

CARACTERIZACIÓN DE UN MVA CON PERFIL ALAR MH44 Y FORMA DE ALA  
DELTA BAJO CONDICIONES SIMULADAS DE VUELO

Oscar Eduardo Anaya Gómez  
Ingeniero Mecánico

UNIVERSIDAD DE LOS ANDES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA  
BOGOTÁ D.C.  
2002

CARACTERIZACIÓN DE UN MVA CON PERFIL ALAR MH44 Y FORMA DE ALA  
DELTA BAJO CONDICIONES SIMULADAS DE VUELO

OSCAR EDUARDO ANAYA GÓMEZ  
Ingeniero Mecánico

Proyecto de grado para optar al título de  
Magíster en Ingeniería Mecánica

Asesor:  
Álvaro Pinilla Sepúlveda, Ph.D, M.Sc

UNIVERSIDAD DE LOS ANDES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA  
BOGOTÁ D.C.

2002

Bogotá D.C., Enero 30 de 2003

Doctor  
Álvaro Pinilla Sepúlveda  
Director Departamento de Ingeniería Mecánica  
Universidad de los Andes  
Ciudad

Apreciado Doctor

Someto a consideración de usted el proyecto de grado titulado CARACTERIZACIÓN DE UN MVA CON PERFIL ALAR MH44 Y FORMA DE ALA DELTA BAJO CONDICIONES SIMULADAS DE VUELO que tiene como objetivo la experimentación de micro vehículos aéreos utilizando un túnel de viento.

Considero que este proyecto cumple con sus objetivos y lo presento como requisito parcial para optar al título de Magíster en Ingeniería Mecánica.

Cordialmente,

Oscar Eduardo Anaya Gómez  
Código 200217501

## AGRADECIMIENTOS

A lo largo del proceso experimental del cual consistió la investigación y cuyo resultado final se muestra en las páginas de este documento, fueron varias las personas que colaboraron, cada una aportando su granito de arena y a las cuales es justo agradecer ya que por ellas el trabajo se logró realizar.

Mi profesor asesor, Álvaro Pinilla, quien siempre tuvo oídos para escuchar las preguntas que le hacía, preguntas producto de mi ignorancia que de forma muy sabia él supo empujarme. Su gran espíritu de trabajador, sus respuestas no siempre conclusas y su ánimo por mi aprendizaje motivaron esta investigación.

Maria Carolina Rojas, quien a la fecha ya se desempeña como ingeniero, compartió conmigo la primera parte de esta investigación. Largas jornadas de trabajo en frente de un computador y al lado del túnel de viento marcaron nuestro trabajo.

Orlando Andrés Rodríguez, quien ya finaliza sus estudios de Ingeniería Mecánica, trabajó conmigo en la segunda y definitiva parte de esta investigación. Agradables discusiones ingenieriles de las cuales salieron buenas cosas para la experimentación fueron el pan de todos los días durante nuestro trabajo.

Los trabajadores del laboratorio, mis alcahuetes, Jorge, Norman, Ciro, Mateo, Hernando y Luis. Definitivamente sin su colaboración el trabajo se hubiera prolongado aún más y las extensas jornadas de trabajo no hubieran sido divertidas y posibles.

A mi familia por la paciencia, a mis estudiantes por su alegría, a mis profesores por toda su colaboración y a todo aquel que del alguna forma colaboró no sólo con este trabajo sino con mi formación.....

Gracias

## RESUMEN

En el presente documento se describe el estudio de las condiciones de vuelo de un micro vehículo aéreo bajo condiciones simuladas en el túnel de viento y con el motor impulsor del avión encendido.

Para poder realizar este trabajo se hizo uso del túnel de viento TVIM 460-30-3.6 localizado en laboratorio de Ingeniería Mecánica de la Universidad de los Andes. Este túnel tuvo que ser puesto en marcha para lo cual se seleccionó e instaló el motor extractor del cual carecía al comienzo del trabajo. Una vez instalado se procedió a calibrar el mismo con el uso de un tubo inclinado de agua.

En el proceso de medición de las fuerzas sentidas por el micro vehículo aéreo se hizo uso de un instrumento de medición conocido como Balanza tipo Lebow. Esta balanza fue diseñada con ayuda de simulaciones estáticas en un paquete de elementos finitos partiendo de un concepto probado en una investigación anterior [6], finalmente la balanza fue construida y utilizada.

A lo largo del documento se muestra más en detalle cada uno de los pasos seguidos. Finalmente se muestran las gráficas de fuerzas y coeficientes adimensionales que caracterizan el vuelo de dos modelos de micro vehículos aéreos y que fueron obtenidas en forma experimental.

## TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN.....	12
2 OBJETIVOS.....	13
2.1 Objetivo General.....	13
2.2 Objetivos Específicos .....	13
3 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA .....	14
4 MARCO TEÓRICO - EXPERIMENTAL.....	15
4.1 Túnel de viento.....	15
4.2 Balanza de mediciones tipo Lebow .....	17
4.3 Deformímetros .....	19
4.4 Lector de deformación P-3500 y multiplexor SB-10 .....	19
4.5 MVA objeto de estudio.....	20
4.6 Motor del MVA .....	21
5 PUESTA EN MARCHA DEL TÚNEL DE VIENTO.....	22
5.1 Selección del nuevo motor .....	22
5.2 Adaptación del motor al túnel.....	22
5.3 Calibración del túnel de viento .....	23
6 OBSERVACIÓN CUALITATIVA DEL MVA.....	26
6.1 Estudio de sustentación y control.....	26
6.2 Estudio del flujo alrededor del modelo.....	26
7 DISEÑO DE LA BALANZA DE MEDICIÓN.....	28
7.1 Simulación de la balanza de medición ya utilizada.....	29
7.2 La nueva balanza.....	31
7.3 Calibración estática de la nueva balanza.....	34
7.4 Conversión de deformaciones a fuerzas .....	35
8 OPERACIÓN DEL MOTOR IMPULSOR .....	38
9 RESULTADOS .....	40
9.1 Del proceso experimental.....	40
9.2 De los parámetros de vuelo del Micro Vehículo Aéreo.....	40
10 CONCLUSIONES .....	44
BIBLIOGRAFÍA.....	45

## LISTA DE FIGURAS

<a href="#">FIGURA 1: PERFIL DE FRENTE DEL TÚNEL DE VIENTO TVIM 460 – 42 - 3.6</a> .....	15
<a href="#">FIGURA 2: MODELO ORIGINAL DE LA BALANZA TIPO LEBOW</a> .....	17
<a href="#">FIGURA 3: ESQUEMA GENERAL DE LA BALANZA TIPO LEBOW SIMPLIFICADA Y FOTOGRAFÍA</a> .....	18
<a href="#">FIGURA 4: ESQUEMA DE UN DEFORMÍMETRO</a> .....	19
<a href="#">FIGURA 5: PUENTE DE WHEATSTONE CON DOS DEFORMÍMETROS</a> .....	19
<a href="#">FIGURA 6: P-3500 Y SB 10</a> .....	20
<a href="#">FIGURA 7: MVA OBJETO DE ESTUDIO</a> .....	21
<a href="#">FIGURA 8: MOTOR TIPO COX 0.020</a> .....	21
<a href="#">FIGURA 9: MONTAJE FINAL DEL EXTRACTOR – SOPORTE – LONA</a> .....	23
<a href="#">FIGURA 10: POSICIONES PARA REALIZAR LA CALIBRACIÓN</a> .....	23
<a href="#">FIGURA 11: SUSTENTACIÓN POR PERFIL ALAR</a> .....	27
<a href="#">FIGURA 12: SUSTENTACIÓN POR ALA DELTA</a> .....	27
<a href="#">FIGURA 13: UBICACIÓN DE LAS CONDICIONES DE BORDE PARA LA SIMULACIÓN DE LA BALANZA</a> .....	29
<a href="#">FIGURA 14: MALLADO, APLICACIÓN DE CARGAS Y CONDICIONES DE BORDE</a> .....	30
<a href="#">FIGURA 15: CONSTRUCCIÓN COMPLETA BALANZA- SOPORTE</a> .....	33
<a href="#">FIGURA 16: INSTRUMENTO PARA VARIACIÓN DE ÁNGULO DE ATAQUE</a> .....	34
<a href="#">FIGURA 17: GEOMETRÍA NECESARIA PARA REALIZAR LA FORMULACIÓN MATEMÁTICA</a> .....	36

## LISTA DE TABLAS

TABLA 1: CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL MOTOR.....	22
TABLA 2: RESUMEN DE RESULTADOS CUALITATIVOS.....	26
TABLA 3: DEFORMACIONES CAUSADAS POR LA RESTRICCIÓN AERODINÁMICA DE LA BALANZA.....	37
TABLA 4: PESOS DEL MVA Y SUS COMPONENTES.....	43



## LISTA DE GRÁFICOS

GRÁFICO 1: PRESIÓN ESTÁTICA A LO LARGO DEL TÚNEL .....	16
GRÁFICA 2: PRESIÓN TOTAL A LO LARGO DEL TÚNEL .....	16
GRÁFICO 3: DISTRIBUCIÓN DE PRESIONE DINÁMICA A LO LARGO DEL TÚNEL .....	24
GRÁFICO 4: VELOCIDADES EN LA ZONA DE PRUEBAS .....	25
GRÁFICO 5: COMPARACIÓN DE RESULTADOS PARA LA BALANZA YA UTILIZADA .....	31
GRÁFICO 6: COEFICIENTES ADIMENSIONALES PARA UNA CASO EXPERIMENTAL CON MOTOR PRENDIDO.....	41
GRÁFICO 7: COEFICIENTES ADIMENSIONALES PARA UN CASO EXPERIMENTAL CON MOTOR APAGADO .....	41

## LISTA DE ANEXOS

### ANEXO A

<u>CALIBRACIÓN ESTÁTICA DE LAS POSICIONES A, B Y D DE LA NUEVA BALANZA DE MEDICIÓN TIPO LEBOW</u> .....	46
---	----

### ANEXO B

<u>RESULTADOS EXPERIMENTALES DE LA MEDICIÓN DE LOS PARÁMETROS DE VUELO DE DOS MODELOS DE MVA</u> .....	48
--	----

### ANEXO C

<u>GEOMETRÍA COMPLETA DE LA BALANZA DE MEDICIÓN TIPO LEBOW Y SOPORTE</u> .....	65
--	----

## SÍMBOLOS UTILIZADOS

A	=	Primera posición de lectura de deformación.
B	=	Segunda posición de lectura de deformación.
D	=	Tercera posición de lectura de deformación.
Ma	=	Momento flector en la primera posición de deformación.
Mb	=	Momento flector en la segunda posición de deformación.
Md	=	Momento flector en la tercera posición de deformación.
L	=	(lift) Fuerza de sustentación.
D	=	(drag) Fuerza de arrastre.
Mg	=	Momento de cabeceo respecto al centro de masa.
Cl	=	Coeficiente adimensional de sustentación.
Cd	=	Coeficiente adimensional de arrastre.
CMg	=	Coeficiente adimensional de momento de cabeceo.
c	=	Cuerda.
Re	=	Número de Reynolds.
S	=	Área planar.
q	=	Presión dinámica.
$\mu$	=	Viscosidad dinámica.
$\rho$	=	Densidad.
$U_\infty$	=	Velocidad del flujo.

## INTRODUCCIÓN

El estudio de las condiciones de vuelo a bajos número de Reynolds, del orden de  $1 \times 10^5$ , se ha visto impulsado en los últimos años por el deseo de desarrollar micro vehículos aéreos. Dichos modelos deben cumplir algunas características para que sean considerados como tales, por ejemplo: deben tener dimensiones no superiores a los 15cm, su peso no debe ser superior a los 200 gramos y deben portar alguna utilidad o servicio (cámaras, sensores, etc.) para ser utilizados en el campo armado o civil en labores de espionaje, rescate o búsqueda. El trabajo que se ha desarrollado en universidades alrededor del mundo, ha conducido a grandes avances y nuevas motivaciones. En la Universidad de los Andes también se ha venido desarrollando un trabajo que poco a poco logra resultados.

Son varios los enfoques posibles que se le pueden dar a una investigación orientada al estudio de los micro vehículos aéreos. Este trabajo tiene un acercamiento meramente experimental a la medición de los parámetros de vuelo de un par de modelos particulares ya diseñados y creados en la Universidad de los Andes. El MH44 y el MH44+160%, ambos con forma de ala delta. A la par del presente trabajo se ha desarrollado un enfoque computacional cuyos resultados pueden observarse en el documento escrito por su autor, Orlando Andrés Rodríguez, quien realiza su proyecto de grado en Ingeniería Mecánica.

La magia de la aproximación experimental al un problema está en la visualización física de los fenómenos de la naturaleza, la misma que nos deja volar la imaginación pero con los pies bien puestos en la tierra, ya que nos permite indagar sobre las locuras que puede pasar pero sólo se comporta de la forma fascinante como lo hace.

Este trabajo es un acercamiento al estudio de los MVA, sin embargo queda aún un largo camino por recorrer el cual sin lugar a dudas debe ser recorrido.

## 2 OBJETIVOS

### 2.1 Objetivo General

Medir los parámetros de vuelo del Micro Vehículo Aéreo con perfil alar MH44+160% y forma de ala delta, en condiciones simuladas de vuelo y con el motor impulsor prendido.

### 2.2 Objetivos Específicos

Poner en funcionamiento el túnel de viento TVIM 460 – 30 – 3.6.

Realizar una observación cualitativa de vuelo libre del MVA dentro del túnel de viento para observar la sustentación y control del mismo a diferentes velocidades del flujo.

Adquirir experiencia en el encendido del motor Cox 0.020, el cual brinda el empuje al MVA, para poder realizar diferentes observaciones y mediciones.

Realizar el diseño de una balanza de medición con la que se logre rigidez y sensibilidad

Construir la balanza diseñada.

Realizar las mediciones de los parámetros de vuelo del MVA con el motor de este encendido.

### 3 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

La finalidad de esta investigación es caracterizar el comportamiento aerodinámico de un micro vehículo aéreo (MVA) cuando este se encuentra en condiciones de laboratorio que simulan las características de vuelo. Para cumplir este objetivo, es indispensable tener un túnel de viento funcionando y calibrado que permita simular la velocidad de vuelo. Además se debe tener el MVA con su motor en funcionamiento. Por último es necesario un aparato de medición con el cual se puedan censar las fuerzas aerodinámicas que ocurren sobre el modelo.

El túnel de viento se debe poner en funcionamiento nuevamente tras haber sufrido un accidente que dejó fuera de servicio el motor del mismo.

El modelo del MVA se tiene. Lo que ha presentado problemas ha sido el motor ya que no enciende. Es un motor de combustión interna de dos tiempos Cox 0.020

El aparato de medición utilizado en una investigación anterior es una balanza tipo Lebow, la cual está formada dos vigas en voladizo que se deforman con las fuerzas aerodinámicas. El problema que presenta es su elevada oscilación y por tanto genera una dispersión considerable de los datos leídos. El autor de la investigación anterior [6] recomienda hacerla más rígida, sin embargo se cuenta como limitante la sensibilidad, por tanto se debe hacer un balance entre estas dos características.

## 4 MARCO TEÓRICO - EXPERIMENTAL

Con la finalidad de introducir al lector en el texto, se hace una breve descripción de los elementos usados y de no amplio conocimiento en la comunidad educativa en general. Toda la descripción está orientada a poder explicar éste documento, no a formar parte de una referencia bibliográfica detallada.

### 4.1 Túnel de viento

El departamento de Ingeniería Mecánica de la Universidad de los Andes posee el túnel de viento TVIM 460 - 30 - 3.6, el cual fue puesto en marcha en un trabajo anterior [1]. En la figura 1 se muestra la vista frontal del túnel de viento. En los gráficos 1 y 2 se muestra la distribución de presión estática y total respectivamente en algunos puntos relevantes dentro del túnel. La zona de pruebas, que es la zona de sección transversal más pequeña (además es transparente), se caracteriza por presentar un flujo uniforme, laminar y con una velocidad máxima de hasta 30m/s. Estas propiedades del túnel lo hacen apropiado para ser usado en la investigación. La velocidad del túnel de viento es controlada con un variador de frecuencia, por esto, a lo largo del documento será común nombrar las velocidades relacionándolas con valores de frecuencia como 20 o 40Hz. Para saber la velocidad se debe multiplicar el valor de la frecuencia dada por 30 para obtener las rpm del motor y con este valor buscar la velocidad en la curva de calibración que se muestra en el gráfico 4.

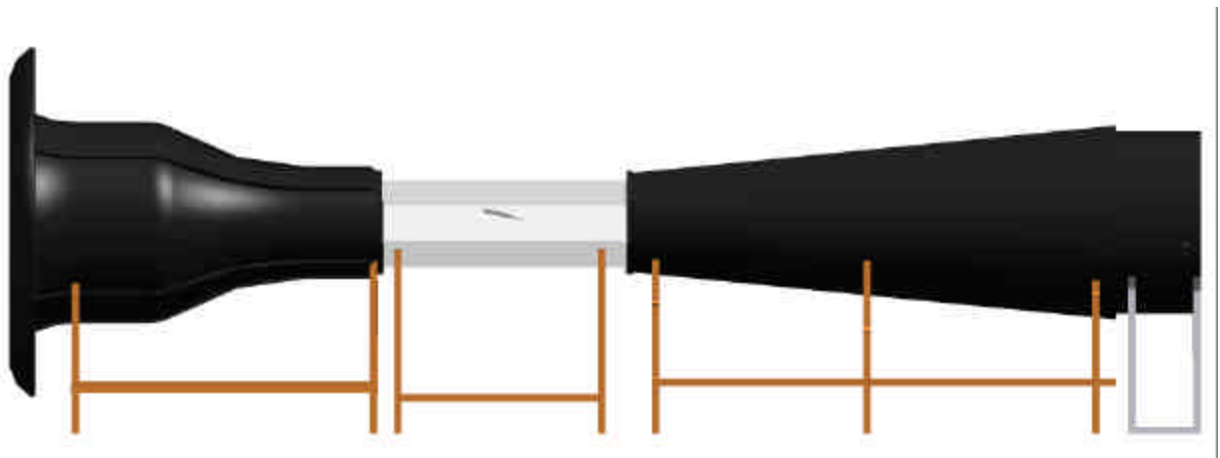


Figura 1: Perfil de frente del túnel de viento TVIM 460 – 30 - 3.6

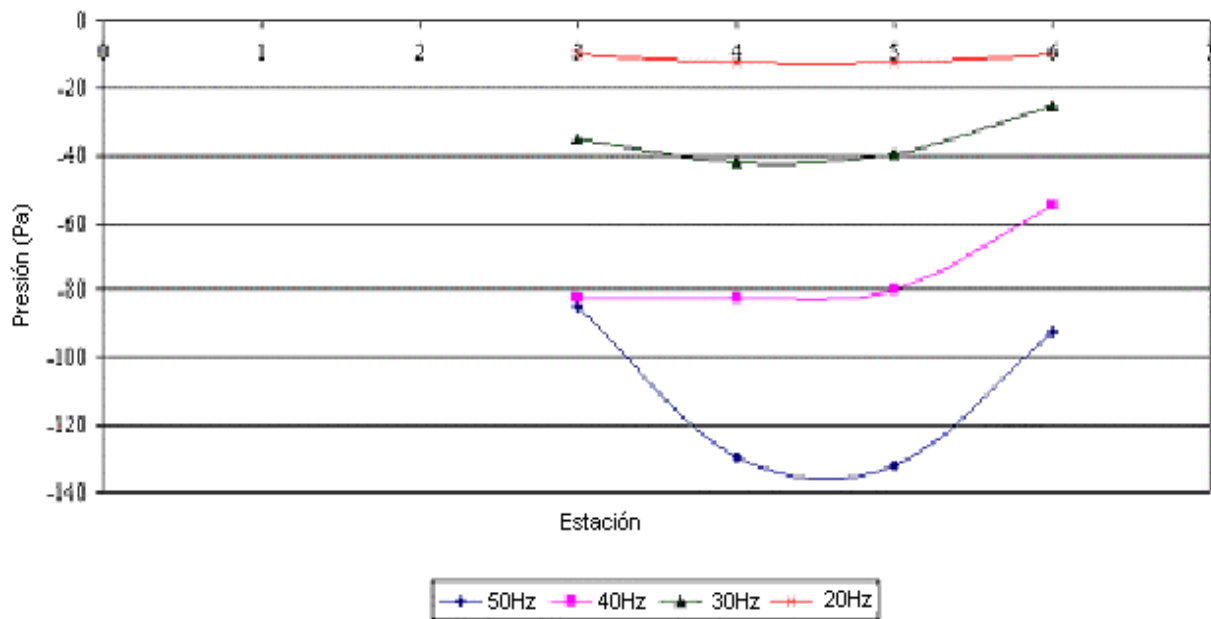
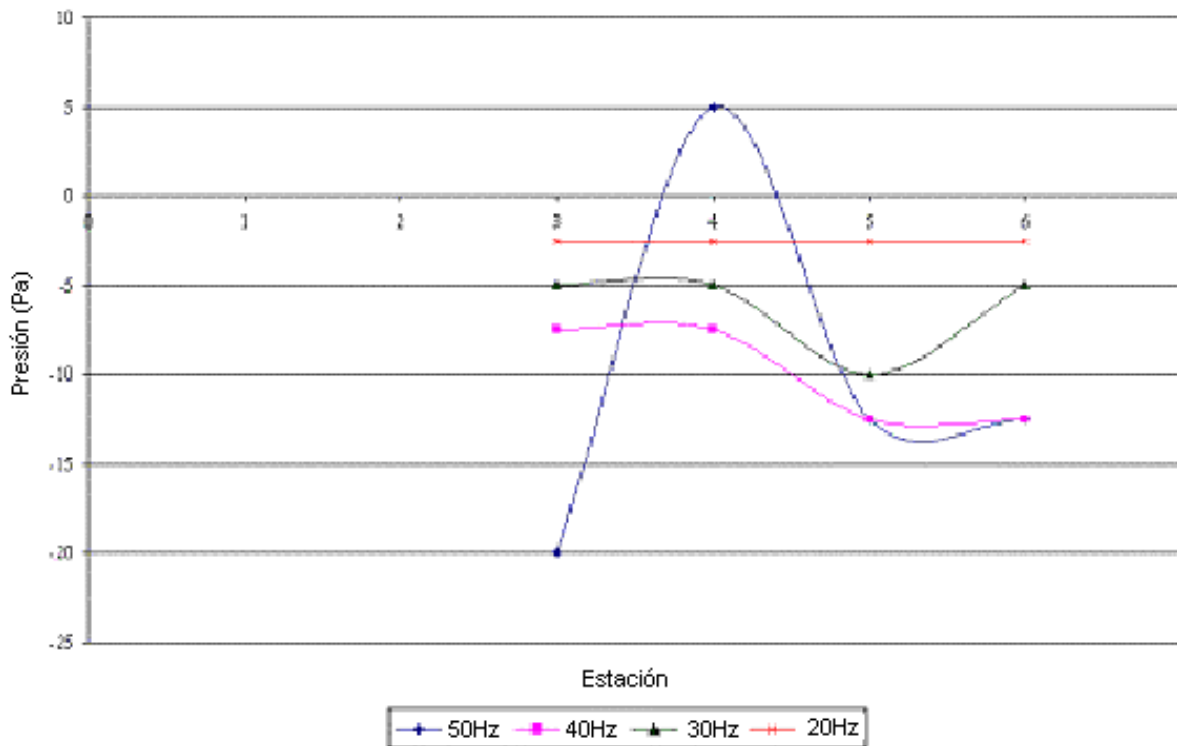


Gráfico 1: Presión estática a lo largo del túnel



Gráfica 2: Presión Total a lo largo del túnel



## 4.2 Balanza de mediciones tipo Lebow

Es un instrumento de medición diseñado por el profesor Lebow de Wayne State University en el año 1949. Esta balanza permite medir fuerzas y momentos en tres direcciones gracias a la deformación de los miembros elásticos, deformación causada como respuesta a las fuerzas aerodinámicas experimentadas por el modelo al ser sometido a un flujo del aire. Esta deformación se censa con deformímetros ubicados en posiciones previamente concebidas dentro del diseño. La descripción detallada se encuentra en [5]. En la figura 2 se muestra el diseño original.

