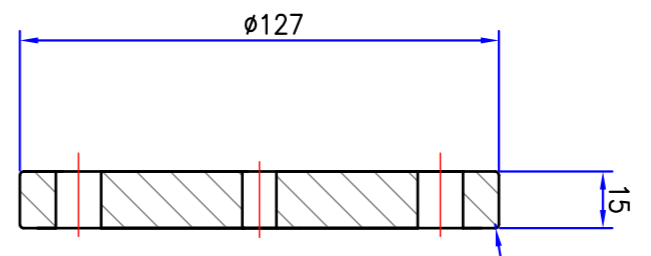
ACABADO	3.2/	TOLERANCIA	MEIDA SEGUN 7168	MATERIAL	INDICADO
MÉTODO DE PROYECCION	FAACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERIA - ESPECIALIDAD: ING. MECANICA	PROYECTO DE TESIS	SISTEMA DE PROPULSION DE UN AERODESLIZADOR LIBERO	ESCALA	INDICADA
CODIGO	20020518	PATRICIO ALONSO SASABANI BUSTAMANTE	FECHA: 20 MAR 2023	INDICADA	INDICADA
				LÁMINA	004-41



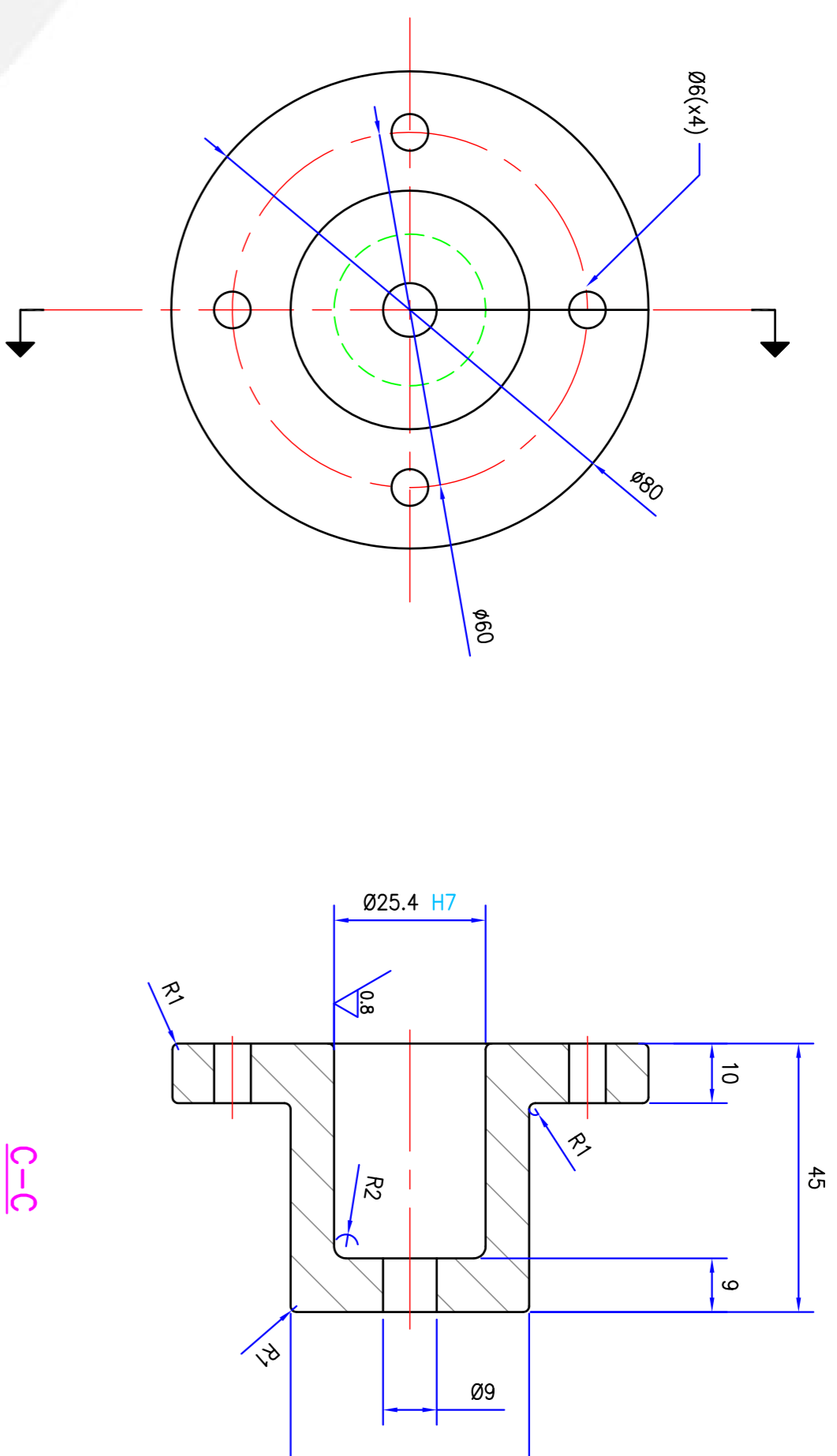
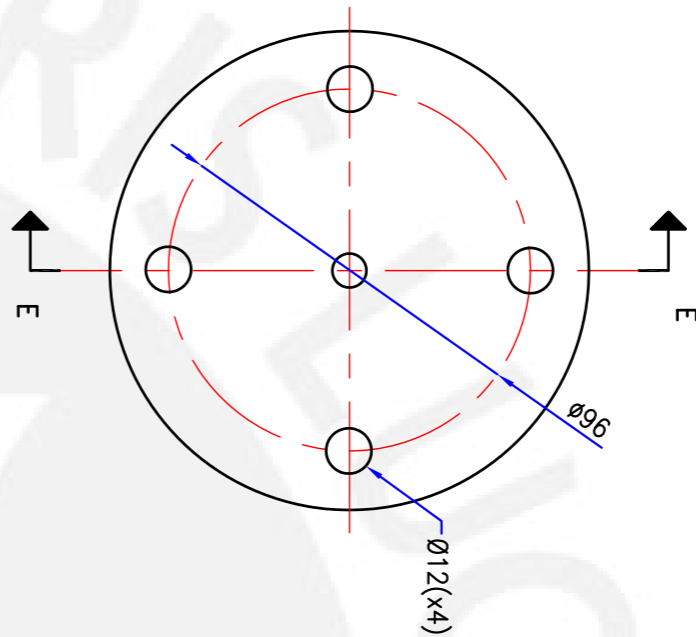
**ITEM 12 ~ EJE Ø1.5"X450**  
ESCALA : 1:2  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL : SAE 1040