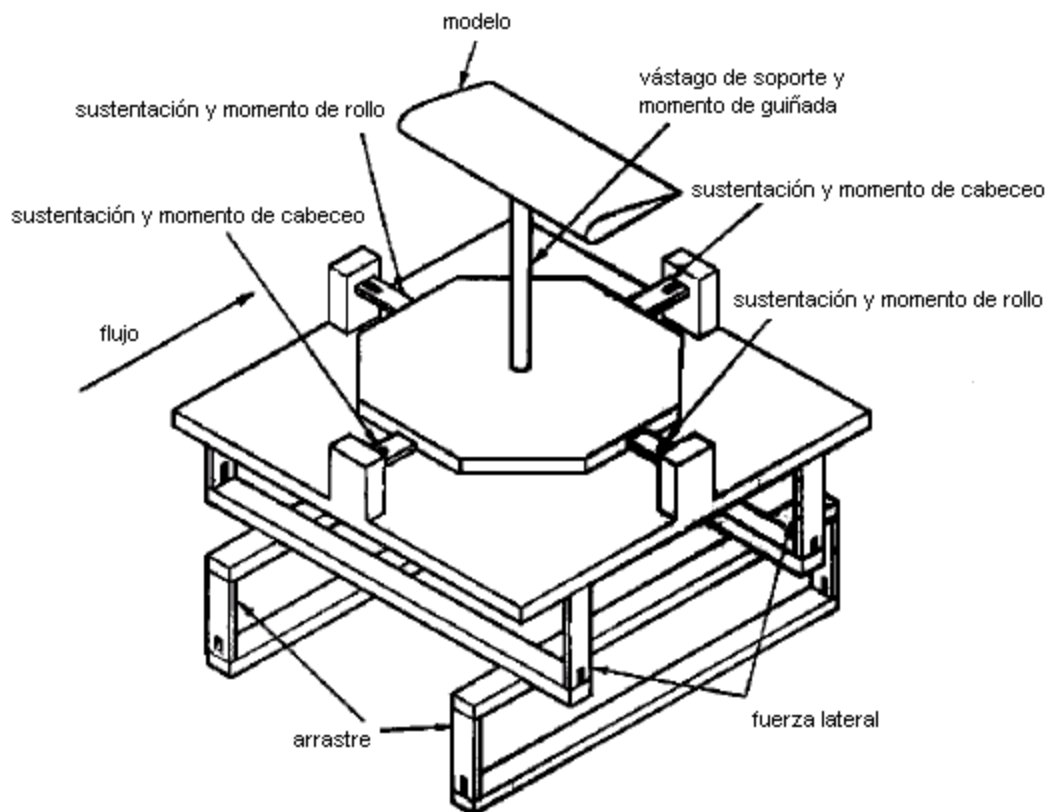


Figura 2: Modelo original de la balanza tipo Lebow

En la Universidad de los Andes, en una investigación anterior [6] se simplificó el diseño para medir sólo dos fuerzas y un momento, es decir las fuerzas en un plano. La balanza simplificada es formada por dos vigas en voladizo, una horizontal y otra vertical unidas en un extremo de ambas y formando una escuadra. También se utilizan como sensores los deformímetros. Esta balanza simplificada facilita la medición respecto a intentos anteriores en los cuales se utilizaron dinamómetros. Sin embargo, debido a que las vigas en voladizo que la forman son muy delgadas, presenta oscilaciones excesivas que generan gran dispersión de los datos y

deformaciones elevadas de los miembros elásticos que distorsionan la geometría inicial de la balanza, induciendo un error geométrico en la medición. Esta balanza se conoce dentro de este documento como “balanza ya utilizada”. En la figura 3 se muestra un esquema del modelo. La dirección de las flechas en las fuerzas y momento corresponden a la dirección considerada positiva en el análisis matemático. De igual forma se muestra la posición A B y D de los deformímetros.

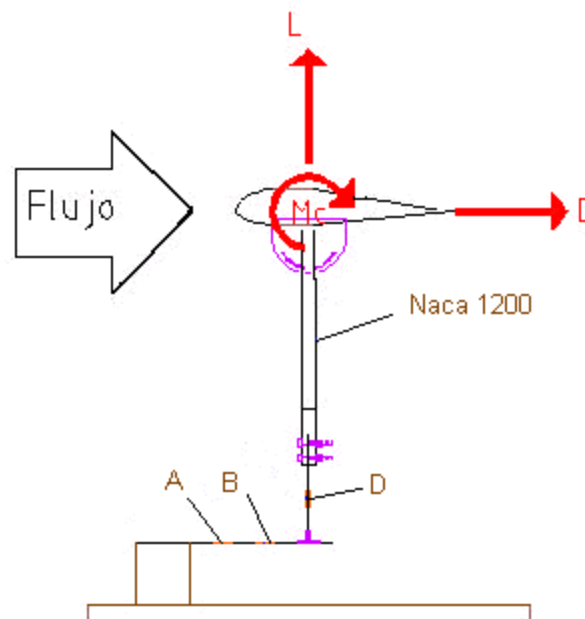


Figura 3: Esquema general de la balanza tipo Lebow simplificada. Abajo: fotografía.

### 4.3 Deformímetros

Consisten de un filamento metálico muy fino encapsulado en una matriz o elemento base que se adhiere a la superficie del metal. Para medir la deformación de un objeto se le pega a este un deformímetro en su superficie. Cuando el material se deforma, debido a cualquier tipo de fuerza aplicada, el deformímetro también lo hace gracias a la fuerte unión entre los dos, cambiando la resistencia eléctrica del filamento en forma lineal con la deformación. A partir de este cambio es posible conocer el estado de esfuerzos del material. En la figura 4 se muestra un esquema de un deformímetro. Una amplia descripción de su funcionamiento y uso se encuentra en [5][8].

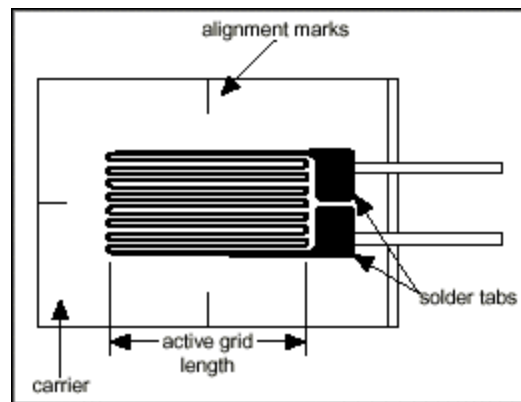


Figura 4: Esquema de un deformímetro

### 4.4 Lector de deformación P-3500 y multiplexor SB-10

Para leer la información censada con los deformímetros se hace uso de una configuración denominada “puente de Wheatstone”, en este se puede utilizar 1, 2 o 4 deformímetros recibiendo el nombre de cuarto de puente, medio puente y puente completo respectivamente. En la presente investigación se utilizan tres medio - puentes, en donde uno de los deformímetros se somete a tensión y el otro a compresión, ambas con deformaciones de la misma magnitud. La forma del medio puente utilizado es la siguiente.

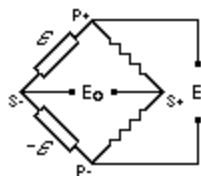


Figura 5: Puente de Wheatstone con dos deformímetros

El lector de deformaciones P-3500 permite leer la información censada por deformímetros cuando se utiliza cualquiera de las configuraciones nombradas. La lectura con el P-3500 es digital y se hace en micro deformaciones unitarias del material (o del deformímetro), la resolución es de una micro deformación. El P-3500 permite la lectura de un puente a la vez, sin embargo es posible utilizar un multiplexor para intercambiar el puente que se está leyendo, este es el SB-10. En la figura 6 se muestran los dos instrumentos.



*Figura 6: P-3500 y SB 10*

#### **4.5 MVA objeto de estudio**

El modelo que se estudia en la presente investigación fue diseñado y construido en un trabajo anterior. El diseño de este incluye un perfil alar MH44 +160% (el +160% significa que su espesor es aumentado en un 60%) y una forma de ala delta obtenida de la gráfica polar del perfil alar. Todo el proceso de diseño y construcción, así como las características propias del modelo se encuentran en [3]. En la figura 7 se muestra el modelo a estudiar.

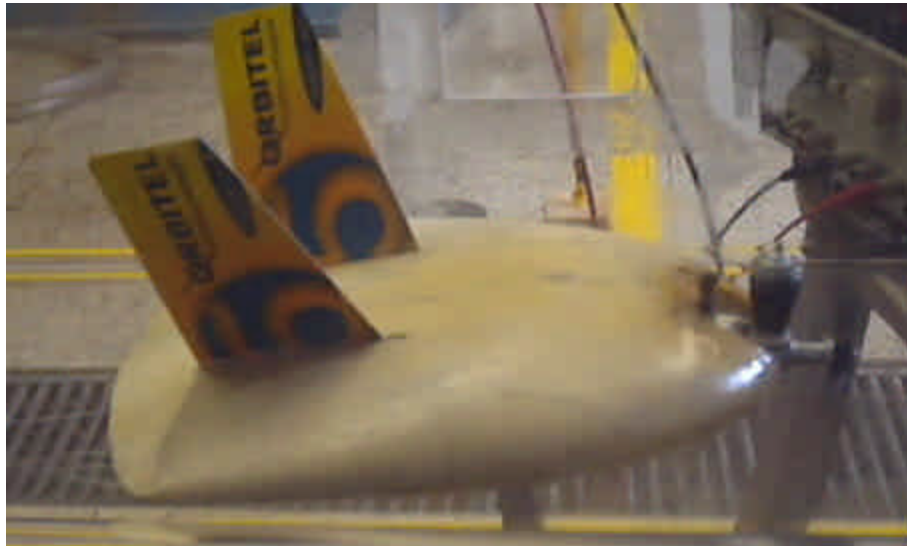


Figura 7: MVA objeto de estudio

#### 4.6 Motor del MVA

El motor que proporciona el empuje al MVA es un Cox 0.020, motor de combustión interna de dos tiempos. Requiere de energía eléctrica con una diferencia de potencial de 1.5 voltios para su encendido. Utiliza una mezcla de alcohol – aceite de resino – nitrometano para realizar la combustión. Para variar la concentración de la mezcla combustible – aire tiene una aguja en la parte posterior. El motor se muestra en la figura 8. No se muestra la hélice.

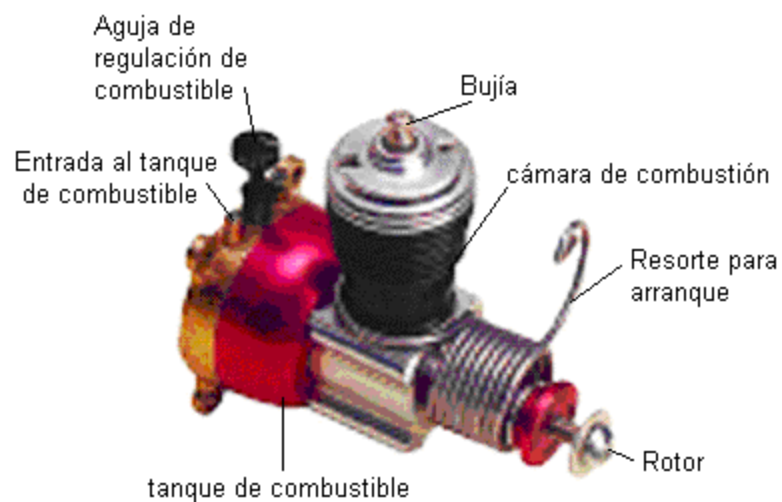


Figura 8: Motor tipo Cox 0.020

## 5 PUESTA EN MARCHA DEL TÚNEL DE VIENTO

Para solventar el accidente presentado en la parte final de un proyecto anterior, se deben realizar tres trabajos mutuamente ligados. El primero es el de la selección y compra de un nuevo motor, el segundo es la adaptación del motor al túnel y el tercero es la calibración de este último debido a que se espera que los parámetros del flujo cambien respecto a los obtenidos con el motor anterior.

### 5.1 Selección del nuevo motor

Con el fin de variar lo menos posible las características dentro flujo dentro del túnel de viento, se selecciona un motor con las mismas especificaciones del motor anterior, además se encuentra que en el mercado dicho motor es fabricado para servir como extractor de gases y olores a nivel industrial, por lo cual el motor viene en conjunto con sus hélices y caperuza, ahorrando tiempo debido a que estos dos últimos elementos ya no hay que diseñarlos y construirlos. Se compra el extractor.

Motor SIEMENS trifásico, 220/440V, 4 polos, 1800 RPM

Referencia	Diámetro (mm)	Caudal (m <sup>3</sup> /s)	Potencia (kW)	Intensidad (A)	Peso (kg)
2CC1 714-5YB6	710	8.37	3.58	14 (220V) 7 (440V)	46

*Tabla 1: Características generales del motor*

### 5.2 Adaptación del motor al túnel

El extractor no viene con el soporte que nivela la altura del centro del rotor del motor con el centro del difusor (parte final del túnel de viento), por esta razón se debe diseñar y construir un soporte. Para brindar rigidez y resistencia a la humedad al sistema se escoge utilizar perfiles en L de acero galvanizado y utilizar vigas diagonales. La forma final se muestra en la figura 9.

La unión de extractor al túnel de viento se obtiene utilizando una lona. Esta permite que los diámetros de la caperuza y del difusor sean levemente distintos (como realmente ocurre), cosa

que no se lograría fácilmente con una unión rígida. Además, por su característica flexible, la lona absorbe las vibraciones del motor evitando que estas lleguen al túnel.

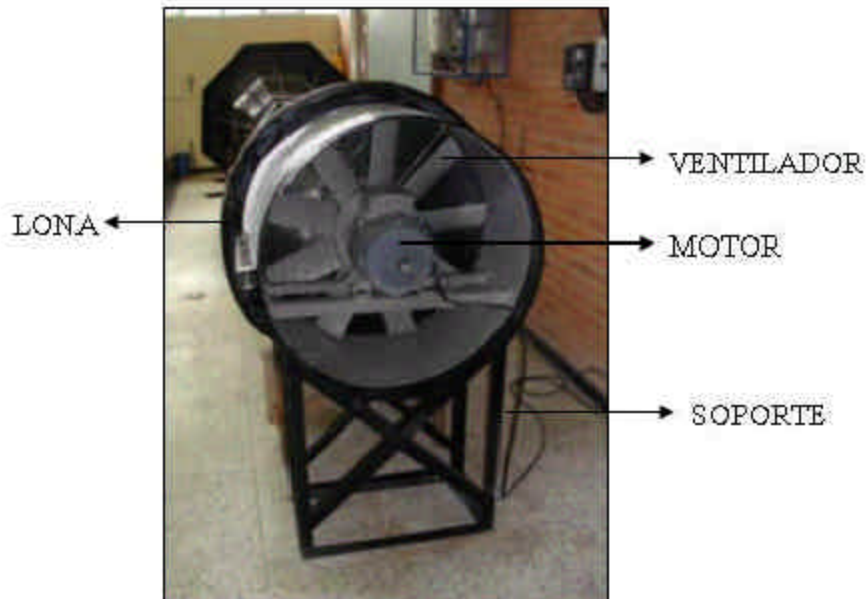


Figura 9: Montaje final del extractor – soporte – lona

### 5.3 Calibración del túnel de viento

La calibración del túnel de viento consiste en poder realizar una gráfica que relacione la característica que se desea, en este caso la velocidad del flujo, con un parámetro conocido y que se puede variar de entrada, que es la frecuencia en el variador. Así, a diferentes frecuencias se mide la velocidad en la zona deseada. Este proceso se realiza utilizando un manómetro inclinado de agua y un tubo de Pitot. Se toman datos a lo largo del túnel de viento en posiciones que se definen a continuación.

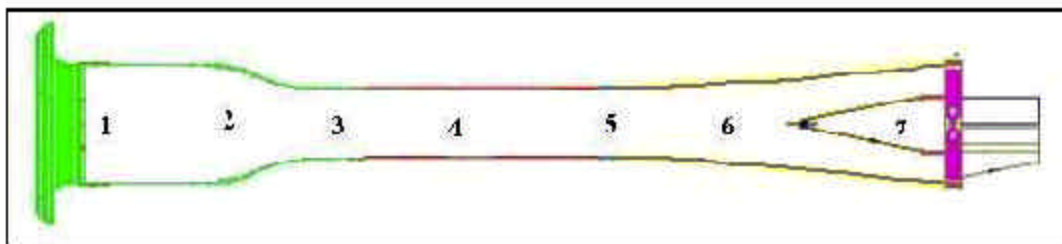


Figura 10: Posiciones para realizar la calibración

Conectando las dos salidas del tubo de Pitot cada una a un extremo del tubo inclinado se obtiene la presión dinámica, a partir de esta se puede obtener la velocidad del flujo en cada una

de las posiciones. En la gráfico 3 se muestra la distribución de presión dinámica a lo largo del túnel. A partir de estos datos se utiliza:

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$$

En donde V es la velocidad del flujo,  $q$  es la presión dinámica y  $\rho$  es la densidad, que para Bogotá es de  $0.95\text{Kg/m}^3$ . Recuérdese que para pasar de frecuencia (Hz) a rpm del motor se debe multiplicar por  $30^1$ .

En la gráfico 4 se muestra la velocidad para la zona de pruebas.

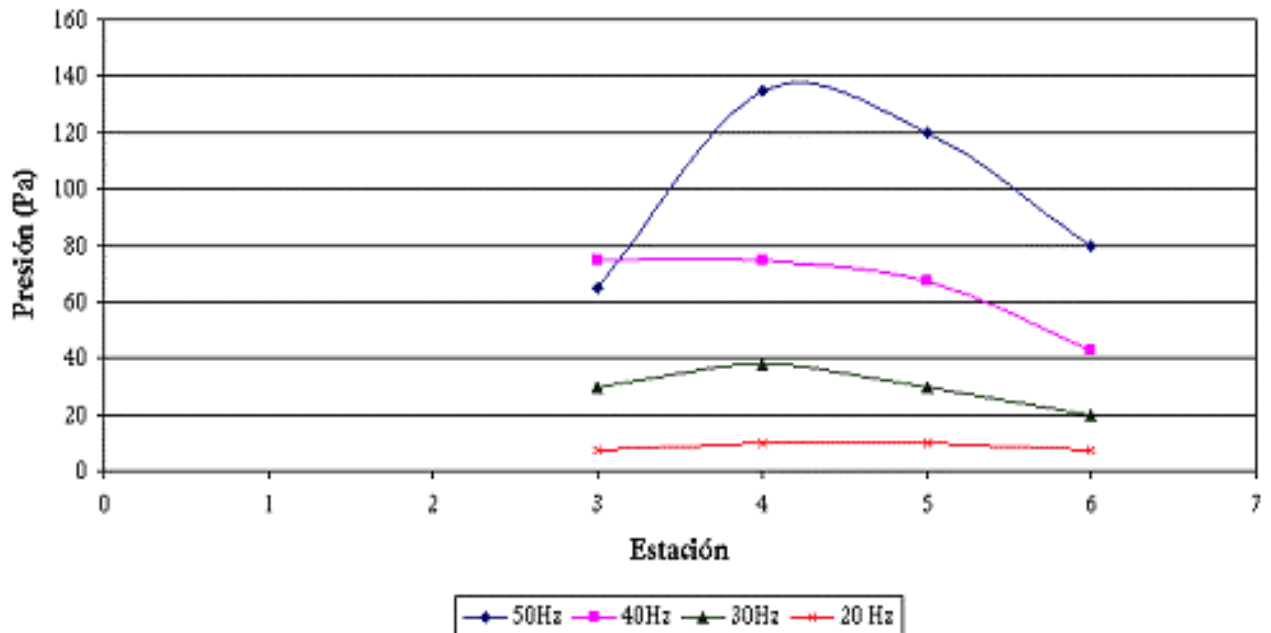


Gráfico 3: Distribución de presione dinámica a lo largo del túnel

<sup>1</sup> Teóricamente debería multiplicarse por 60 pero experimentalmente se encuentra que para este sistema específico de unión entre el controlador y el motor se debe hacer por 30.



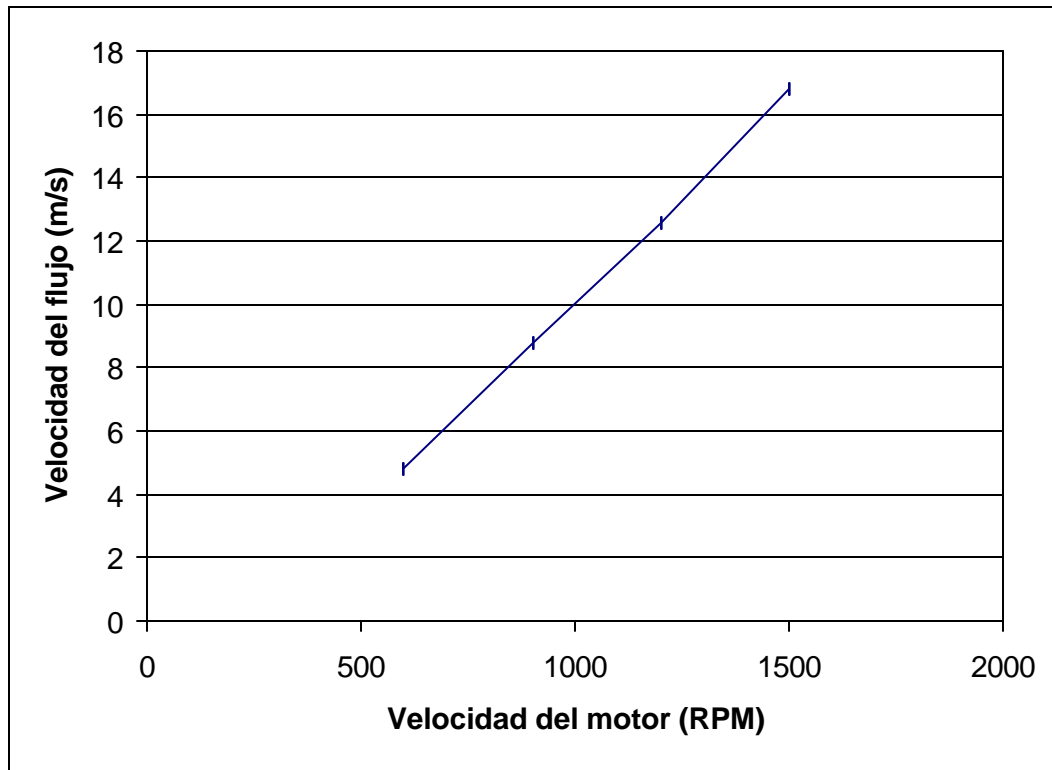


Gráfico 4: Velocidades en la zona de pruebas

## 6 OBSERVACIÓN CUALITATIVA DEL MVA

### 6.1 Estudio de sustentación y control

Para poder tener una idea del rango de velocidades en las cuales se debe estudiar en forma cuantitativa el MVA, además de observar el tipo de control que tiene el modelo cuando se deja volar en forma libre, se realiza una experimentación cualitativa. Esta consiste en sostener inicialmente el MVA de tres puntos por medio de cuerdas hasta lograr un equilibrio dinámico, posteriormente se libera la tensión en dos de las cuerdas permitiendo que el modelo haga lo que sus condiciones aerodinámicas le permiten.

La experiencia se realiza a tres velocidades, en la siguiente tabla se muestran las observaciones.

Velocidad	Sustentación	Control
6.6 m/s	No es suficiente para lograr el vuelo	No hay
10.7m/s	Se encuentra en el límite de pérdida	Pierde rápidamente el equilibrio
14.8m/s	El modelo flota	Estable si no es perturbado, de lo contrario pierde el equilibrio

*Tabla 2: Resumen de resultados cualitativos*

De acuerdo a las observaciones realizadas, se decide estudiar cuantitativamente el vuelo a velocidades mayores a los 10.7 m/s.

### 6.2 Estudio del flujo alrededor del modelo

Utilizando un visualizador de flujo hecho con hilos muy delgados adheridos a los vértices de una cuadrícula hecha con el mismo tipo de hilo, se pueden observar los dos tipos de sustentación predichos en el diseño del MVA [3]. A un ángulo de ataque bajo (entre 0 y 5°) en los dos primeros tercio de cuerda se puede observar claramente como los hilos se adhieren a la superficie superior del modelo creando una zona de alta velocidad y baja presión en esta zona, haciendo que el modelo tenga una fuerza neta hacia arriba. A medida que el ángulo de ataque aumenta (hasta los 25° aproximadamente) la zona de adhesión disminuye gradualmente hasta

hacerse nula. Este tipo de sustentación es causado por el perfil alar con el cual fue diseñado el modelo, el Mh44. En la figura 11 se muestra la unión de las líneas de flujo que generan un aumento en la velocidad del aire en la parte superior del ala y con esto una zona de baja presión.

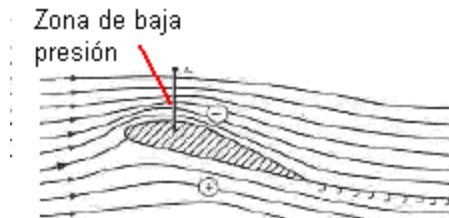


Figura 11: Sustentación por perfil alar

El segundo tipo de sustentación registrado es el de ala delta. Debido a su forma (casi como un triángulo), el MVA genera unos vórtices que nacen en el borde de ataque y se enrollan en la parte superior del modelo del primer tercio de cuerda hacia atrás (hacia el borde de fuga). Estos vórtices generan una zona de baja presión en la parte superior en la zona próxima al borde de ataque, generando una fuerza neta hacia arriba. Una descripción detallada de este tipo de sustentación se encuentra en [2]. En la figura 12 se muestran los vórtices generados por este tipo de sustentación.

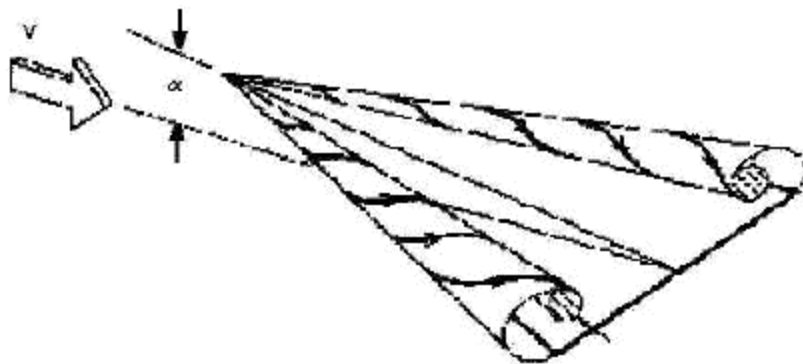
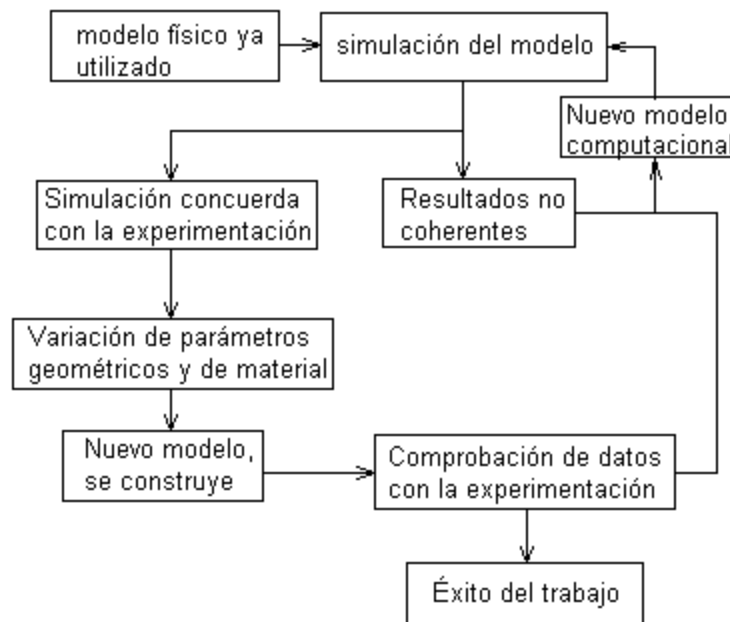


Figura 12: Sustentación por ala delta

## 7 DISEÑO DE LA BALANZA DE MEDICIÓN

En la investigación anterior [6] se concluye que es necesario construir una balanza de medición en donde se conjugue la sensibilidad con la rigidez, esto para reducir la dispersión de datos en el proceso experimental. Con la finalidad de construir una balanza adecuada sin recurrir a un proceso iterativo físico, se utiliza el programa Ansys. Así, haciendo uso de un modelo que se soluciona por el método de los elementos finitos se obtiene la geometría adecuada para la balanza de medición.

El algoritmo a seguir es el siguiente:



El primer paso es entonces solucionar por el método de los elementos finitos la balanza ya utilizada, esto se conoce como calibración del modelo. La forma de comprobar el buen modelo computacional, y a la vez la simplificación matemática que se utiliza en la parte experimental que se describe más tarde, es comparar los resultados experimentales contra los computacionales. Estos últimos son obtenidos en forma inversa a los primeros. En la experimentación se leen deformaciones y estas se convierten en fuerzas usando un proceso

matemático; en el modelo computacional las entradas son las fuerzas y el resultado son las deformaciones. La comparación se hace sobre estas últimas.

### 7.1 Simulación de la balanza de medición ya utilizada

Para verificar el método utilizado en la simulación computacional, en otras palabras calibrar el modelo, se simula ésta en el paquete de elementos finitos Ansys v5.7.

Se genera la geometría fiel al modelo pero eliminando los agujeros y uniones entre las diferentes partes, esto es, se considera la balanza como una sola pieza para no introducir información sobrante al programa. Nótese que la balanza en su forma teórica debe funcionar como una única pieza sin partes móviles, esto es lo que se pretende simular sin introducir en el análisis errores en la manufactura de la balanza. En la simulación se utiliza el elemento finito Shell63, el material utilizado tiene un módulo de elasticidad de 70GPa y una relación de Poisson de 0.32.

Para simular las condiciones de borde de la balanza, se restringen los 6 grados de libertad en la parte de esta que es presionada contra la madera con un tornillo, además se restringe el movimiento vertical en la zona que limita con el borde del cubo de madera que sostiene la viga horizontal. En otras palabras, de acuerdo a la figura 13, en la zona marcada como A se restringen los 6 grados de libertad mientras que la zona marcada con la letra B se restringe únicamente el desplazamiento vertical. La figura que se muestra a continuación es una representación simplificada pero fiel a la unión real que existe en la balanza ya utilizada.

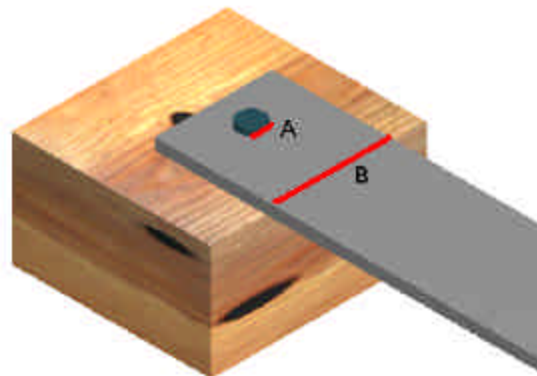


Figura 13: Ubicación de las condiciones de borde para la simulación de la balanza.

Las cargas son aplicadas en la parte superior de la viga vertical, en donde la balanza hace contacto con el MVA. Se hace un análisis estático - estado estable en 3-D. En la figura 14 se puede ver la geometría malla, con condiciones de borde y de carga.

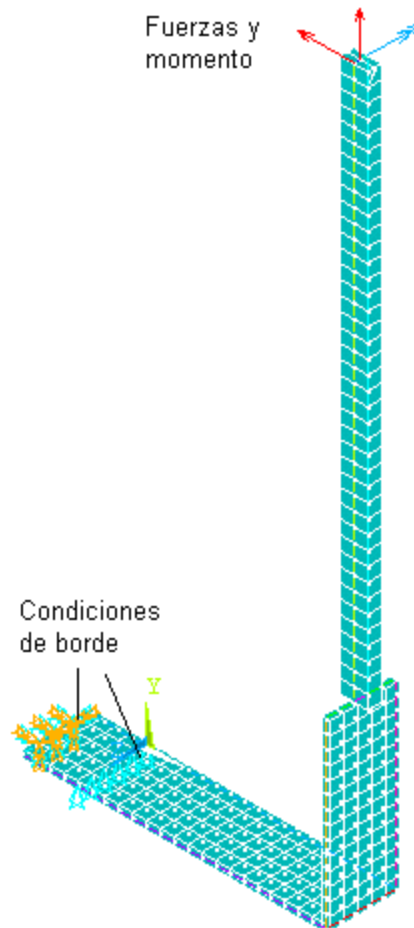


Figura 14: Mallado, aplicación de cargas y condiciones de borde.

En la simulación el dato de entrada es la fuerza y el resultado es la deformación, proceso inverso al experimental. En la gráfico 5 se muestra la comparación entre las deformaciones leídas experimentalmente y las obtenidas con la simulación.

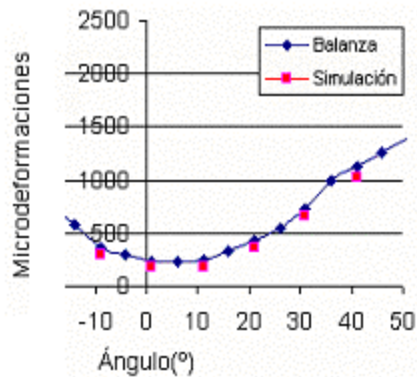
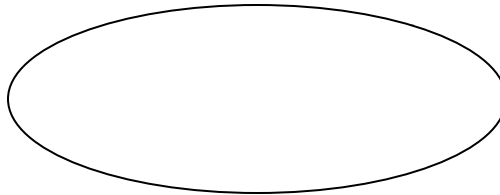


Gráfico 5: Comparación de resultados para la balanza ya utilizada

En el gráfico 5 los datos corresponden a la experimentación y simulación de fuerzas para el perfil MH44+160% a un número de Reynolds de 113.000.

De acuerdo al algoritmo propuesto como guía, se ha cumplido hasta:



Es decir, se tiene un modelo computacional capaz de predecir el comportamiento de un modelo físico. Con esto se avanza al siguiente paso que es la modificación de parámetros geométricos que lleven a un modelo físico más rígido pero lo suficientemente sensible para censar las deformaciones de los elementos elásticos.

Es importante resaltar que la forma de la balanza se va a mantener y tan solo se varían el ancho y espesor de las vigas, esto porque el deseo es avanzar en el proceso de investigación y partir de un concepto, que es el de la balanza tipo Lebow, el cual ya se ha probado que funciona, como se comprobó en los párrafos anteriores.

## 7.2 La nueva balanza

Continuando con el concepto de balanza tipo Lebow que se introdujo en una investigación anterior, se pretende desarrollar una nueva balanza de medición que logre unir en su

funcionamiento la rigidez requerida para atenuar la distribución de datos con la sensibilidad necesaria para no perder información en el proceso experimental. Hay que recordar en este momento que las mediciones se van a tomar adicionando una nueva fuerza en el plano (2D) que es generada por el conjunto motor-hélice. Realizando la medición de fuerzas con el motor encendido y utilizando la balanza usada, se puede comprobar que las oscilaciones que generan la dispersión de datos aumentan.

Con ayuda de un modelo computacional previamente calibrado, se realiza una iteración en dos de las dimensiones de las vigas, el ancho y el espesor. Además se varía el módulo de elasticidad. El criterio es obtener vigas lo más gruesas posibles y sin permitir que su ancho se vea disminuido sustancialmente como para afectar por concentración de esfuerzos las mediciones que realizarán los deformímetros, en el ancho de una viga deben haber por lo menos 3 deformímetros (Cada deformímetro tiene un ancho máximo de 7mm). Además, para las posiciones en que se encuentran los deformímetros, la lectura de deformación que proporciona el modelo debe ser por lo menos la resolución mínima del lector de deformaciones P-3500, la cual es de una micro deformación.

El resultado del proceso iterativo lleva a una balanza con unos miembros elásticos del mismo material anterior (aluminio 6061 T6), de espesor casi tres veces mayor que la anterior, con un ancho un poco reducido y con la longitud de los miembros muy similar. La unión de los miembros elásticos se hace con cianoacrilato, esto para evitar perforaciones. Se realizan pruebas cualitativas de la adhesión de dos trozos de aluminio utilizando cianoacrilato y se comprueba que la unión es lo suficientemente fuerte para soportar las cargas aerodinámicas del MVA. Los deformímetros son ubicados en la misma zona en la que se encuentran en la balanza ya usada, esto debido a que, de acuerdo a la simulación computacional, las posiciones fueron bien seleccionadas en el trabajo anterior. Los deformímetros que se utilizan son de la marca OMEGA con referencia SG-7/350-LY13 en donde el 7 hace referencia a su tamaño, el 350 a su resistencia nominal (350 ) y el 13 significa que el coeficiente de expansión térmica de los deformímetros es el mismo que el del aluminio, material con el que se construye la nueva balanza, el factor de galga (calibración de los deformímetros necesaria en la experimentación) para los deformímetros utilizados es de 2.13. Más detalles de los deformímetros se pueden encontrar en [9]. El método utilizado para la adhesión de los deformímetros sobre la superficie del metal es el mismo de [6] y también explicado en [5] y [8]. El resultado que se espera en el modelo físico es la disminución en aproximadamente un orden de magnitud en el valor de las



deformaciones unitarias censadas por los deformímetros, lo cual se traduce en un incremento considerable de la rigidez del instrumento. La geometría completa se encuentra en el ANEXO C.

Se diseña y construye también un soporte más estable para la balanza. Este está formado por un cubo de aluminio que se sujeta firmemente de una silla de madera adecuada para que el conjunto tenga la altura necesaria, esto es, para que no se tenga que variar este parámetro sino que el modelo de MVA quede ubicado en la misma posición en todo el proceso experimental (en la mitad de la zona de pruebas). Además se nivela la parte superior del soporte para que quede lo más horizontal posible. En la figura 15 se muestra la forma final de la balanza y del soporte.



Figura 15: Construcción completa Balanza- soporte

Adicional a la balanza, se construye el variador del ángulo de ataque con el cual es posible cambiar de una forma simple la inclinación relativa entre el MVA y la dirección del flujo. El variador tiene una sensibilidad de  $5^\circ$  y un rango de utilidad que va desde los  $-45^\circ$  hasta los  $45^\circ$ .

En la figura 16 se muestra este instrumento adicional a la balanza.



Figura 16: Instrumento para variación de ángulo de ataque

### 7.3 Calibración estática de la nueva balanza

Para poder convertir las deformaciones en fuerzas es necesario conocer con anterioridad que fuerzas producen cierta magnitud de deformación en la balanza. Esto es Calibrar estáticamente [4]. En este caso experimental, como se verá en la siguiente sección, es importante conocer que relación existe entre el momento flector sentido en la zona censada por los deformímetros y la deformación leída de estos.

Para calibrar los medios puentes ubicados en las posiciones A y B, se coloca la viga que los contiene en posición horizontal. Una vez inicializada la lectura de deformación en ceros, esto para no tener en cuenta el peso de la misma balanza, se carga la viga horizontal en el extremo opuesto al empotramiento con un peso conocido en un rango entre 0 y 0.2Kg, y se registra el valor de micro deformaciones leídas del P-3500. Como se conoce el peso y la distancia desde el punto de aplicación de la carga hasta cada una de las posiciones, se calcula el momento

sentido en cada una de estas. Se grafica momento contra micro deformaciones leídas para cada posición. El rango de pesos con el que va a ser calibrada estáticamente la balanza está predeterminado por lo que se espera a la salida, es decir, en la lectura de deformación; de acuerdo a la simulación computacional, el valor de la deformación unitaria en los miembros de la nueva balanza disminuirá aproximadamente en un orden de magnitud respecto a la balanza ya usada aún con la inclusión de la fuerza del motor impulsor, por esto se desea calibrar la balanza en un rango no de cero (0) a unos miles de micro deformaciones como en la investigación anterior [6] sino de cero (0) a unos cientos. Para hacer la calibración del medio puente ubicado en la posición D se coloca la viga que lo contiene en posición horizontal. Se realiza el mismo procedimiento anterior. Las curvas de calibración se encuentran en el ANEXO A.

#### **7.4 Conversión de deformaciones a fuerzas**

Durante el proceso de toma de datos, estos van a ser micro deformaciones leídas de cada uno de los tres medio – puentes que tiene la balanza. Estas lecturas deben ser modificadas para no tener en cuenta las deformaciones causadas por la resistencia aerodinámica que genera el instrumento de medición. Posteriormente se debe realizar el manejo matemático que es el siguiente: son tres las fuerzas que se desean hallar; la sustentación, el arrastre y el momento de cabeceo. De la misma forma, son tres las lecturas que se obtienen para cada evento experimental, una por cada posición de deformímetros, así, se tienen 3 ecuaciones y 3 incógnitas que se solucionan en forma simultánea.

En la formulación matemática es necesario utilizar la figura 17 en la cual se muestra la posición de cada uno de los tres medios – puentes.

Cada una de las fuerzas que se desean hallar afecta una o más posiciones de lectura, recuérdese que las fuerzas son aplicadas en la parte superior de la viga vertical. La sustentación va hacia arriba, el arrastre hacia la derecha y el momento de cabeceo es positivo en el sentido de las manecillas del reloj, véase figura 3.

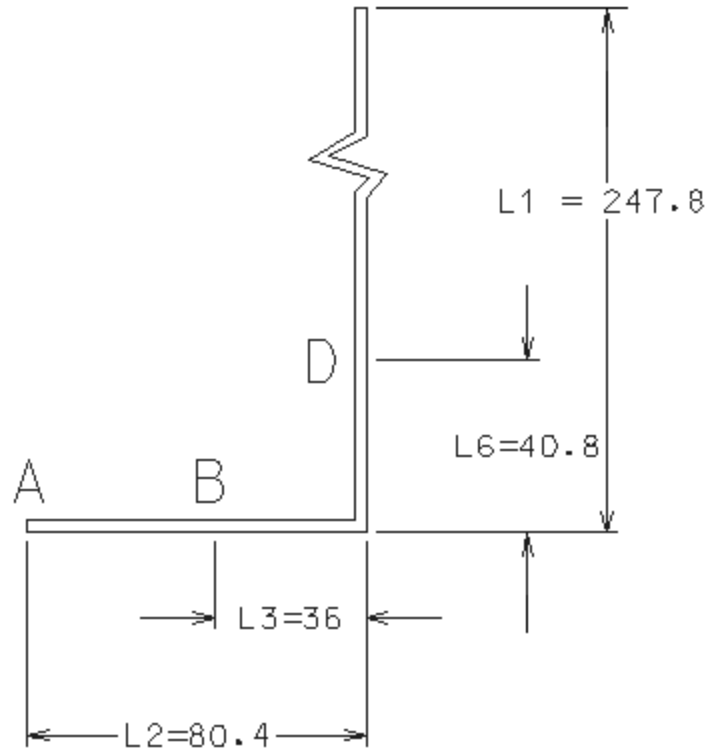


Figura 17: Posición de los tres medio – puente en la nueva balanza

El momento sentido en cada una de las posiciones es formado por:

$$M_A = -Ll_2 + Dl_1 + M_G$$

$$M_B = -Ll_3 + Dl_1 + M_G$$

$$M_D = D(l_1 - l_6) + M_G$$

El momento positivo en cada una de las posiciones coincide con el sentido positivo del momento de cabeceo, el cual trata de incrementar el ángulo de ataque; de acuerdo figura nombrada anteriormente, este es en sentido horario.

Solucionando el sistema de ecuaciones 3 x 3, se obtiene:

$$L = \frac{M_A - M_B}{l_3 - l_2}$$

$$D = \frac{M_A - M_D + Ll_2}{l_6}$$

$$M_G = M_D - D(l_1 - l_6)$$

En resumen, el procedimiento experimental de toma de datos es el siguiente:

Para cada evento experimental del cual se desea conocer las fuerzas aerodinámicas sobre el MVA, se coloca el modelo sobre la balanza y se inicializa la lectura de micro deformaciones en el P-3500 en cero, esto para no tener en cuenta el peso del modelo dentro de las fuerzas leídas por la balanza. Luego se prende el túnel de viento y se registra el valor de la deformación en cada una de las tres posiciones A - B - D. A cada una de estas lecturas se le resta el valor de deformación causado por la restricción aerodinámica de la balanza de medición, es decir, la deformación que causa el flujo sobre la balanza cuando sobre esta aún no se ha colocado el modelo de MVA y que se midió en experimentación previa. Los valores son:

Frecuencia Hz	Velocidad	Posición A	Posición B	Posición D
35	10.8 m/s	9	10	7
40	12.6 m/s	12	13	10
45	14.6 m/s	15	16	11

*Tabla 3: Deformaciones causadas por la restricción aerodinámica de la balanza*

Con esta operación se obtienen las mediciones modificadas. Estas últimas son utilizadas para ingresar a la curva de calibración de cada una de las posiciones y de esta forma hacer la transformación a momentos. Nótese que de la ecuación de la recta se utiliza únicamente la pendiente de esta y se desecha el corte con el eje Y, que finalmente es el error de sesgo. Una vez hallados los momentos en cada una de las posiciones se utilizan las ecuaciones previamente despejadas para obtener las fuerzas buscadas.