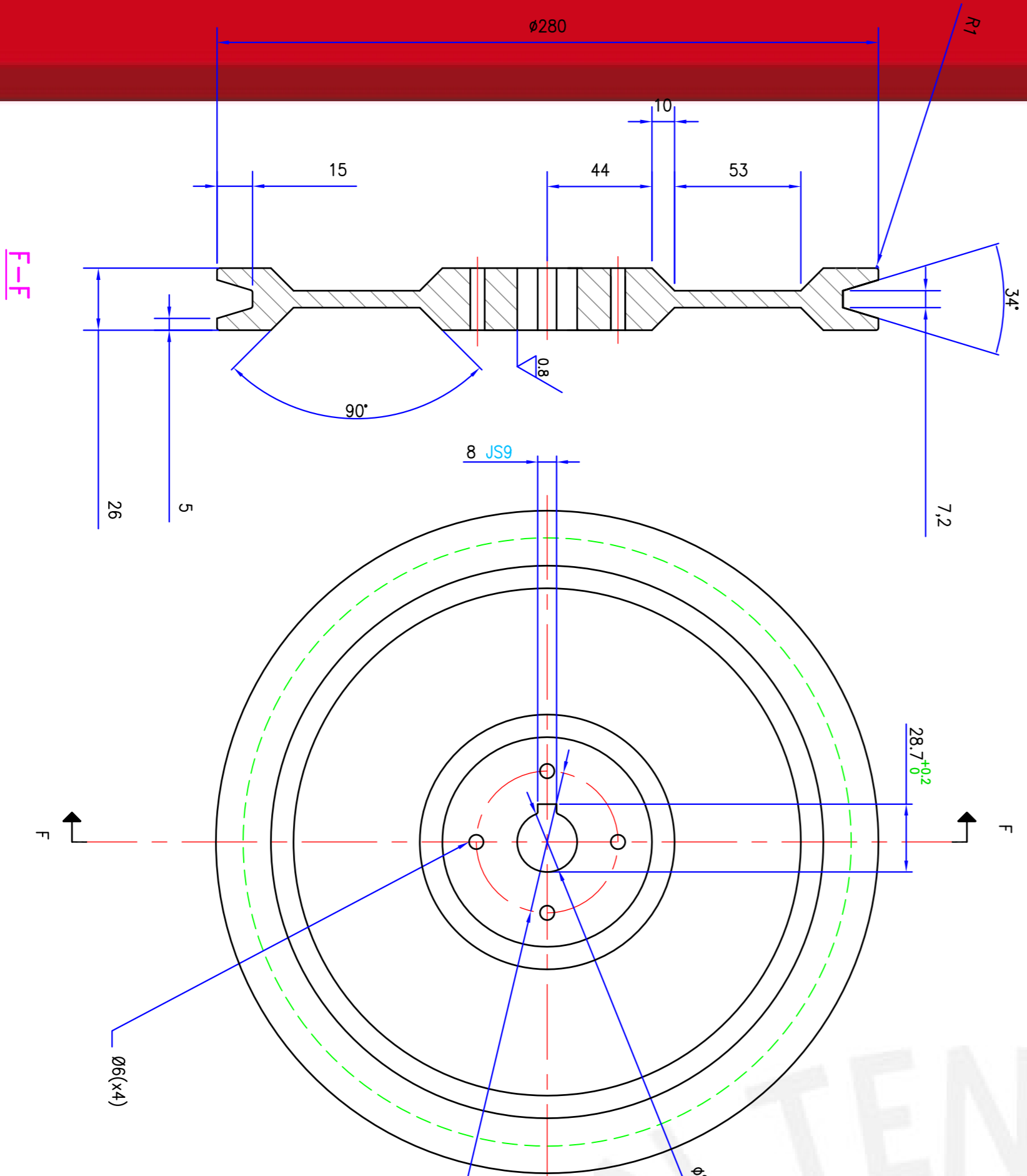
**ITEM 14 ~ TAPA HELICE POST. Ø127X36**  
ESCALA : 1:2  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