## 8 OPERACIÓN DEL MOTOR IMPULSOR

Los motores de combustión interna utilizados en aerodelismo no están en el bagaje cultural de todos, tampoco deben porque estarlo cuando se inicia un trabajo sobre el tema, poco a poco se va aprendiendo de ellos. Los siguientes párrafos están orientados a servir como introducción para aquellas personas que nunca han tenido contacto con este tipo de motores.

El motor que se utiliza para proporcionar el empuje al MVA es un Cox 0.020. Ver figura 8. Es un motor de combustión interna de dos tiempos que utiliza como combustible una mezcla de aceite de resino con alcohol y nitrometano. Debido a la característica del combustible, el motor se “pega” cuando ha dejado de ser utilizado por algún tiempo (con un par de días es suficiente), esto debido a que el alcohol se evapora junto con el nitrometano dejando el aceite de resino dentro del motor, aumentando la viscosidad lo que produce dificultad en el movimiento de la biela y el pistón y además taponando los conductos del carburador, evitando que el motor se inicie fácilmente cuando va a ser utilizado nuevamente. Por esta razón es buena práctica retirar todo el combustible del tanque de almacenamiento cuando el motor va a dejar de ser utilizado, sin embargo, algunos residuos de combustible pueden provocar las consecuencias anteriores.

Cuando el motor se ha “pegado” el fenómeno es detectado por una disminución en la facilidad de giro de la hélice, cuando se intenta hacer rotar manualmente. La rotación de la hélice debe ser suave y obstruida únicamente por la compresión del aire cuando el pistón alcanza en su carrera la posición muerta superior. Si no se está seguro de que el motor esté “pegado” o no, es bueno de todas formas realizar una limpieza. Si se tiene experiencia con este tipo de motores se puede desarmar totalmente, de lo contrario se recomienda hacer una limpieza con alcohol puro sin desarmar el motor. Esta limpieza consiste en llenar el tanque de almacenamiento y la cámara de combustión con alcohol puro y girar manualmente la hélice por un periodo de tiempo suficiente hasta que se note que el giro es suave. Finalmente se debe retirar el alcohol del tanque de almacenamiento y secar los residuos de este de la cámara de combustión encendiendo la bujía y girando la hélice por algunos segundos.

Una vez limpio el motor se adiciona combustible en el tanque de almacenamiento y se pone una gota del mismo en el pistón. Se enciende la bujía utilizando una fuente de voltaje a 1.5V y se gira en forma rápida la hélice iniciando el movimiento en la posición que antecede a la

compresión en la posición muerta superior. También se puede hacer uso del resorte de arranque, este es un resorte de torsión que se sujeta a la hélice y alrededor de la cámara de combustión. Inicialmente se debe tratar de iniciar el motor con el paso de combustible cerrado y tras tres intentos abrir la aguja 3 vueltas y media. El motor se enciende con una mezcla rica y luego funciona con una mezcla pobre, por esto, una vez inicializado el motor, se debe cerrar la aguja de paso de combustible cerca de 1 vuelta, hasta que el motor esté girando a su máxima capacidad.

Más información se encuentra en [10].

## 9 RESULTADOS

### 9.1 Del proceso experimental

Se toman datos a tres velocidades diferentes: 10.8m/s, 12.6m/s y 14.6 m/s, las cuales corresponden a número de Reynolds basados en la cuerda (la cual es de 0.18m) de 146000, 170000 y 197000 respectivamente. Para cada una de estas velocidades se toman datos cada 5° entre -10° hasta un máximo de 30° primero con motor impulsor apagado y luego con el motor encendido. Todos los datos tomados con el motor impulsor apagado se repiten 6 veces mientras que los tomados con motor prendido se repiten tan sólo 3 veces por lo dispendioso de esta práctica.

En la experimentación se encuentra que, a menos de que se presente una interrupción en la continuidad del flujo laminar dentro de la zona de pruebas del túnel o la potencia del motor impulsor no sea constante, esto causado por no haber cuadrado el paso de combustible en forma apropiada, los datos de deformación unitaria censados por los deformímetros y traducidas por el lector de deformaciones se presentan muy estables. Si las condiciones anteriores no se presentan las oscilaciones de la balanza dispersan los datos +/- 4 micro deformaciones del valor tomado como nominal. Se encuentra además que, como lo garantiza el fabricante de los deformímetros, estos no presentan histéresis.

### 9.2 De los parámetros de vuelo del Micro Vehículo Aéreo

En algunas ocasiones se intentó medir, utilizando el tubo de Pitot, la velocidad del flujo a diferentes distancias de la superficie superior del modelo para registrar las modificaciones que ocurrían en el flujo cuando este era desviado por un ala voladora. Los resultados son más cualitativos que cuantitativos debido a la dificultad en la medición y la poca variación en la altura del tubo inclinado de agua. Se encuentra que cerca de la superficie superior y en el primer tercio de cuerda la velocidad aumenta, por tanto la presión disminuye y se crea sustentación por perfil alar, mientras que por detrás del tercer tercio de cuerda la velocidad disminuye, esto debido a que, a causa de la separación de la capa límite, muy posiblemente se presenta recirculación de flujo. En ambos casos la variación de la velocidad es tomada respecto a la velocidad del flujo antes de hacer contacto con el modelo.



De la medición objetivo de esta investigación se toman datos que son convertidos a fuerzas utilizando el modelo matemático expuesto anteriormente. En la gráfico 6 se muestran los coeficientes adimensionales de sustentación, arrastre y momento de cabeceo obtenidos para el Mh44+160% con el motor encendido y a un número de Re de 146000. En la gráfico 7 se muestran los coeficientes adimensionales bajo las mismas características pero con motor impulsor apagado.

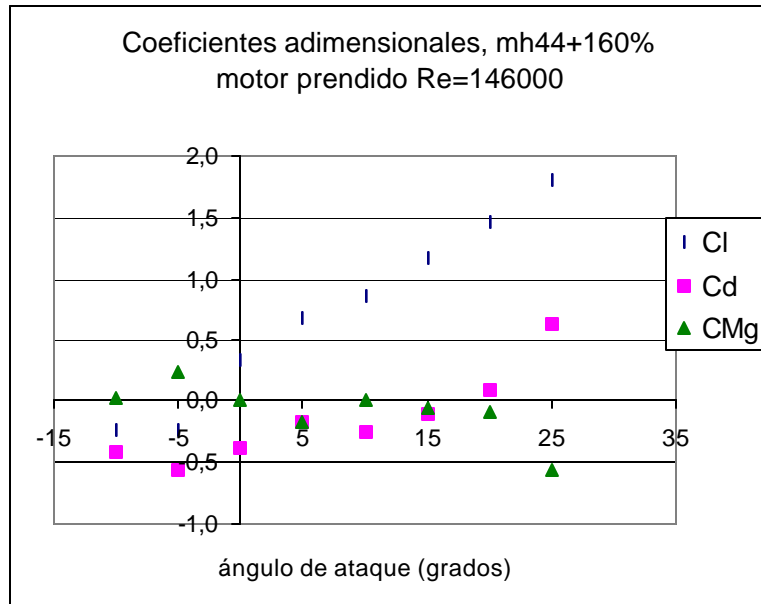


Gráfico 6: Coeficientes adimensionales para una caso experimental con motor prendido

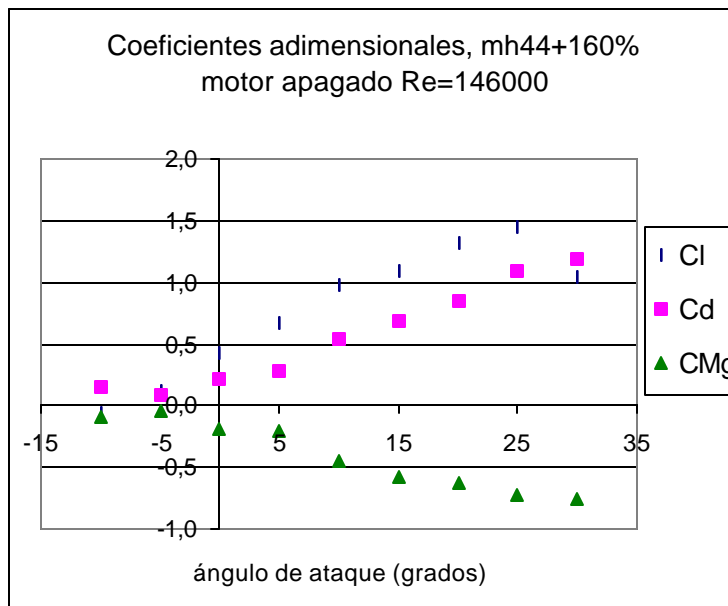


Gráfico 7: Coeficientes adimensionales para un caso experimental con motor apagado

Comparando los coeficientes adimensionales en las dos figuras anteriores se puede concluir que:

Del coeficiente de sustentación se observa que el motor no tiene mayor efecto sobre la fuerza que sostiene al avión en vuelo cuando el ángulo de ataque es bajo, solo a altos ángulos de ataque (más de 15°) el coeficiente aumenta sustancialmente, lo cual es un comportamiento esperado debido a que la componente vertical de la fuerza de empuje se hace mayor al aumentar el ángulo de ataque. Por lo anterior se puede pensar en hacer volar el MVA a altos ángulos de ataque, lo cual coincide con la teoría de ala delta, según la cual para vuelos a bajas velocidades este se debe realizar a altos ángulos de ataque.

Comparando el coeficiente de momento de cabeceo se observa que el motor favorece la estabilización (por lo menos en dos dimensiones) del vuelo del MVA, haciendo que este no tienda a cambiar su ángulo de ataque. Si el motor está apagado el modelo tendería a colocarse horizontal y por tanto perdería fuerza de sustentación.

De la comparación de los coeficientes de arrastre se puede observar que el motor impulsor desplaza la curva hacia abajo, haciendo el arrastre negativo lo que, de acuerdo a la convención de signos, significa que el arrastre tiende a hacerse menor y eventualmente se vuelve positivo, lo cual no es más que empuje neto sobre el MVA. Con el motor encendido y a ángulos de ataque inferiores a 15° se observa un empuje neto sobre el modelo. A ángulos mayores a 20° se presenta un arrastre neto, por lo que en un ángulo entre 15 y 20° el arrastre es cero, se está en vuelo de crucero. Haciendo una regresión lineal se encuentra que el vuelo de crucero se presenta a un ángulo de ataque de 18°. A este ángulo el coeficiente de sustentación es de aproximadamente 1.4. Utilizando la definición de coeficiente de sustentación:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S}$$

En donde L es la fuerza de sustentación,  $\rho$  es la densidad (0.95Kg/m<sup>3</sup>),  $U_\infty$  es la velocidad del flujo (10.8m/s para este caso) y S es el área planar (0.0241m<sup>2</sup>). Despejando L se obtiene que la fuerza neta hacia arriba que siente el MVA a velocidad de crucero de 10.8 m/s es de 1.87N o 190.6g. Como el peso del avión con combustible es de 115g se concluye que se tiene una

carga paga de 75.6g, suficientes para elevar un receptor de radio, dos servos pequeños y sus baterías, sin embargo son insuficientes para levantar cualquier otro elemento “útil” tal como una cámara de video la cual sólo pesa 12g. Así, el vuelo controlado y con algún servicio del MVA estudiado se encuentra en una zona crítica de sustentación. En la tabla 4 se muestra el peso de los elementos.

Elemento	Peso (gramos)
MH44+160%	76.8
Motor Cox 0.020 +combustible	38.2
Radio receptor	16.6
Servos x 2	24
Baterías	32
Total	187.6

*Tabla 4: Pesos del MVA y sus componentes*

Para poder levantar un elemento “útil” es necesario aumentar la potencia del motor ya sea aumentando el volumen de la cámara de combustión o utilizando una hélice de mayor diámetro y/o eficiencia. Esta solución es útil porque la pendiente de la curva de sustentación versus ángulo de ataque es mayor que la de arrastre versus ángulo de ataque, ver ANEXO B, así, al aumentar la fuerza del motor va a aumentar más la fuerza de sustentación comparada con el arrastre inducido por el aumento de dicha fuerza. También se puede disminuir el peso de los elementos controladores (receptor de radio y servos) lo que seguramente conllevaría a un aumento de los costos de los elementos o, como última medida, se debería realizar un cambio a la geometría del modelo estudiado de MVA.

Si se fuera a volar el MVA en las condiciones actuales se requeriría crear una catapulta para el despegue. Esta debe generar una velocidad de 13m/s (20% más que la velocidad crucero) y brindar un ángulo de ataque de 25°, que es al cual el avión presenta su fuerza de sustentación más elevada.

## 10 CONCLUSIONES

Del trabajo realizado en la presente investigación se puede concluir que:

De un estudio cualitativo del MVA se puede observar que a velocidades superiores a los 10.7m/s el modelo estudiado presenta la sustentación necesaria para volar y que esta es debido a dos tipos diferentes de sustentación: la de perfil alar y la de ala delta, tal como fue diseñado.

Se ha diseñado y construido una balanza de medición tipo Lebow con una rigidez lo suficientemente alta para realizar mediciones con poca dispersión de los datos, si las condiciones experimentales son constantes, y con la sensibilidad necesaria para no perder información en el proceso experimental.

Se ha adecuado un soporte estable y con la altura necesaria para brindar a la balanza la altura justa para ser usada sin tener que variar ningún parámetro.

Se ha construido un variador del ángulo de ataque con una sensibilidad de 5° de fácil operación y buen comportamiento durante la experimentación.

Se han medido los parámetros de vuelo de un MVA con motor impulsor prendido, el modelo tiene perfil alar MH44+160% y forma de ala delta.

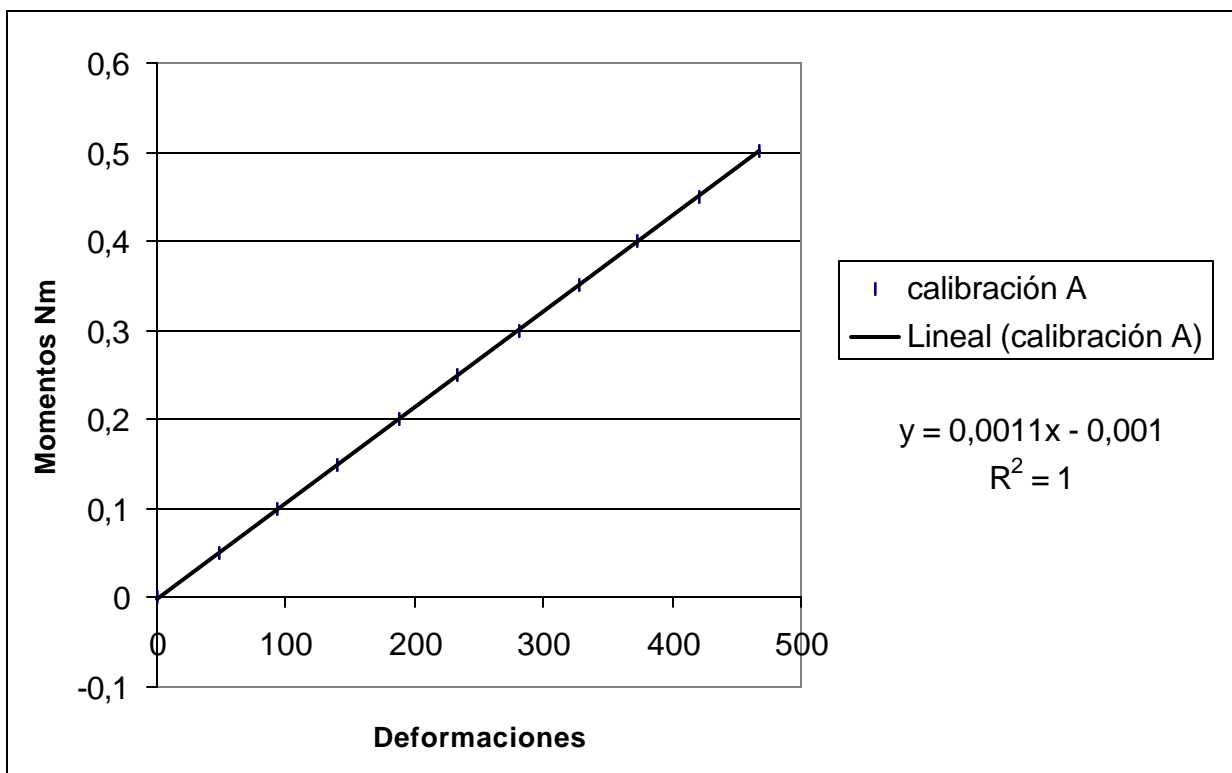
Las características aerodinámicas del MVA le permiten volar y tener una carga paga de 75.6g que le son suficientes para albergar en vuelo elementos de control (radio receptor y servos) pero que no son suficientes para llevar elementos "útiles" tales como cámaras, sensores u otros elementos, a menos que sea aumentada la potencia del motor o el empuje por medio de una mejor hélice, disminuido el peso de los elementos o el rediseño de su geometría.

En las condiciones actuales, el MVA puede volar con elementos de control a una velocidad crucero de 10.8m/s. Para el despegue debe diseñarse una catapulta que le proporcione a la salida una velocidad de 13m/s y un ángulo de ataque de 25°.

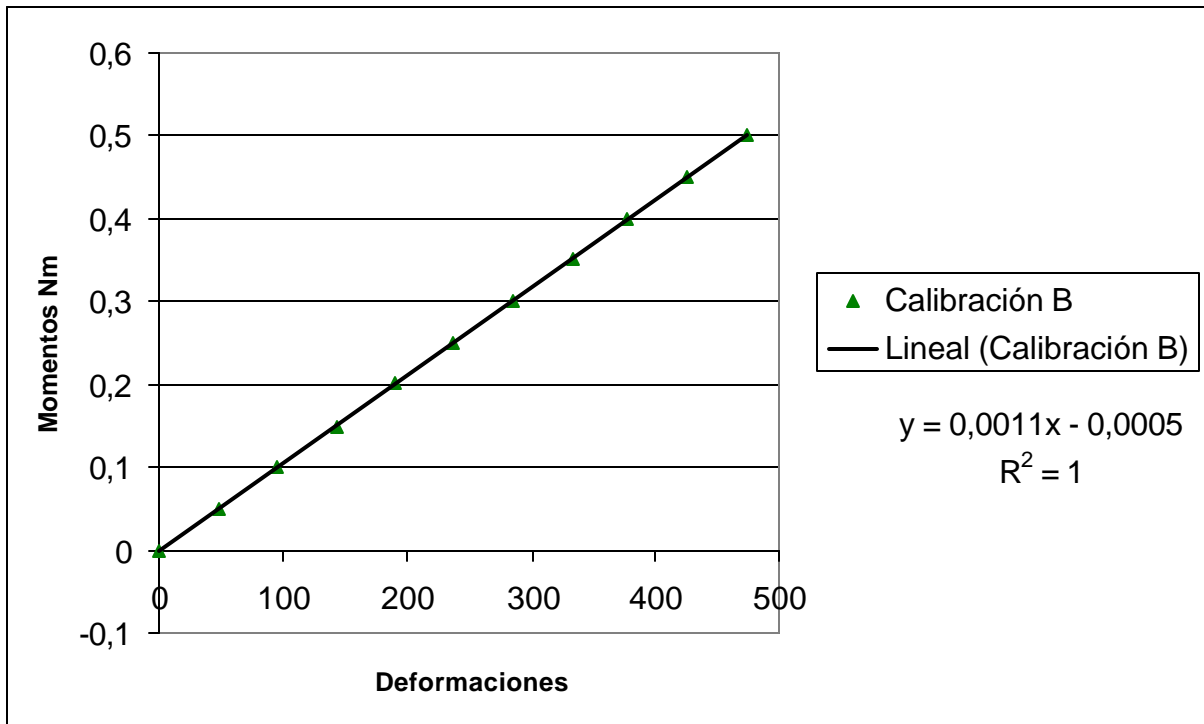
## BIBLIOGRAFÍA

- [1] ACEVEDO, Mauricio. Puesta en marcha del túnel de viento de baja velocidad TVIM-460-30-3.6. Bogotá, 2001. Proyecto de grado. Departamento de Ingeniería Mecánica. Universidad de los Andes.
- [2] ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics. Second Edition. Mc Graw-Hill. New York
- [3] BOHORQUEZ, Felipe. GUZMAN, Juan. Diseño, construcción y análisis computacional de un MVA Tesis de investigación. Departamento de Ingeniería Mecánica. Universidad de los Andes.2000
- [4] DOEBELIN, Ernest. Measurement systems: Application and Design. Fourth edition. Mc Graw-Hill. New York.1990
- [5] PERRY, C. The strain gage primer. Mc Graw-Hill. 1962.
- [6] RODRIGUEZ, Daniel. Evaluación experimental de los parámetros de vuelo de un MVA Tesis de investigación. Departamento de Ingeniería Mecánica. Universidad de los Andes 2001, Pág. 82
- [7] ROJAS, Maria Carolina. Estudio aerodinámico de perfiles alares a bajo número de Reynolds Proyecto de grado. Departamento de Ingeniería Mecánica. Universidad de los Andes 2002, Pág. 92
- [8] [http://www.vishay.com/brands/measurements\\_group/meters/inst.htm](http://www.vishay.com/brands/measurements_group/meters/inst.htm)
- [9] <http://www.omega.com/techref/strain-gage.html>
- [10] <http://www.hobbiesr.com/cox/cox-engines/cox100.htm>