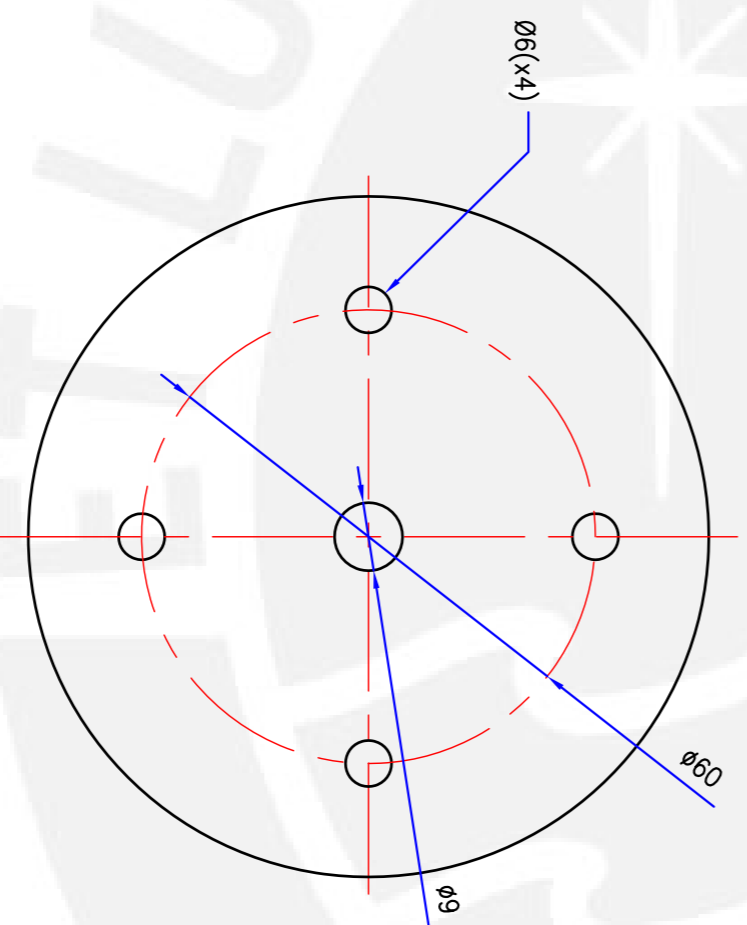
**ITEM 16 ~ TAPA HELICE Ø127X15**  
ESCALA : 1:2  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