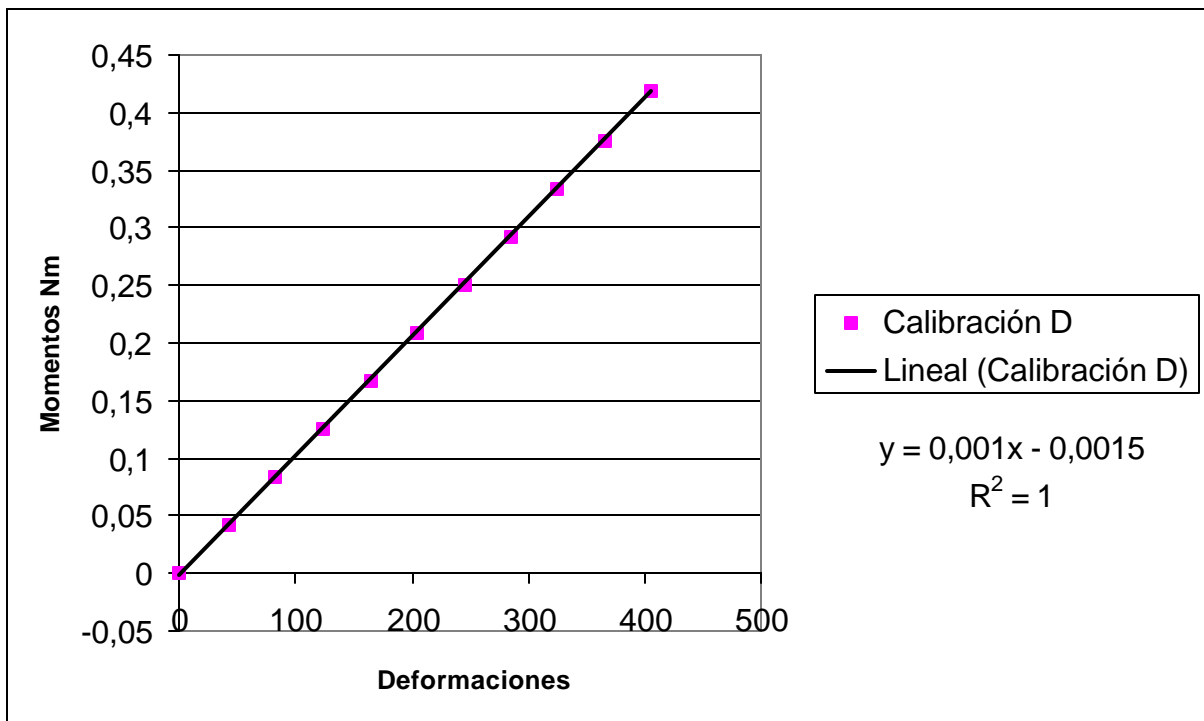
**ANEXO A**  
**CALIBRACIÓN ESTÁTICA DE LAS POSICIONES A, B y D DE LA NUEVA BALANZA DE MEDICIÓN TIPO LEBOW**



Calibración de la posición A



Calibración de la posición B



Calibración de la posición D

**ANEXO B**  
**RESULTADOS EXPERIMENTALES DE LA MEDICIÓN DE LOS PARÁMETROS DE VUELO**  
**DE DOS MODELOS DE MVA**

Los resultados tabulados que se muestran a continuación están organizados de la siguiente manera:

Hoja 1: Datos para el MH44 con motor apagado a 10.8, 12.6 y 14.6 m/s

Hoja 2: Datos para el MH44 con motor prendido a 10.8, 12.6 y 14.6 m/s

Hoja 3: Datos para el MH44+160% con motor apagado a 10.8, 12.6 y 14.6 m/s

Hoja 4: Datos para el MH44+160% con motor prendido a 10.8, 12.6 y 14.6 m/s

Los resultados Gráficos tienen la misma organización a los tabulados. Las gráficas que se muestran para cada grupo son:

Parte superior izquierda: Fuerzas aerodinámicas versus ángulo de ataque

Parte superior derecha: Coeficientes adimensionales versus ángulo de ataque

Parte inferior izquierda: Gráfico Polar

Parte inferior derecha: Relación  $C_l/C_d$  versus ángulo de ataque



35Hz		Efecto de la balanza			mh44 motor apagado														
		A	B	D															
		9	10	7	Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes					
alfa	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd		
-10	51	39	26	42	29	19	0,046	0,032	0,019	-10,000	-0,323	0,031	0,013	-0,255	0,024	0,056	-10,562		
-5	30	30	21	21	20	14	0,023	0,022	0,014	-5,000	-0,025	0,174	-0,022	-0,020	0,138	-0,097	-0,143		
0	15	22	30	6	12	23	0,007	0,013	0,023	0,000	0,149	-0,108	0,045	0,118	-0,086	0,200	-1,375		
5	3,5	27	38	-5,5	17	31	-0,006	0,019	0,031	5,000	0,559	0,193	-0,009	0,442	0,152	-0,039	2,897		
10	4	38	53	-5	28	46	-0,006	0,031	0,046	10,000	0,819	0,352	-0,027	0,648	0,279	-0,118	2,325		
15	4	52	75	-5	42	68	-0,006	0,046	0,068	15,000	1,167	0,498	-0,035	0,923	0,394	-0,154	2,342		
20	20	76	100	11	66	93	0,012	0,073	0,093	20,000	1,366	0,708	-0,054	1,080	0,560	-0,236	1,928		
25	69	120	131	60	110	124	0,066	0,121	0,124	25,000	1,242	1,025	-0,088	0,981	0,810	-0,387	1,211		
30	100	163	171	91	153	164	0,100	0,168	0,164	30,000	1,540	1,468	-0,140	1,217	1,160	-0,614	1,049		
35	135	189	187	126	179	180	0,139	0,197	0,180	35,000	1,316	1,579	-0,147	1,040	1,248	-0,645	0,834		

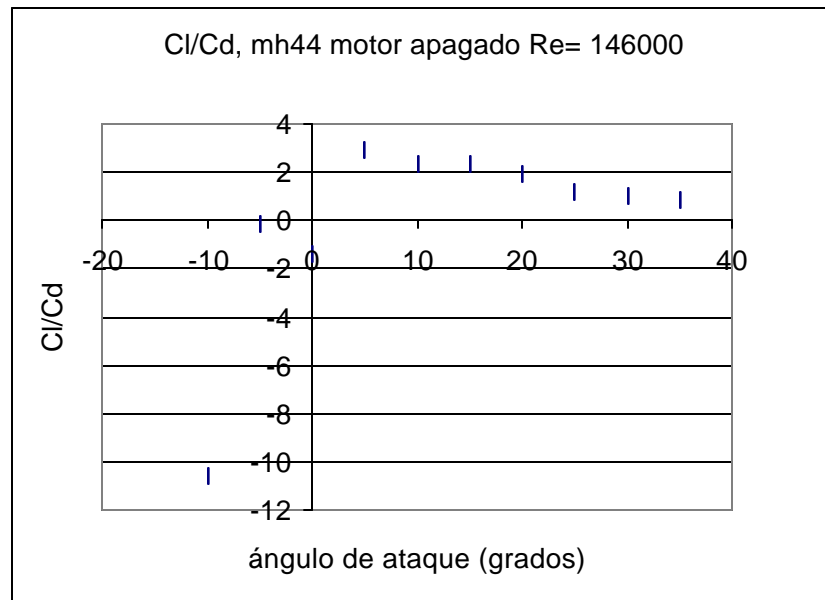
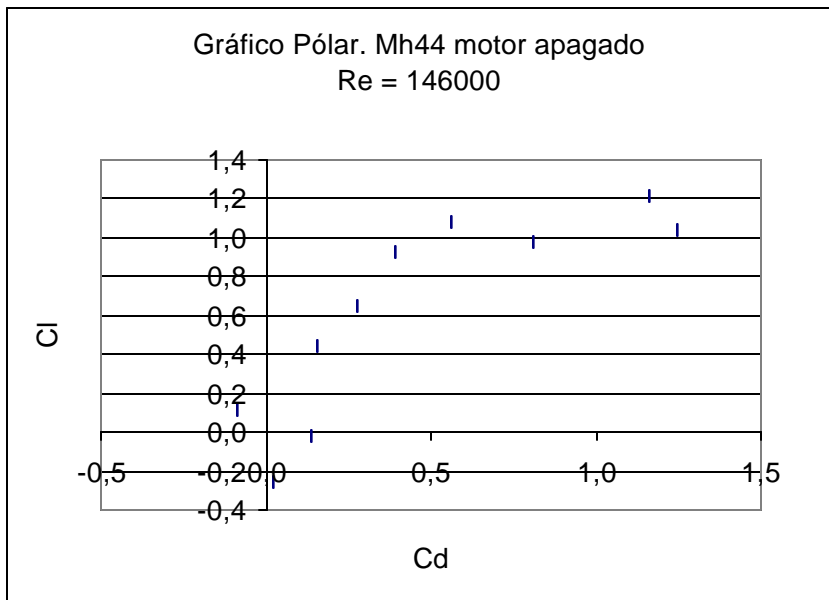
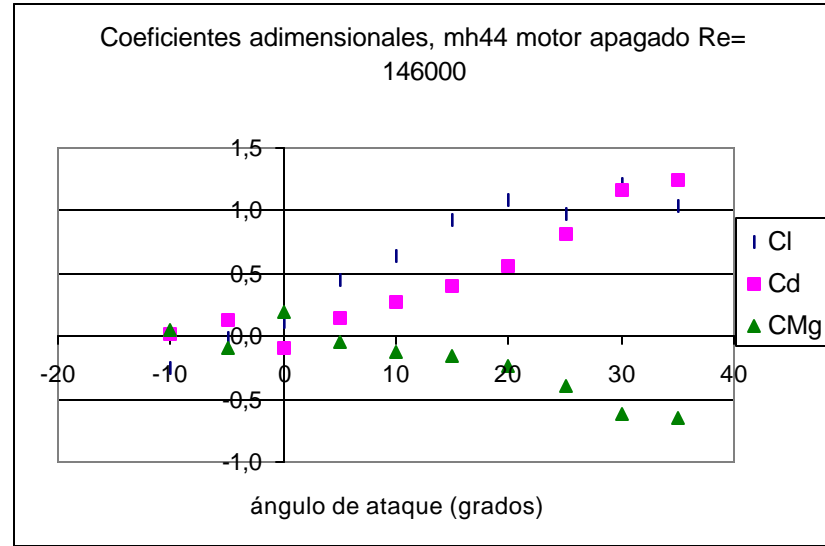
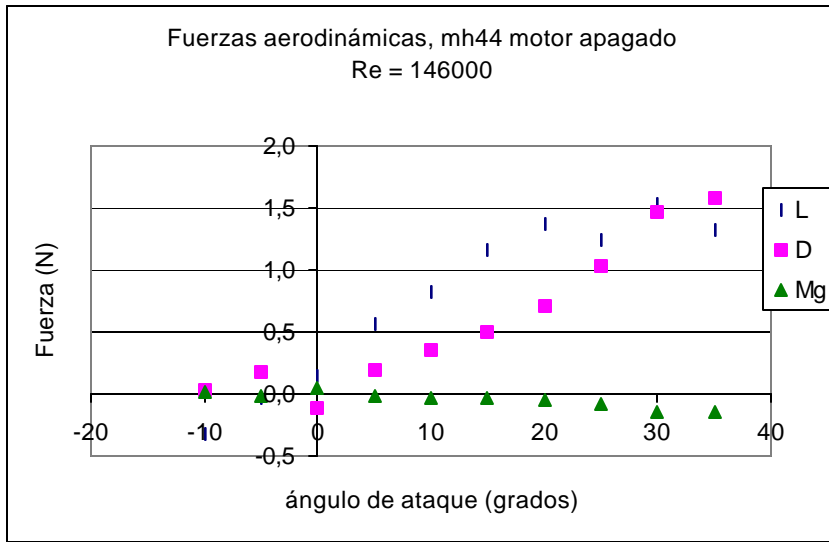
40Hz		Efecto de la balanza																	
		A	B	D															
		12	13	10	Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes					
alfa	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd		
-10	67	50	33	55	37	23	0,061	0,041	0,023	-10,000	-0,447	0,038	0,015	-0,353	0,030	0,066	-11,652		
-5	38	39	27	26	26	17	0,029	0,029	0,017	-5,000	0,000	0,284	-0,042	0,000	0,225	-0,184	0,000		
0	19	24	9	7	11	-1	0,008	0,012	-0,001	0,000	0,099	0,409	-0,086	0,079	0,323	-0,376	0,243		
5	5	35	48	-7	22	38	-0,008	0,024	0,038	5,000	0,720	0,299	-0,024	0,569	0,236	-0,105	2,409		
10	8	59	57	-4	46	47	-0,004	0,051	0,047	10,000	1,242	1,187	-0,199	0,981	0,938	-0,872	1,046		
15	6	67	97	-6	54	87	-0,007	0,059	0,087	15,000	1,490	0,642	-0,046	1,178	0,507	-0,201	2,322		
20	24	97	128	12	84	118	0,013	0,092	0,118	20,000	1,788	0,954	-0,080	1,413	0,754	-0,349	1,873		
25	81	158	174	69	145	164	0,076	0,160	0,164	25,000	1,887	1,559	-0,159	1,492	1,233	-0,697	1,210		
30	136	209	225	124	196	215	0,136	0,216	0,215	30,000	1,788	1,597	-0,115	1,413	1,262	-0,507	1,120		
35	174	247	251	162	234	241	0,178	0,257	0,241	35,000	1,788	1,984	-0,170	1,413	1,568	-0,745	0,901		

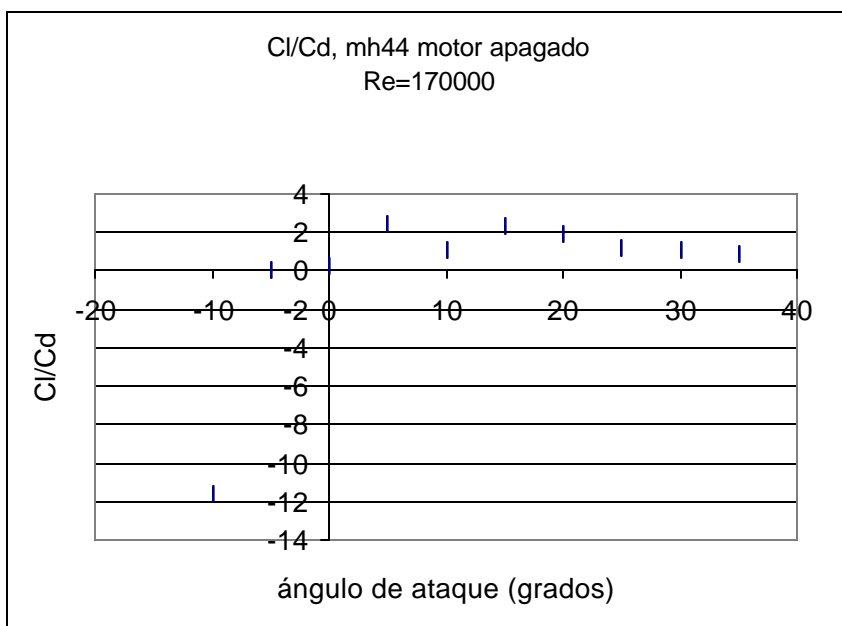
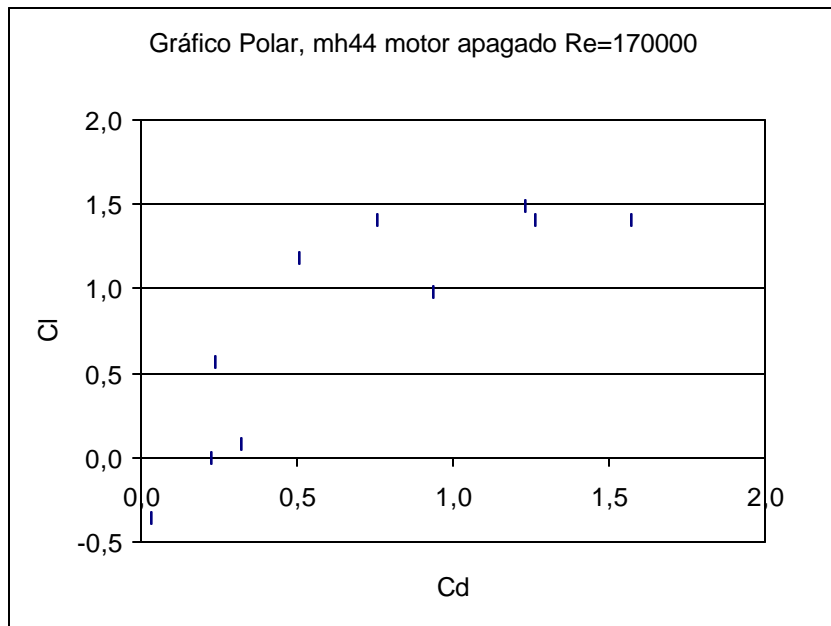
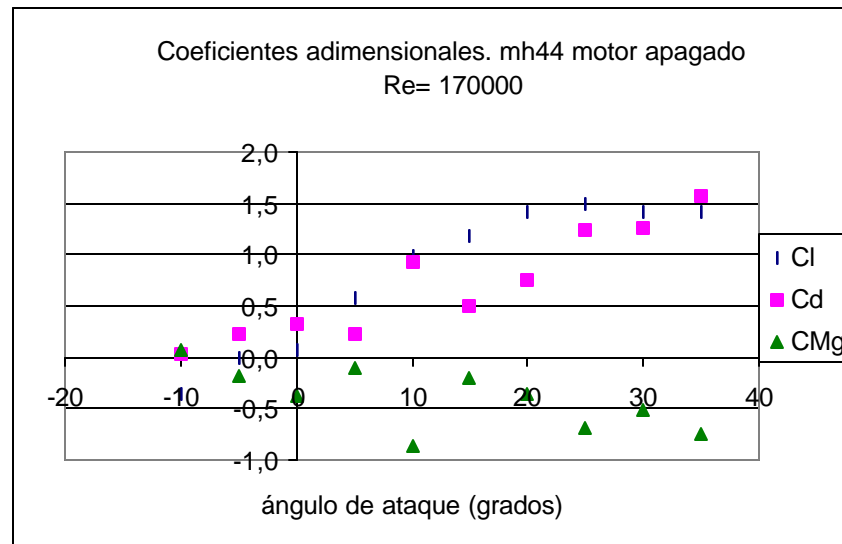
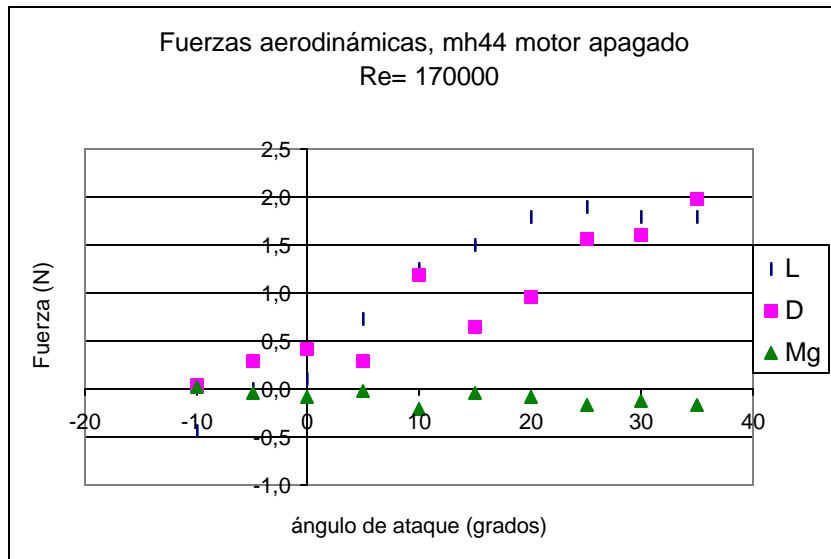
45Hz		Efecto de la balanza																	
		A	B	D															
		15	16	11	Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes					
alfa	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd		
-10	84	63	42	69	47	31	0,076	0,052	0,031	-10,000	-0,546	0,024	0,026	-0,432	0,019	0,114	-22,755		
-5	47	46	35	32	30	24	0,035	0,033	0,024	-5,000	-0,050	0,177	-0,013	-0,039	0,140	-0,055	-0,281		
0	24	41	39	9	25	28	0,010	0,028	0,028	0,000	0,397	0,339	-0,042	0,314	0,268	-0,185	1,171		
5	6	44	61	-9	28	50	-0,010	0,031	0,050	5,000	0,919	0,342	-0,021	0,726	0,271	-0,092	2,684		
10	4	60	83	-11	44	72	-0,012	0,048	0,072	10,000	1,366	0,630	-0,058	1,080	0,498	-0,256	2,168		
15	6	87	121	-9	71	110	-0,010	0,078	0,110	15,000	1,986	0,976	-0,092	1,570	0,771	-0,404	2,036		
20	29	123	164	14	107	153	0,015	0,118	0,153	20,000	2,309	1,178	-0,091	1,826	0,931	-0,399	1,960		
25	107	200	213	92	184	202	0,101	0,202	0,202	25,000	2,284	2,031	-0,218	1,806	1,606	-0,959	1,125		
30	170	270	290	155	254	279	0,171	0,279	0,279	30,000	2,458	2,185	-0,173	1,943	1,727	-0,761	1,125		
35	227	318	309	212	302	298	0,233	0,332	0,298	31,000	2,235	2,816	-0,285	1,767	2,226	-1,251	0,794		