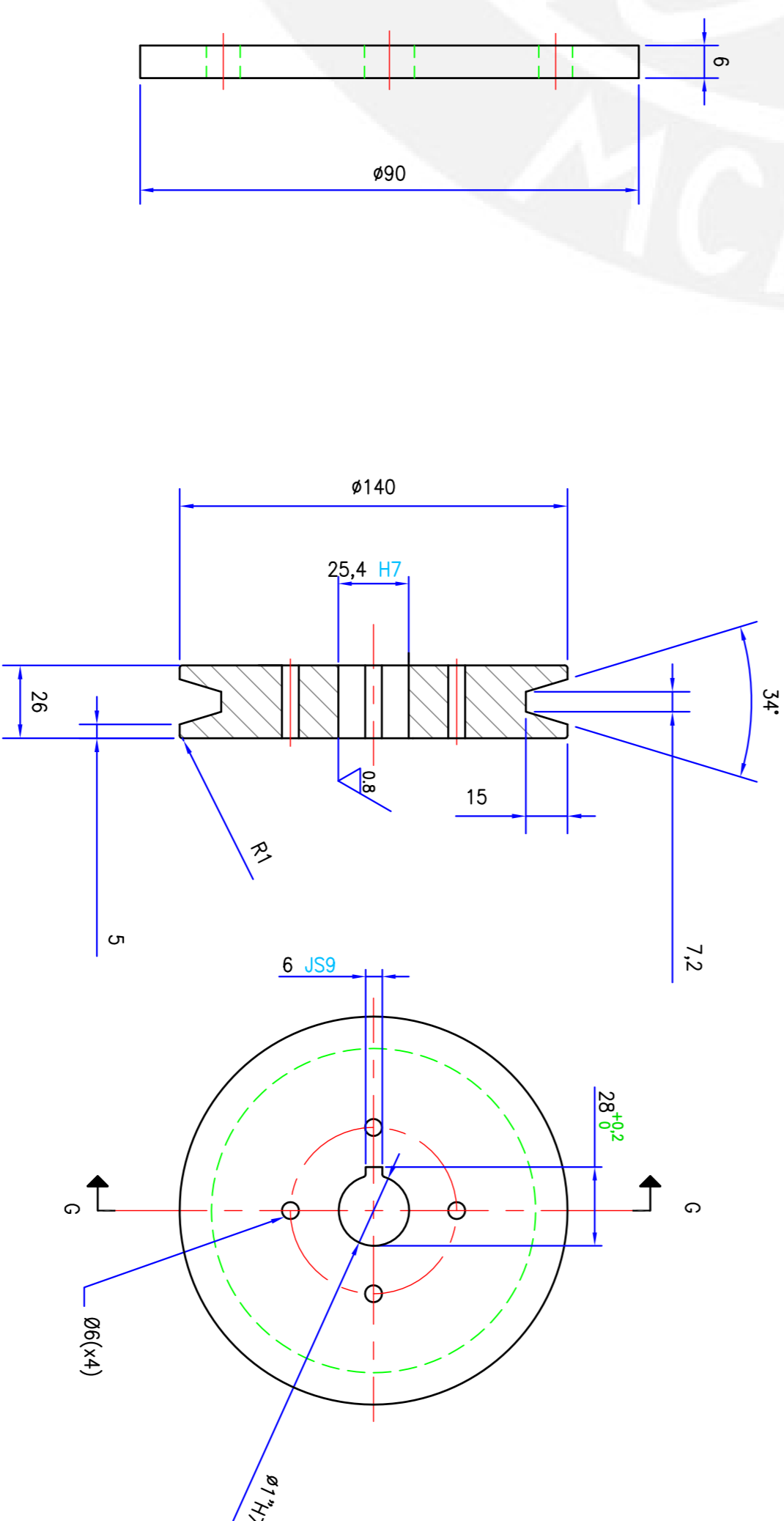
**ITEM 22 ~ TAPA DE EJE Ø80X45**  
ESCALA : 1:1  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



**ITEM 21 ~ POLEA CONDUCTIDA Ø280X26**  
ESCALA : 1:2  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO

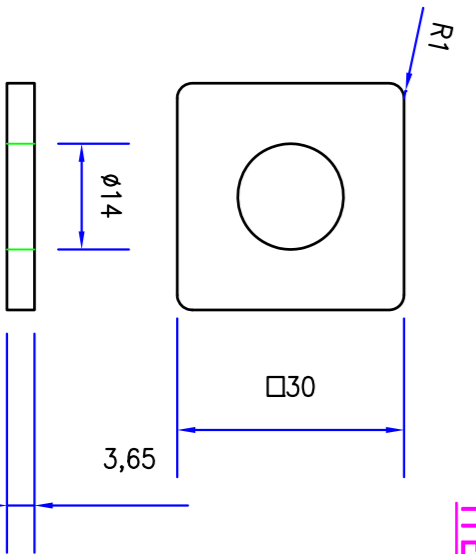


**ITEM 28 ~ TAPA DE POLEA Ø90X6**  
ESCALA : 1:1  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO



**ITEM 27 ~ POLEA MOTRIZ Ø140X26**  
ESCALA : 1:2  
CANTIDAD : 1 PZA  
MATERIAL : ALUMINIO

**ITEM 4 ~ PLACA 30X30X6.35**  
ESCALA : 1:1  
CANTIDAD : 2 PZAS  
MATERIAL : SAE 1045



Mds de	0.5	3	6	30	120	300
hasta	3	6	30	120	300	600
TOLERANCIA GENERAL	±0.1	±0.1	±0.2	±0.3		

ACABADO	3.2	TOLERANCIA MEDIA SEGUN 2168	MATERIAL	INDICADO
METODO DE PROTECCION				
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERU				
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERIA - ESPECIALIDAD: ING. MECANICA				
PROYECTO DE TESIS 2				ESCALA
SISTEMA DE PROPOSICION DE UN AERODESIZLIZADOR LIGERO - DESPECES -				INDICADA
CODIGO	20020518	PATRICIO ALONSO SASASANI BUSTAMANTE	FECHA	23 MAR 2009
			LAPSO	005-44