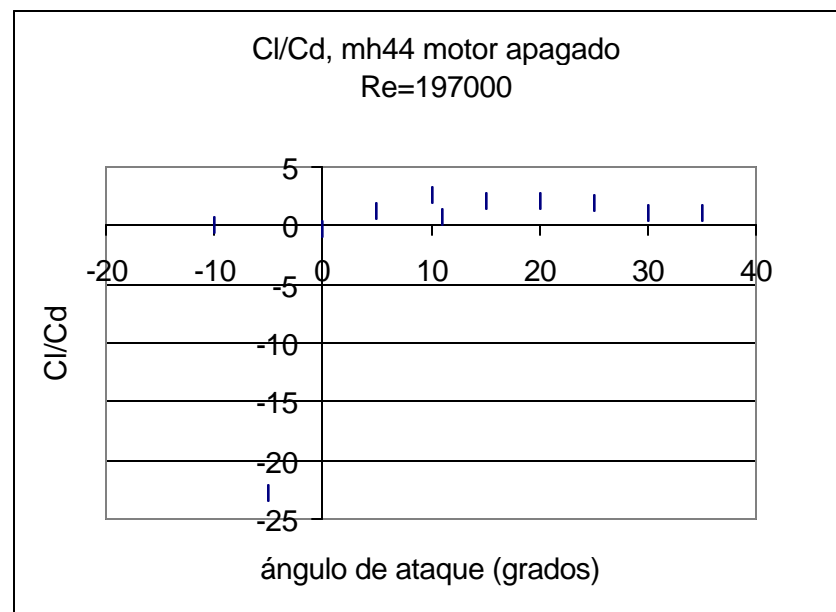
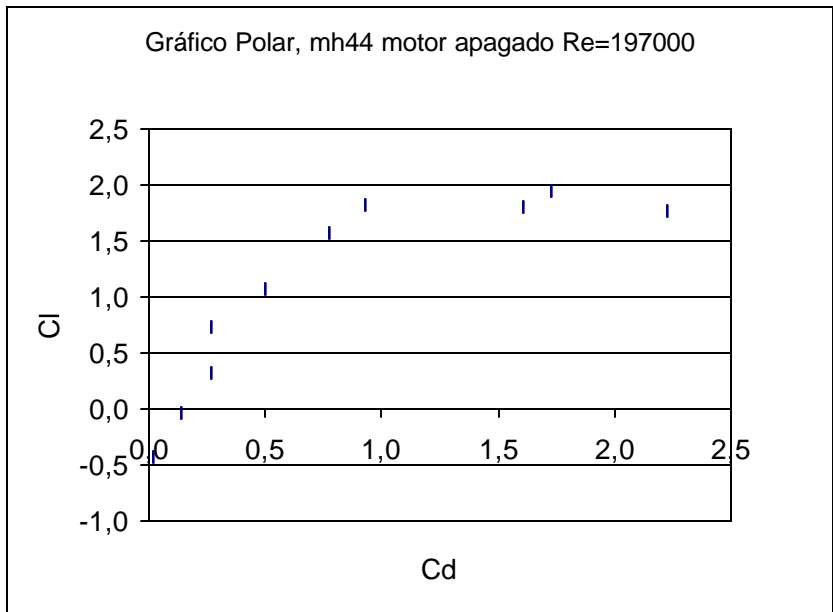
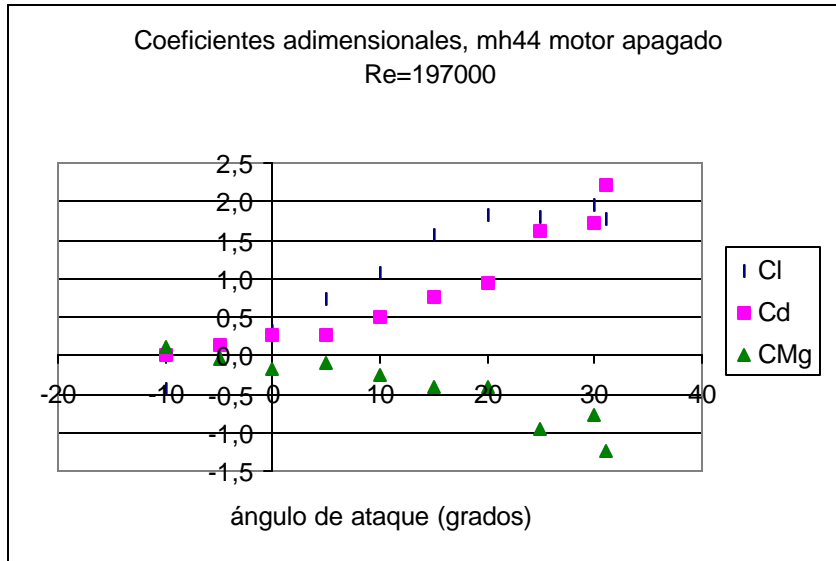
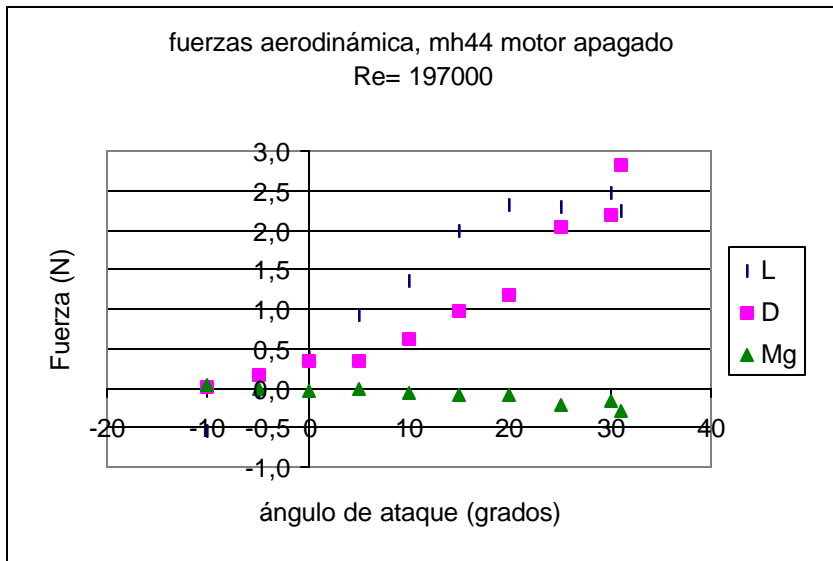
mh44 motor prendido																					
35Hz																					
motor apagado				Efecto motor				motor prendido				Momentos			Fuerzas			Coeficientes			
alfa	A	B	D	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd	
-10	42	29	19	-120	-129	-121	-78	-100	-102	-0,086	-0,110	-0,102	-10	-0,546	-0,679	0,039	-0,432	-0,537	0,170	0,804	
-5	21	20	14	-94	-112	-106	-73	-92	-92	-0,080	-0,101	-0,092	-5	-0,472	-0,643	0,041	-0,373	-0,508	0,180	0,734	
0	6	12	23	-123	-128	-114	-117	-116	-91	-0,129	-0,128	-0,091	0	0,025	-0,875	0,090	0,020	-0,692	0,396	-0,028	
5	-6	17	31	-121	-121	-110	-127	-104	-79	-0,139	-0,114	-0,079	5	0,559	-0,373	-0,002	0,442	-0,295	-0,008	-1,497	
10	-5	28	46	-120	-126	-103	-125	-98	-57	-0,138	-0,108	-0,057	10	0,670	-0,652	0,078	0,530	-0,515	0,342	-1,028	
15	-5	42	68	-125	-121	-97	-130	-79	-29	-0,143	-0,087	-0,029	15	1,266	-0,299	0,033	1,001	-0,236	0,144	-4,241	
20	11	66	93	-116	-108	-73	-105	-42	20	-0,116	-0,046	0,020	20	1,564	-0,238	0,069	1,237	-0,188	0,305	-6,561	
25	60	110	124	-129	-111	-82	-69	-1	42	-0,076	-0,001	0,042	25	1,688	0,438	-0,049	1,335	0,346	-0,213	3,858	
40Hz																					
motor apagado				Efecto motor				motor prendido				Momentos			Fuerzas			Coeficientes			
alfa	A	B	D	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd	
-10	68	50	33	-108	-116	-96	-40	-66	-63	-0,044	-0,072	-0,063	-10	-0,637	-0,790	0,101	-0,504	-0,625	0,442	0,807	
-5	39	37	28	-92	-110	-99	-53	-73	-71	-0,058	-0,081	-0,071	-5	-0,505	-0,675	0,068	-0,399	-0,534	0,301	0,747	
0	18	27	26	-110	-111	-103	-92	-84	-77	-0,101	-0,092	-0,077	0	0,207	-0,181	-0,040	0,164	-0,143	-0,174	-1,141	
5	4	34	47	-106	-110	-101	-102	-76	-54	-0,113	-0,084	-0,054	5	0,654	-0,147	-0,024	0,517	-0,116	-0,104	-4,450	
10	5	50	64	-106	-110	-94	-101	-60	-30	-0,111	-0,066	-0,030	10	1,018	0,036	-0,038	0,805	0,028	-0,166	28,608	
15	8	66	96	-122	-110	-90	-114	-44	6	-0,126	-0,048	0,006	15	1,755	0,228	-0,041	1,387	0,180	-0,181	7,689	
20	24	99	128	-114	-99	-72	-90	0	56	-0,099	0,000	0,056	20	2,218	0,581	-0,064	1,754	0,459	-0,282	3,817	
25	84	158	176	-133	-105	-77	-49	53	99	-0,054	0,059	0,099	25	2,549	1,275	-0,165	2,015	1,008	-0,726	1,999	
45Hz																					
motor apagado				Efecto motor				motor prendido				Momentos			Fuerzas			Coeficientes			
alfa	A	B	D	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd	
-10	86	64	41	-89	-94	-86	-3	-30	-45	-0,003	-0,033	-0,045	-10	-0,679	-0,307	0,018	-0,537	-0,243	0,080	2,209	
-5	47	45	35	-99	-102	-94	-52	-57	-59	-0,057	-0,062	-0,059	-5	-0,124	-0,192	-0,019	-0,098	-0,151	-0,085	0,648	
0	22	38	42	-95	-96	-87	-73	-58	-45	-0,080	-0,064	-0,045	0	0,372	-0,139	-0,016	0,294	-0,110	-0,069	-2,672	
5	4	43	60	-82	-95	-91	-78	-52	-31	-0,086	-0,058	-0,031	5	0,633	-0,083	-0,014	0,501	-0,065	-0,062	-7,653	
10	5	58	85	-87	-87	-73	-82	-29	12	-0,090	-0,032	0,012	10	1,308	0,081	-0,005	1,034	0,064	-0,021	16,121	
15	8	84	120	-110	-103	-87	-103	-19	33	-0,113	-0,021	0,033	15	2,082	0,522	-0,075	1,646	0,412	-0,328	3,991	
20	29	124	163	-94	-84	-69	-65	40	94	-0,071	0,044	0,094	20	2,607	1,099	-0,134	2,061	0,868	-0,587	2,373	
25	105	199	217	-124	-81	-54	-19	118	163	-0,021	0,130	0,163	25	3,410	2,195	-0,291	2,696	1,736	-1,279	1,553	

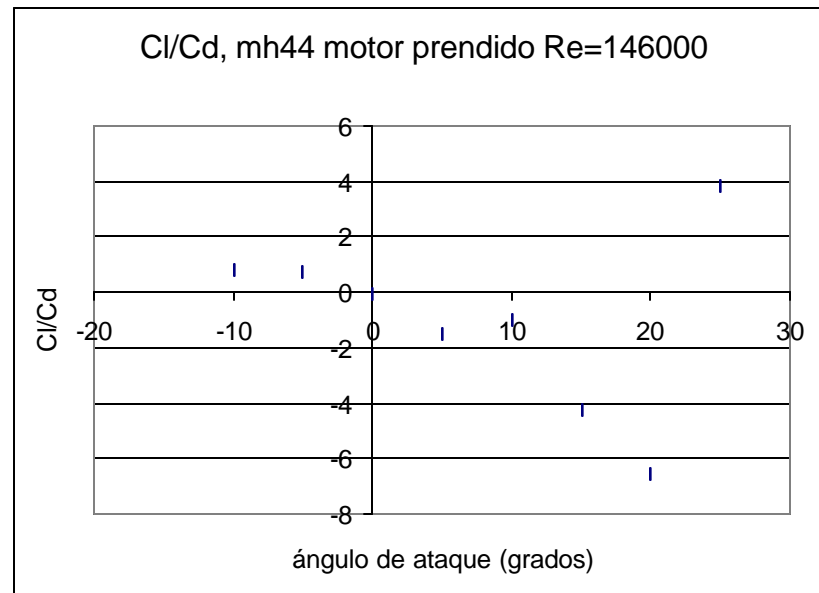
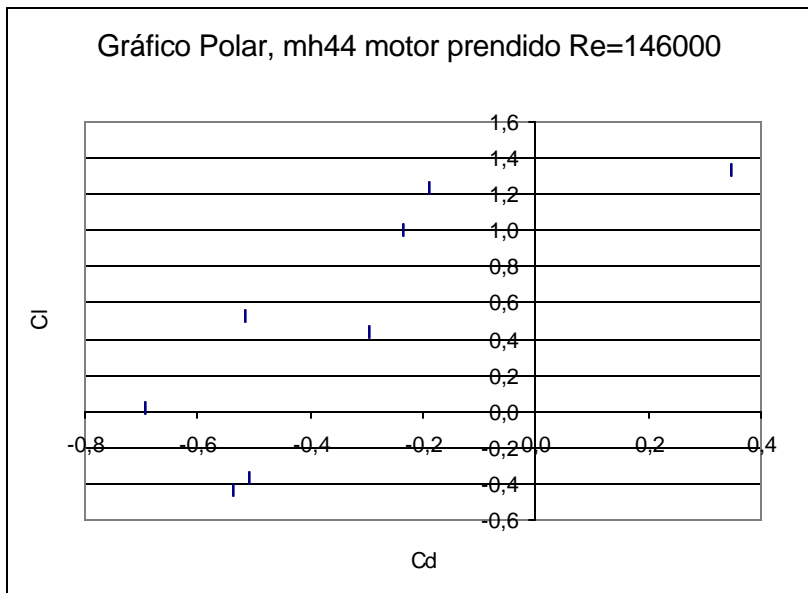
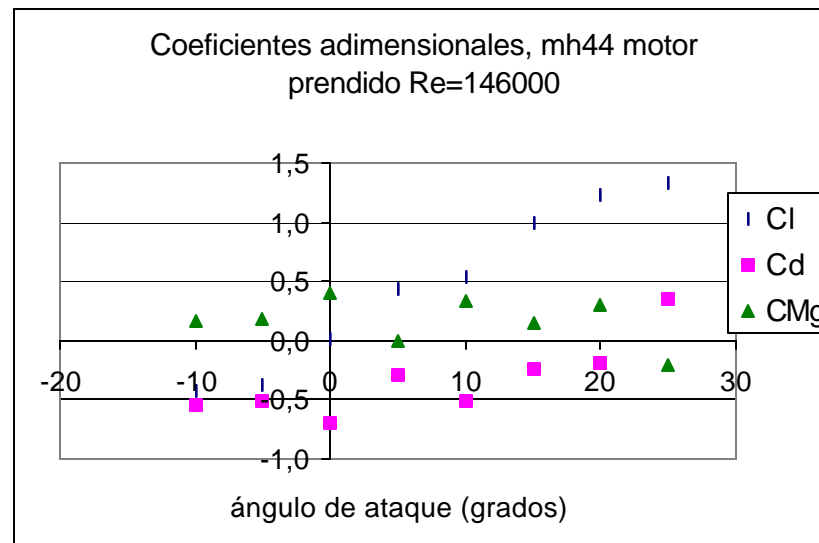
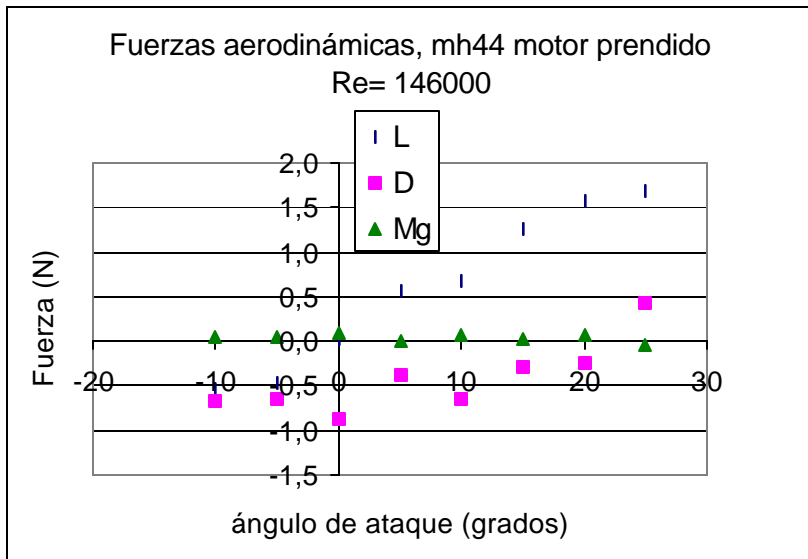
35Hz		Efecto de la balanza			mh44 160% motor apagado													
		A	B	D	Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes				
		9	10	7	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	MG	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd
-10	37	35	24	28	25	17	0,031	0,028	0,017	-10	-0,074	0,191	-0,023	-0,059	0,151	-0,099	-0,389	
-5	14	21	20	5	11	13	0,006	0,012	0,013	-5	0,149	0,110	-0,010	0,118	0,087	-0,043	1,357	
0	-7	16	22	-16	6	15	-0,018	0,007	0,015	0	0,546	0,277	-0,042	0,432	0,219	-0,186	1,969	
5	-17	18	32	-26	8	25	-0,029	0,009	0,025	5	0,844	0,350	-0,047	0,667	0,277	-0,208	2,413	
10	-22	29	45	-31	19	38	-0,034	0,021	0,038	10	1,242	0,679	-0,103	0,981	0,537	-0,451	1,827	
15	-16	41	56	-25	31	49	-0,028	0,034	0,049	15	1,391	0,865	-0,130	1,099	0,684	-0,571	1,607	
20	-4	64	83	-13	54	76	-0,014	0,059	0,076	20	1,664	1,065	-0,144	1,315	0,842	-0,635	1,562	
25	35	110	127	26	100	120	0,029	0,110	0,120	25	1,837	1,381	-0,166	1,453	1,091	-0,728	1,331	
30	92	146	143	83	136	136	0,091	0,150	0,136	30	1,316	1,498	-0,174	1,040	1,184	-0,764	0,879	
40Hz		Efecto de la balanza																
		A	B	D	Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes				
		12	13	10	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd
-10	47	42	31	35	29	21	0,039	0,032	0,021	-10	-0,149	0,135	-0,007	-0,087	0,079	-0,023	-1,101	
-5	16	28	25	4	15	15	0,004	0,017	0,015	-5	0,273	0,278	-0,043	0,159	0,162	-0,138	0,981	
0	-10	19	28	-22	6	18	-0,024	0,007	0,018	0	0,695	0,336	-0,052	0,404	0,195	-0,166	2,071	
5	-24	21	41	-36	8	31	-0,040	0,009	0,031	5	1,093	0,423	-0,056	0,635	0,245	-0,182	2,585	
10	-30	34	57	-42	21	47	-0,046	0,023	0,047	10	1,564	0,798	-0,118	0,909	0,464	-0,382	1,959	
15	-23	50	79	-35	37	69	-0,039	0,041	0,069	15	1,788	0,888	-0,115	1,038	0,516	-0,371	2,013	
20	-8	80	110	-20	67	100	-0,022	0,074	0,100	20	2,160	1,267	-0,162	1,255	0,736	-0,523	1,705	
25	44	144	165	32	131	155	0,035	0,144	0,155	25	2,458	1,908	-0,240	1,428	1,108	-0,774	1,288	
30	116	195	197	104	182	187	0,114	0,200	0,187	30	1,937	2,037	-0,235	1,125	1,183	-0,757	0,951	
45Hz		Efecto de la balanza																
		A	B	D	Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes				
		15	16	11	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd
-10	57	53	37	42	37	26	0,046	0,041	0,026	-10	-0,124	0,250	-0,026	-0,054	0,108	-0,062	-0,496	
-5	20	35	32	5	19	21	0,006	0,021	0,021	-5	0,348	0,305	-0,042	0,150	0,132	-0,101	1,139	
0	-14	24	35	-29	8	24	-0,032	0,009	0,024	0	0,919	0,440	-0,067	0,397	0,190	-0,161	2,086	
5	-29	27	51	-44	11	40	-0,048	0,012	0,040	5	1,366	0,525	-0,069	0,591	0,227	-0,165	2,604	
10	-39	42	71	-54	26	60	-0,059	0,029	0,060	10	1,986	0,988	-0,145	0,859	0,427	-0,347	2,011	
15	-28	65	101	-43	49	90	-0,047	0,054	0,090	15	2,284	1,136	-0,145	0,988	0,492	-0,349	2,010	
20	-11	100	139	-26	84	128	-0,029	0,092	0,128	20	2,731	1,544	-0,192	1,182	0,668	-0,461	1,769	
25	53	173	205	38	157	194	0,042	0,173	0,194	25	2,955	2,092	-0,239	1,278	0,905	-0,575	1,412	
30	155	250	255	140	234	244	0,154	0,257	0,244	30	2,334	2,394	-0,251	1,010	1,035	-0,604	0,975	

mh44 160% motor prendido																		
35Hz	Efecto de la balanza																	
	A	B	D															
	9	10	7															
			Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes						
alfa	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd	
-10	-83	-94	-97	-92	-104	-104	-0,101	-0,114	-0,104	-10	-0,298	-0,519	0,003	-0,236	-0,410	0,015	0,575	
-5	-80	-91	-86	-89	-101	-93	-0,098	-0,111	-0,093	-5	-0,298	-0,707	0,053	-0,236	-0,559	0,235	0,421	
0	-130	-112	-92	-139	-122	-99	-0,153	-0,134	-0,099	0	0,422	-0,489	0,002	0,334	-0,387	0,010	-0,863	
5	-138	-103	-78	-147	-113	-85	-0,162	-0,124	-0,085	5	0,844	-0,216	-0,040	0,667	-0,171	-0,177	-3,904	
10	-142	-97	-58	-151	-107	-65	-0,166	-0,118	-0,065	10	1,093	-0,325	0,002	0,864	-0,257	0,010	-3,362	
15	-141	-80	-33	-150	-90	-40	-0,165	-0,099	-0,040	15	1,490	-0,128	-0,014	1,178	-0,101	-0,059	-11,652	
20	-120	-44	10	-129	-54	3	-0,142	-0,059	0,003	20	1,862	0,118	-0,022	1,472	0,094	-0,094	15,734	
25	-94	-1	45	-103	-11	38	-0,113	-0,012	0,038	25	2,284	0,793	-0,126	1,806	0,627	-0,554	2,880	
40Hz	Efecto de la balanza																	
	A	B	D															
	12	13	10															
			Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes						
alfa	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd	
-10	-61	-74	-65	-73	-87	-75	-0,080	-0,096	-0,075	-10	-0,348	-0,815	0,094	-0,202	-0,473	0,302	0,427	
-5	-76	-82	-74	-88	-95	-84	-0,097	-0,105	-0,084	-5	-0,174	-0,656	0,052	-0,101	-0,381	0,167	0,265	
0	-120	-92	-75	-132	-105	-85	-0,145	-0,116	-0,085	0	0,670	-0,154	-0,053	0,389	-0,090	-0,171	-4,344	
5	-130	-89	-60	-142	-102	-70	-0,156	-0,112	-0,070	5	0,993	-0,156	-0,038	0,577	-0,090	-0,122	-6,387	
10	-136	-76	-37	-148	-89	-47	-0,163	-0,098	-0,047	10	1,465	0,049	-0,057	0,851	0,028	-0,184	30,083	
15	-145	-60	-7	-157	-73	-17	-0,173	-0,080	-0,017	15	2,086	0,294	-0,078	1,211	0,171	-0,251	7,094	
20	-122	-19	38	-134	-32	28	-0,147	-0,035	0,028	20	2,533	0,692	-0,115	1,471	0,402	-0,372	3,660	
25	-89	39	88	-101	26	78	-0,111	0,029	0,078	25	3,153	1,579	-0,249	1,832	0,917	-0,803	1,997	
45Hz	Efecto de la balanza																	
	A	B	D															
	15	16	11															
			Modificaciones			Momentos			Fuerzas			Coeficientes						
alfa	A	B	D	A	B	D	Ma	Mb	Md	alfa	L	D	Mg	Cl	Cd	CMg	Cl/Cd	
-10	-32	-41	-49	-47	-57	-60	-0,052	-0,063	-0,060	-10	-0,248	-0,286	-0,001	-0,107	-0,124	-0,002	0,869	
-5	-79	-67	-62	-94	-83	-73	-0,103	-0,091	-0,073	-5	0,273	-0,207	-0,030	0,118	-0,089	-0,073	-1,320	
0	-109	-72	-52	-124	-88	-63	-0,136	-0,097	-0,063	0	0,894	-0,038	-0,055	0,387	-0,016	-0,133	-23,837	
5	-111	-68	-40	-126	-84	-51	-0,139	-0,092	-0,051	5	1,043	-0,092	-0,032	0,451	-0,040	-0,077	-11,342	
10	-126	-45	-2	-141	-61	-13	-0,155	-0,067	-0,013	10	1,986	0,432	-0,102	0,859	0,187	-0,246	4,602	
15	-138	-38	18	-153	-54	7	-0,168	-0,059	0,007	15	2,458	0,548	-0,106	1,063	0,237	-0,256	4,489	
20	-105	16	70	-120	0	59	-0,132	0,000	0,059	20	2,980	1,190	-0,187	1,289	0,515	-0,450	2,503	
25	-71	92	151	-86	76	140	-0,095	0,084	0,140	25	4,023	2,177	-0,311	1,740	0,942	-0,746	1,848	

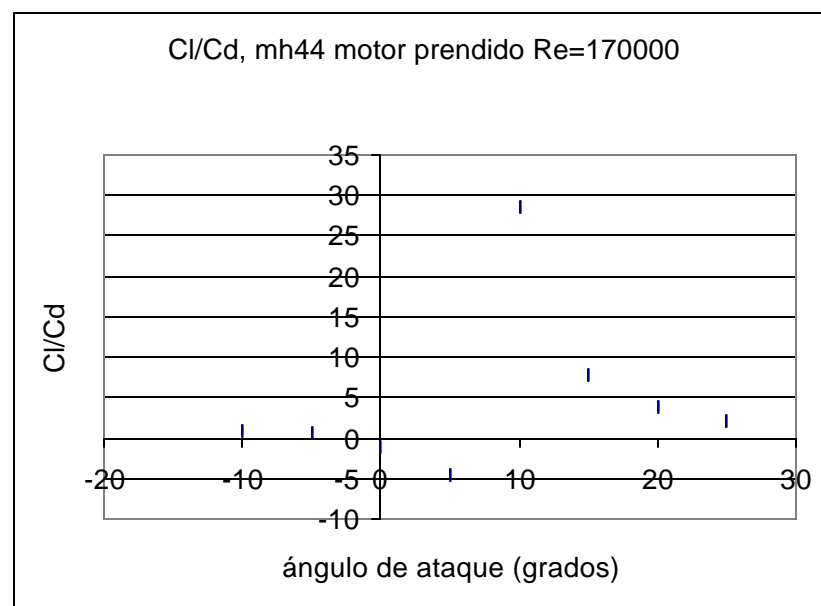
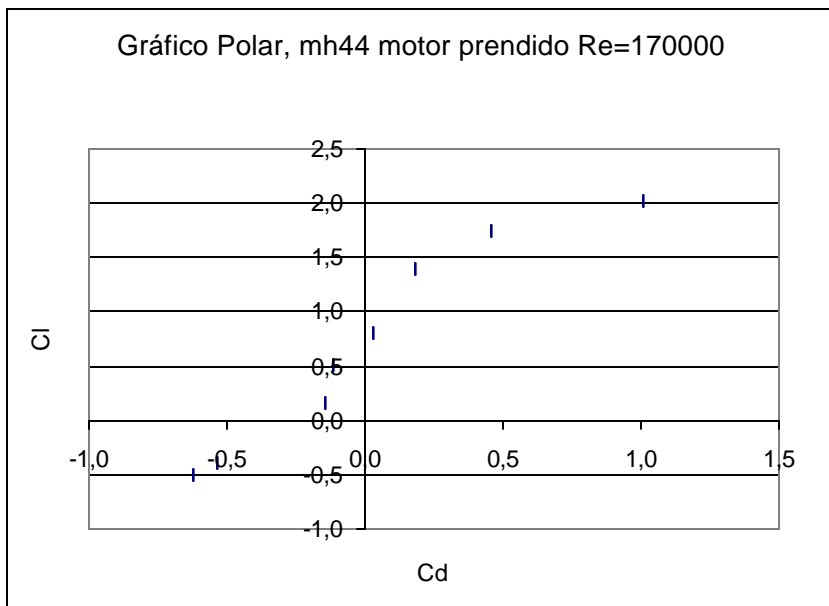
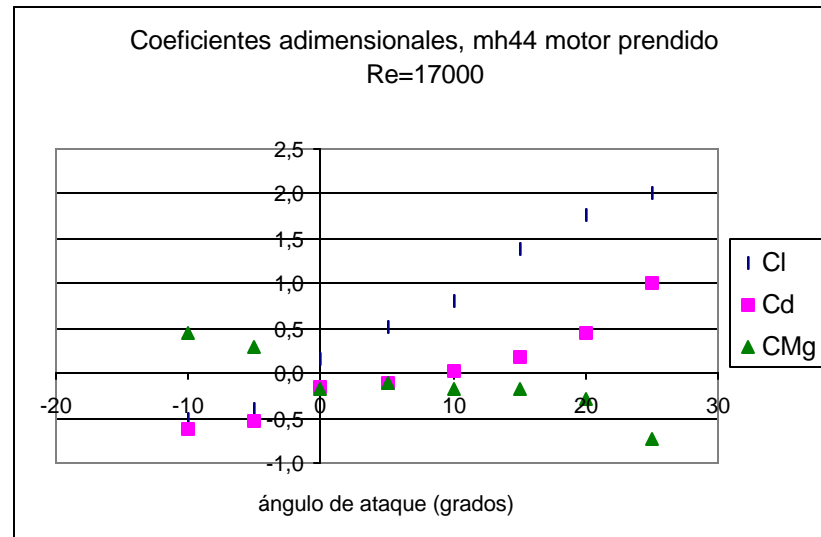
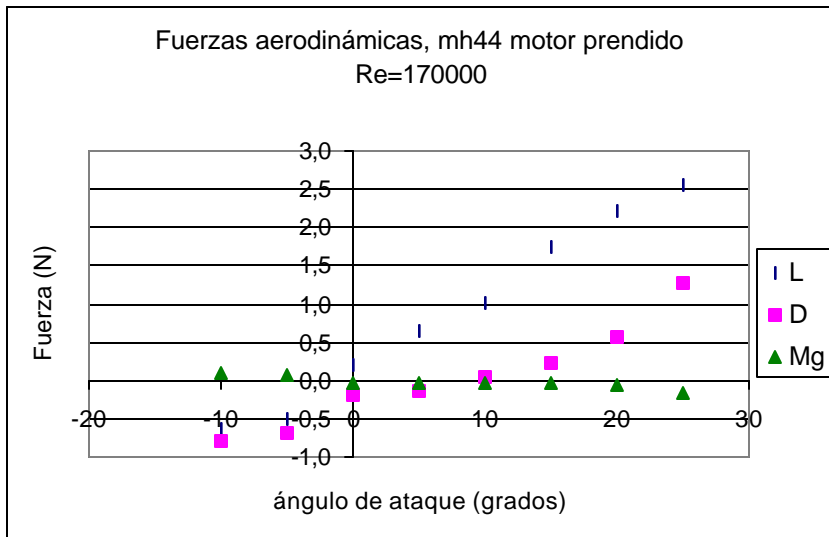


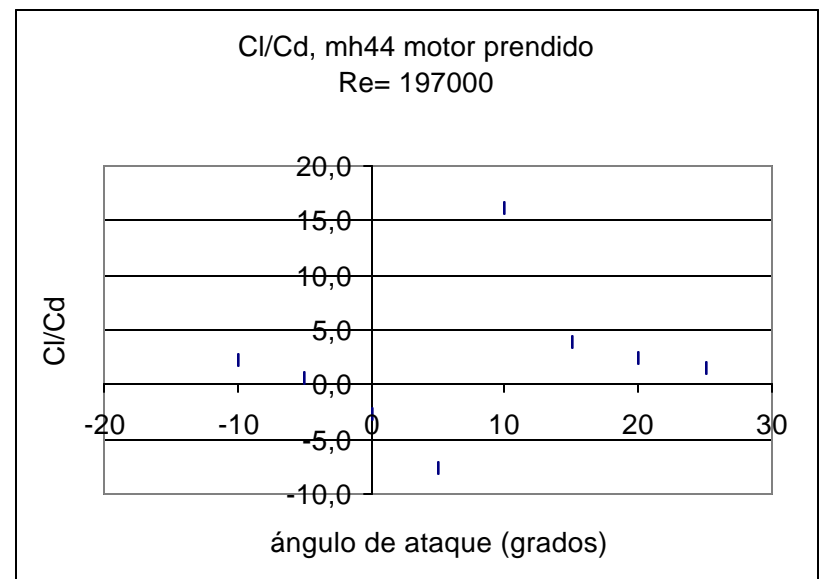
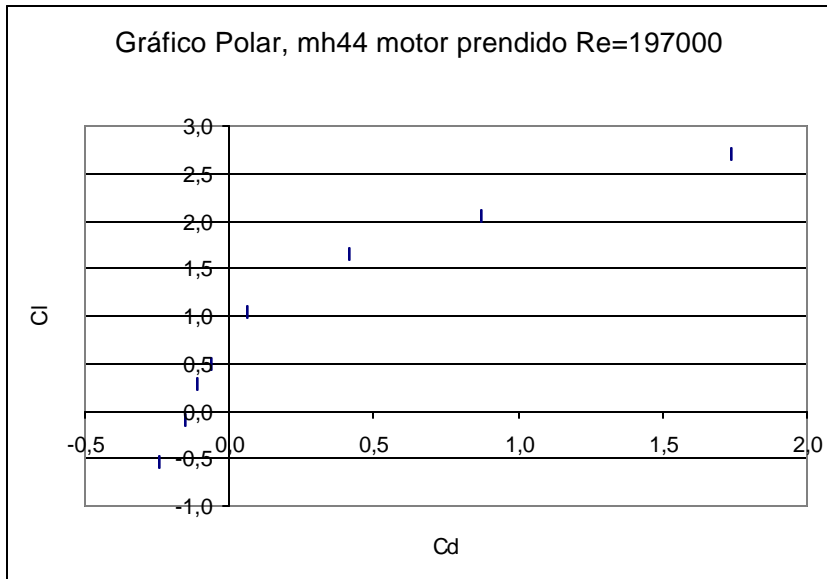
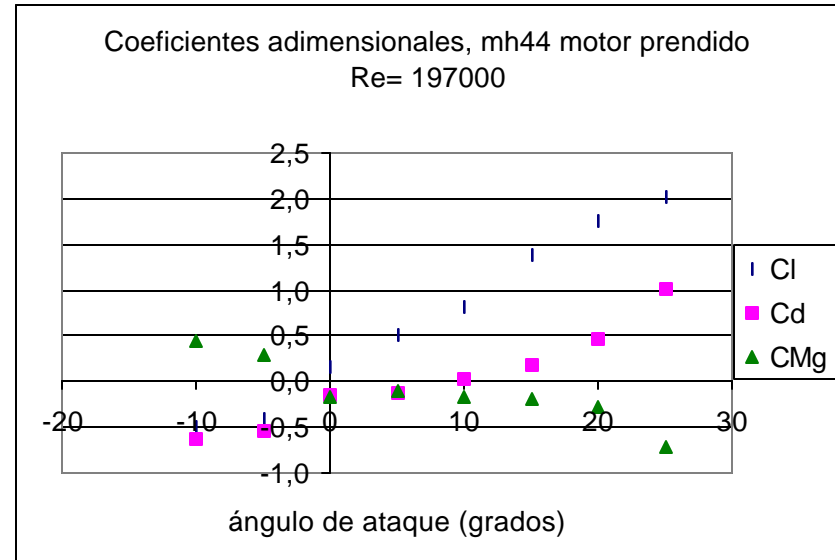
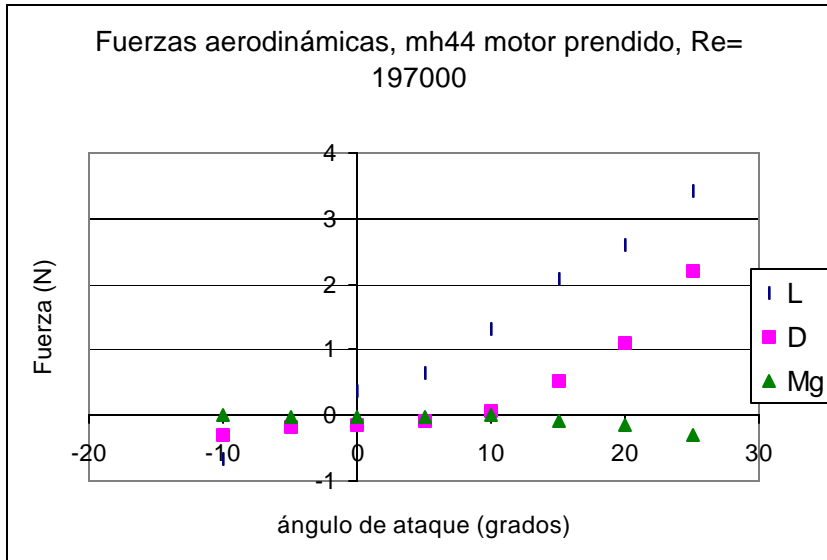


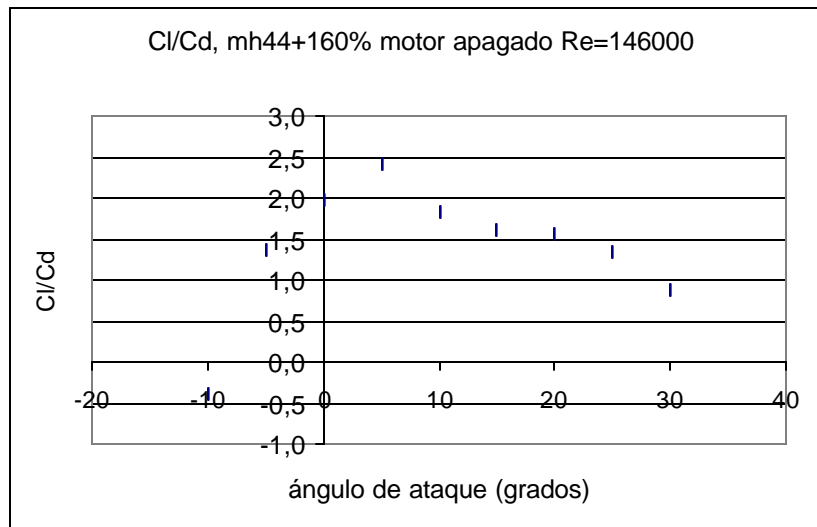
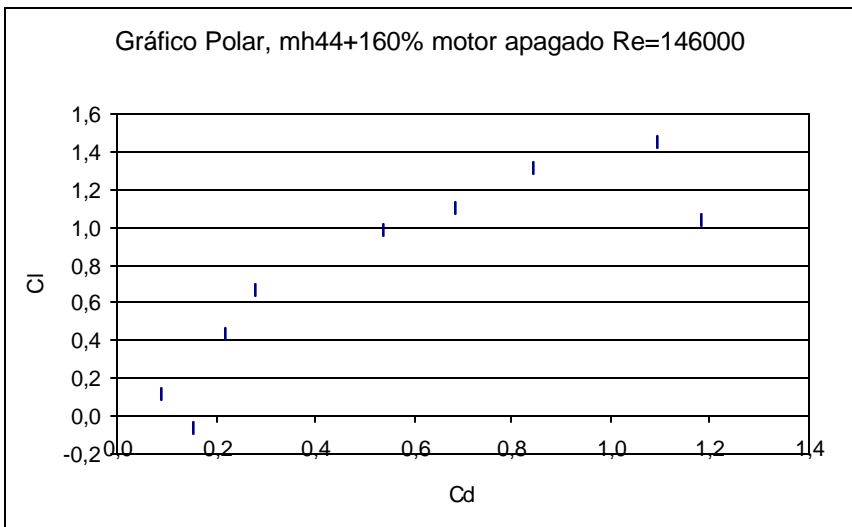
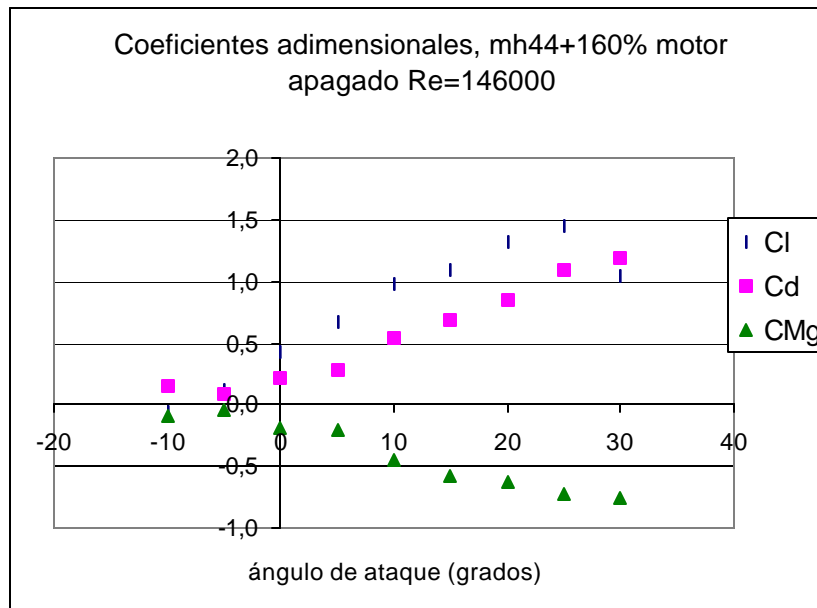
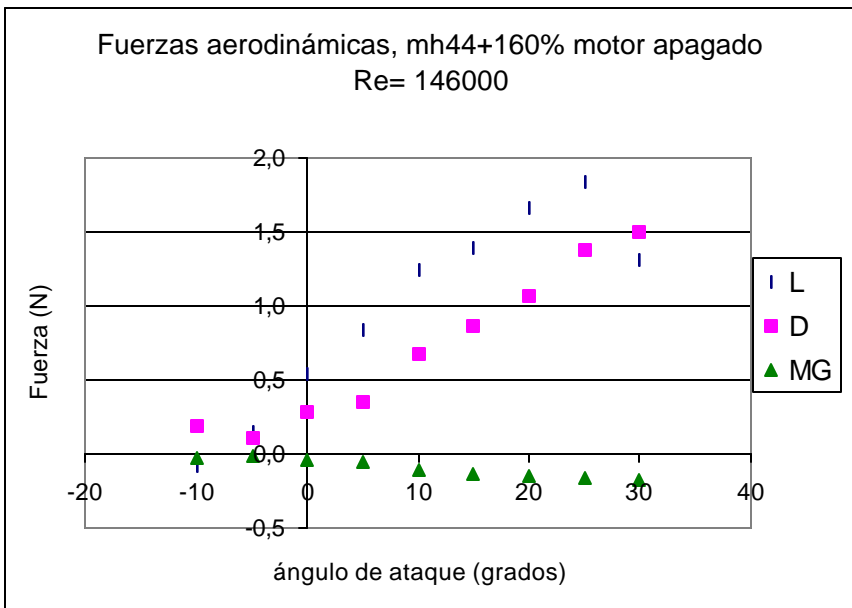


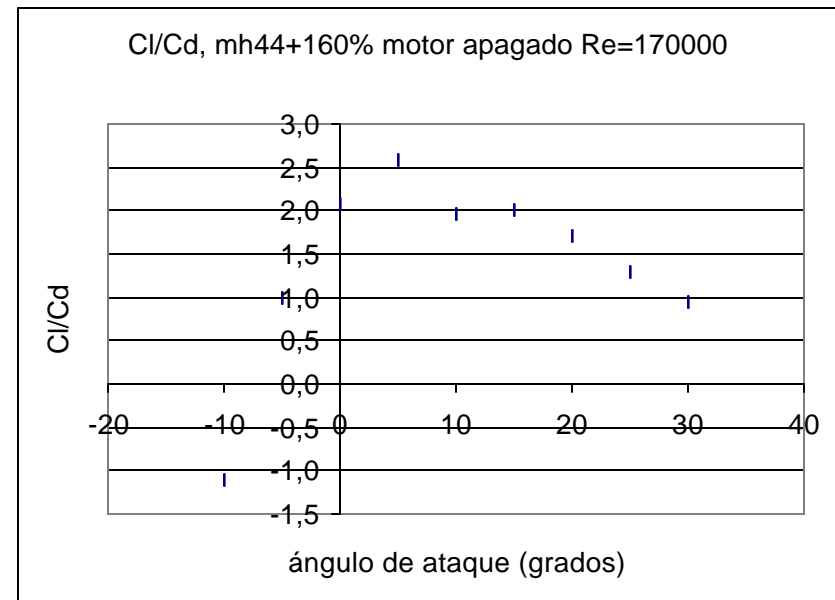
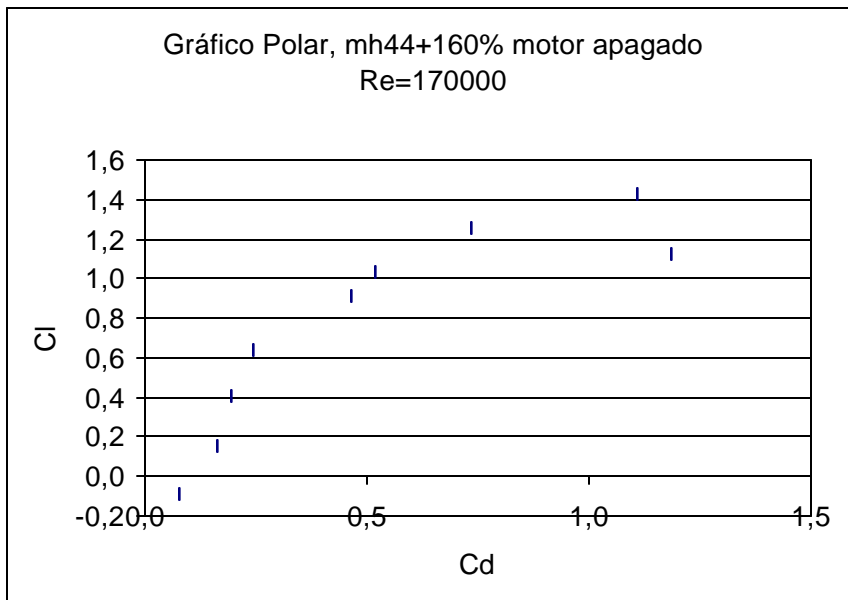
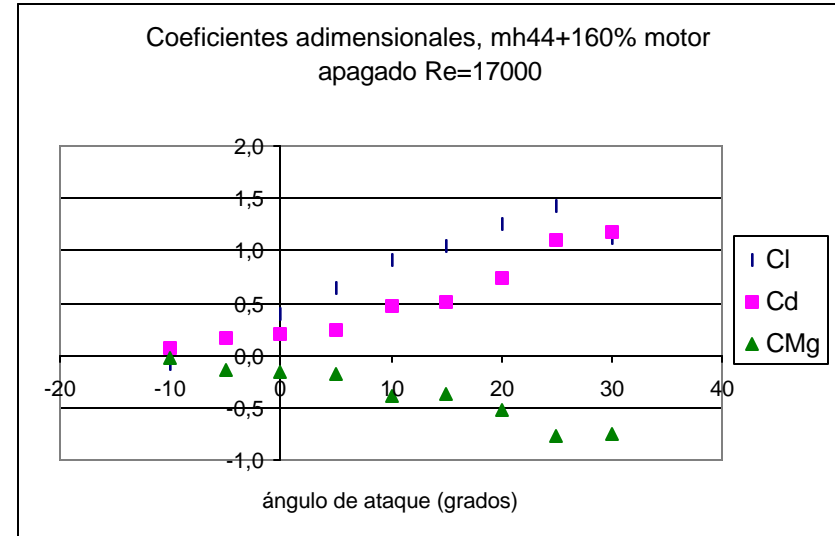
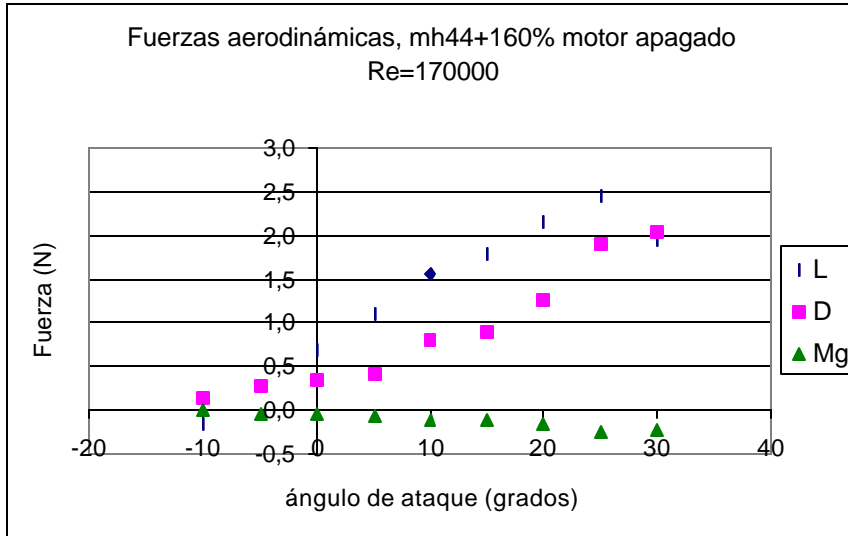


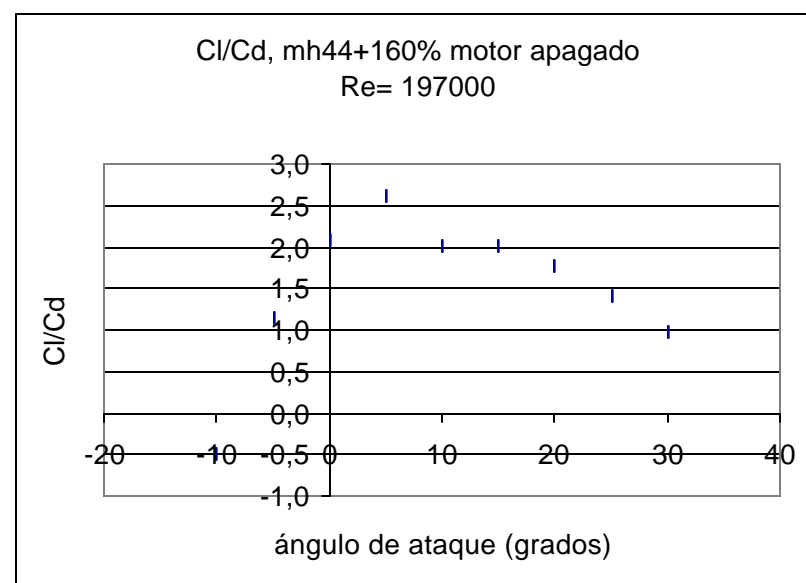
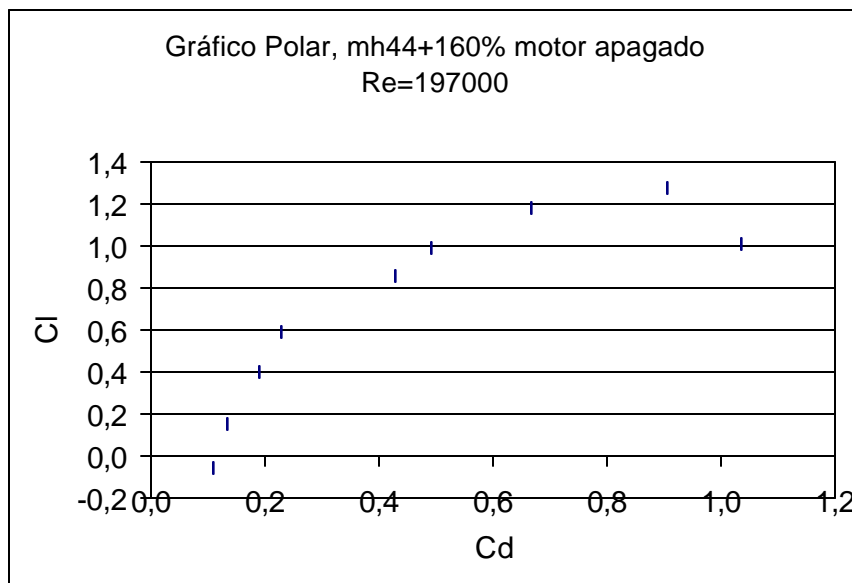
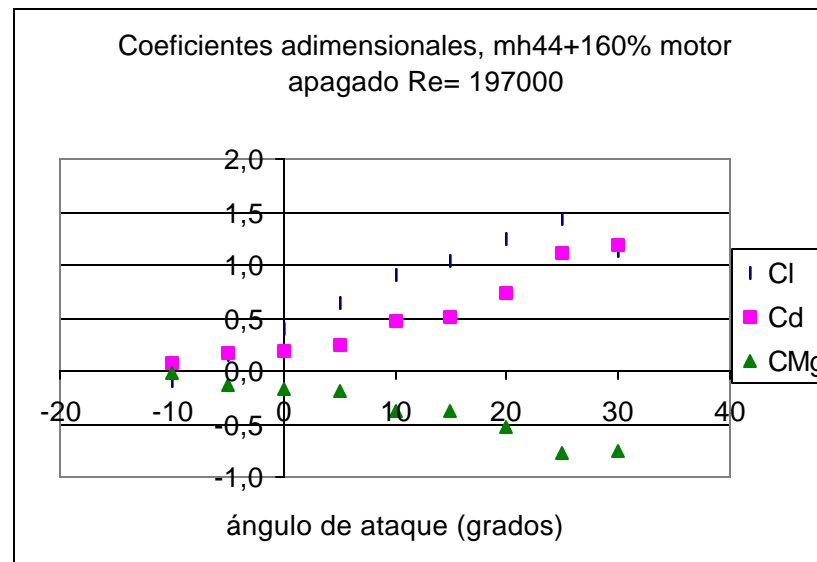
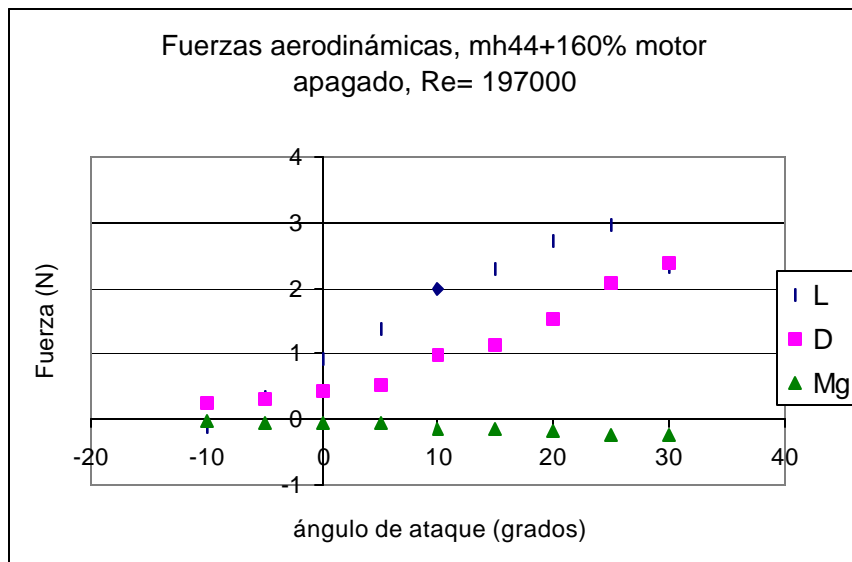


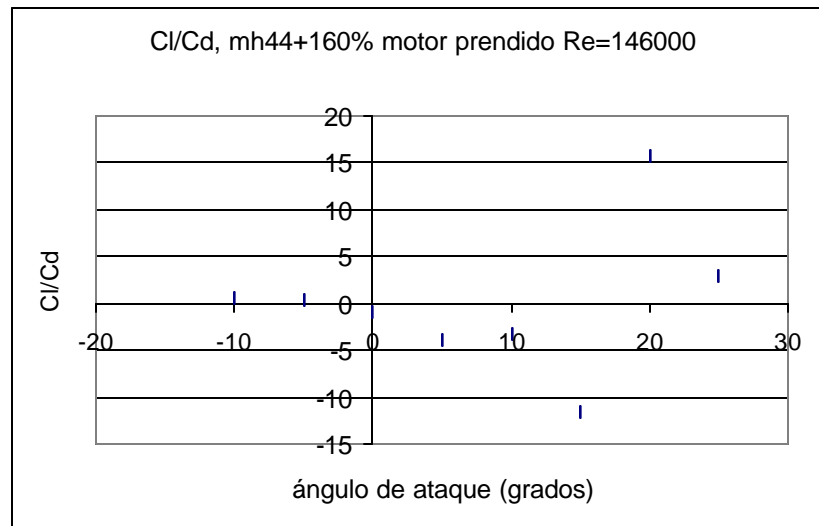
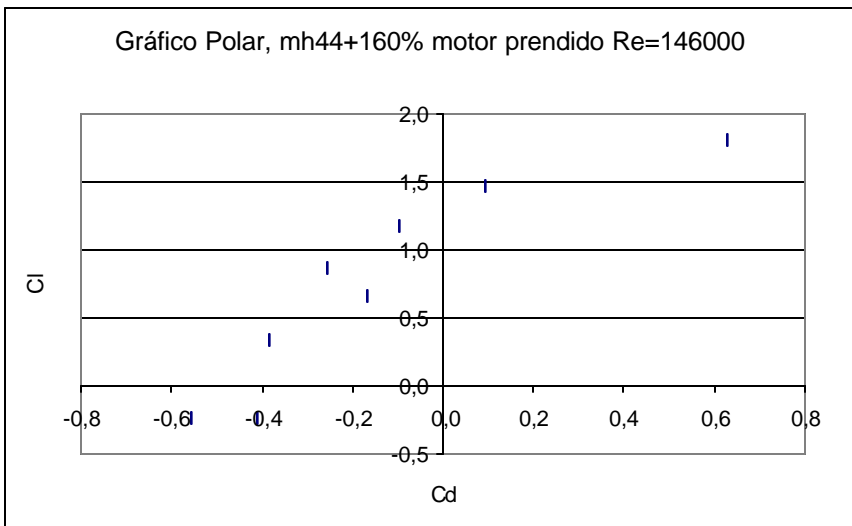
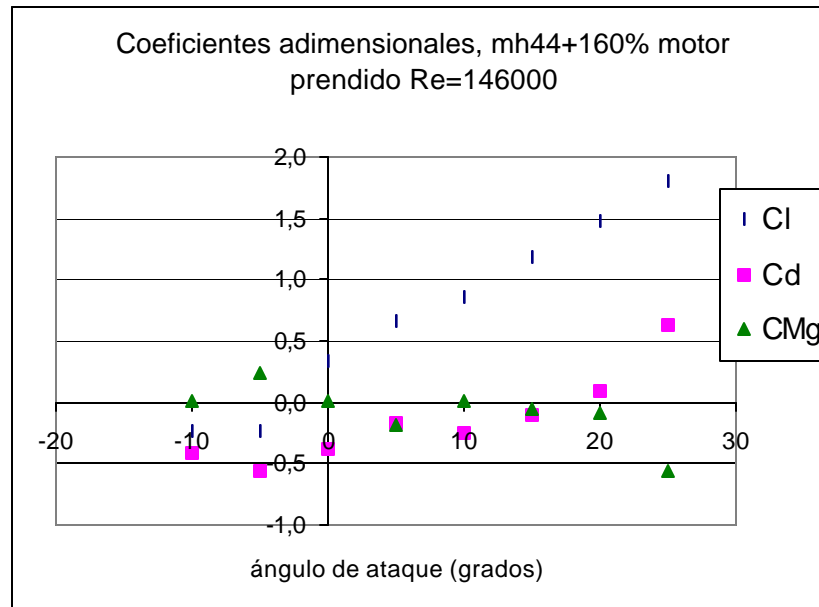
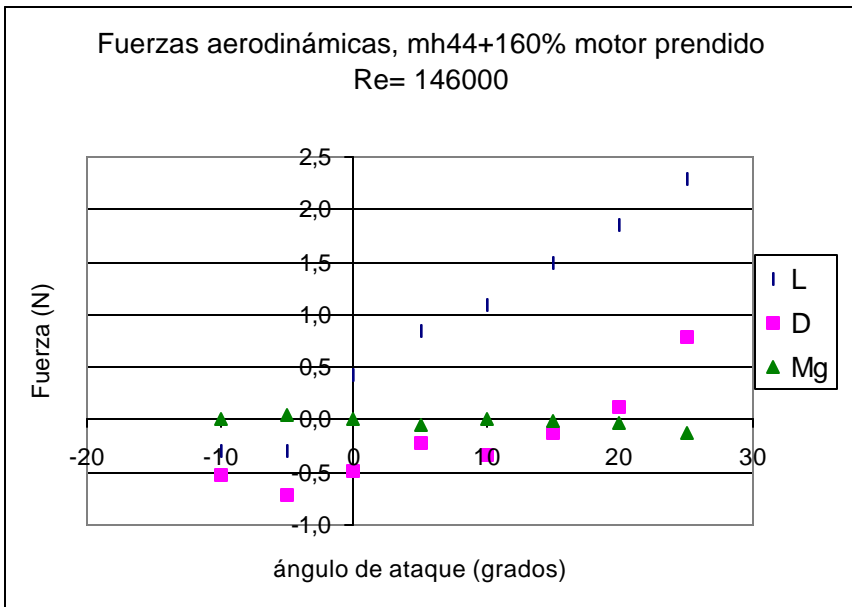


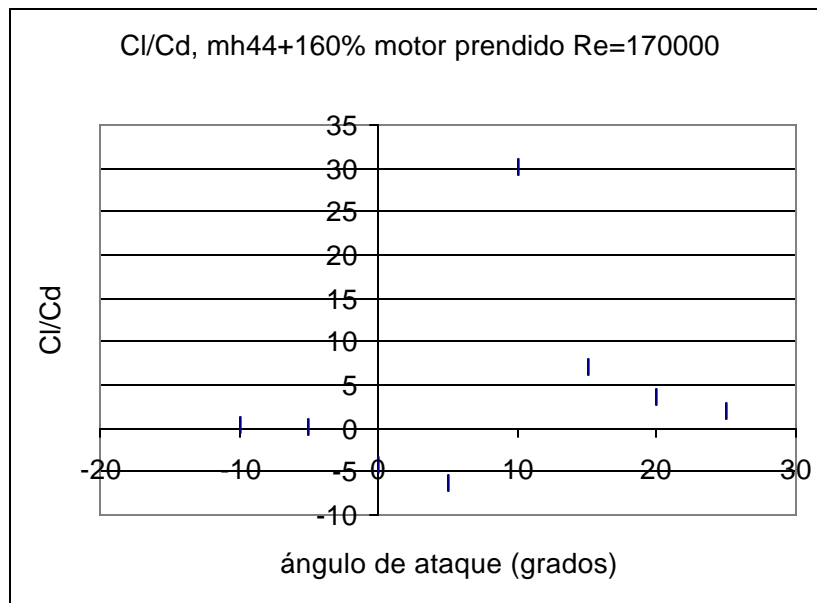
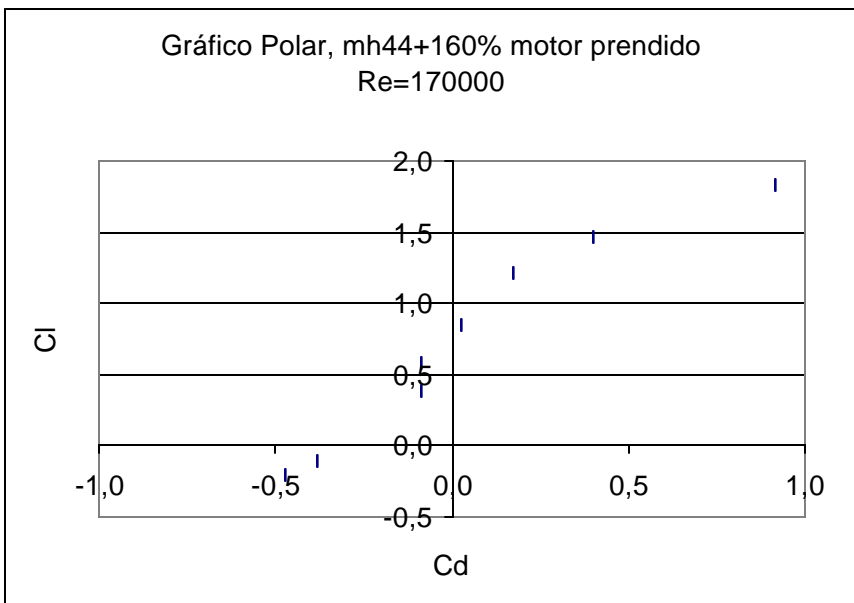
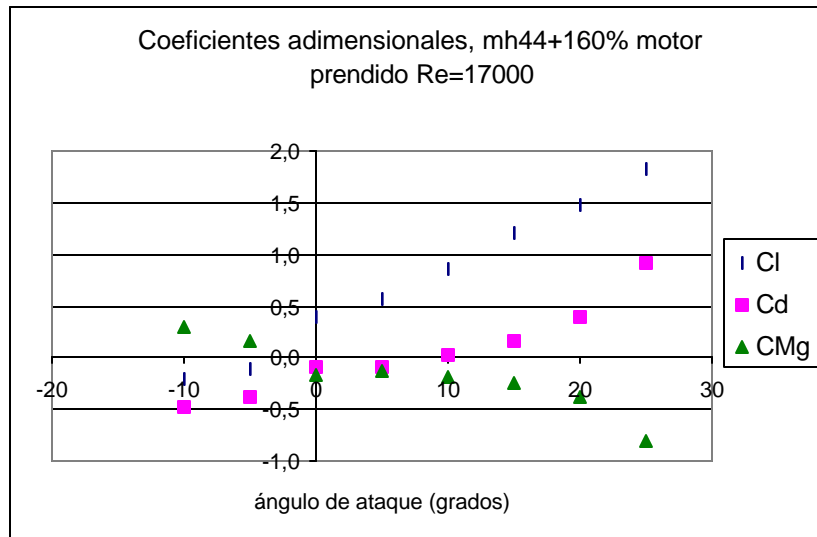
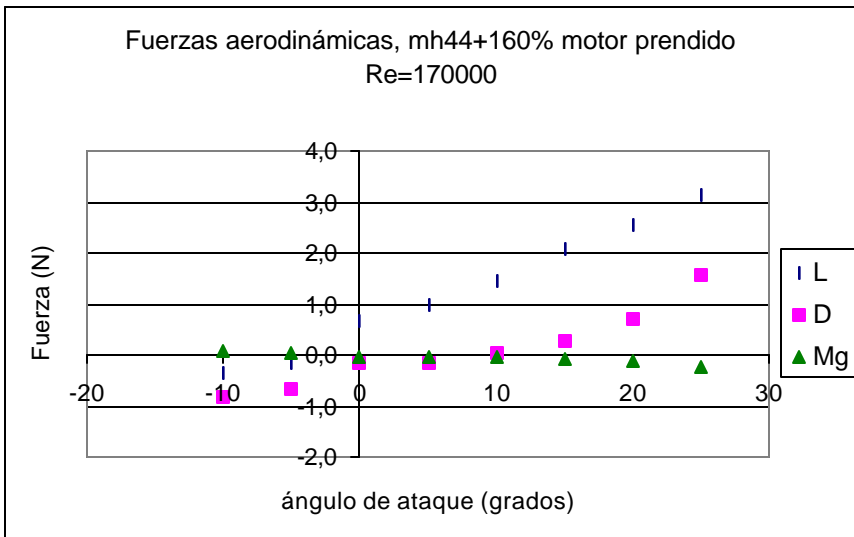


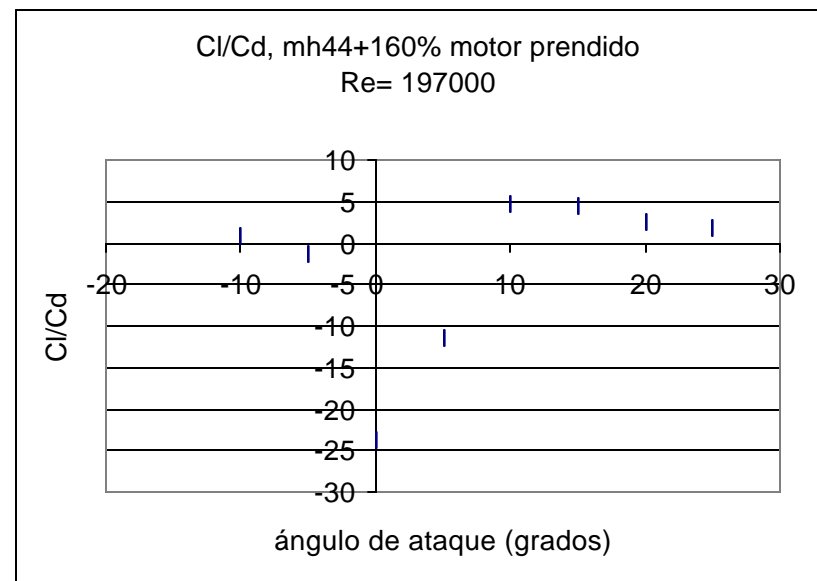
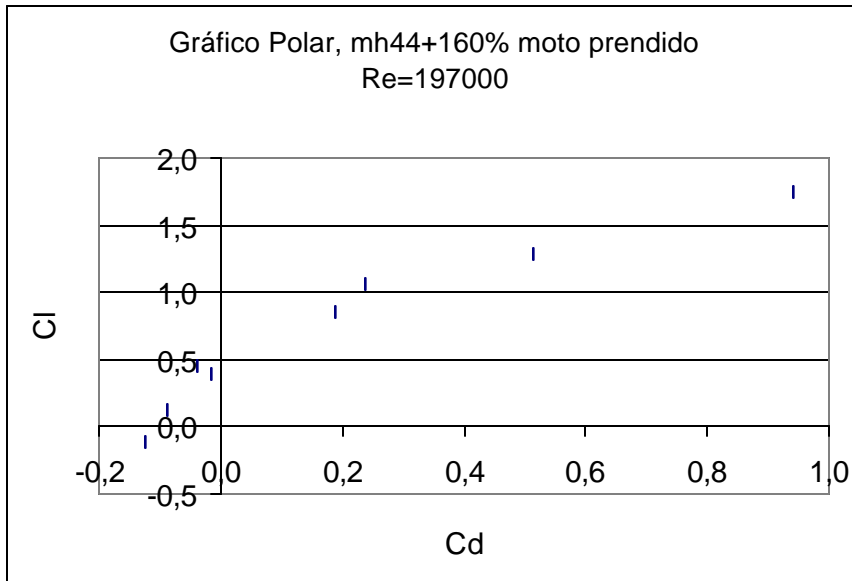
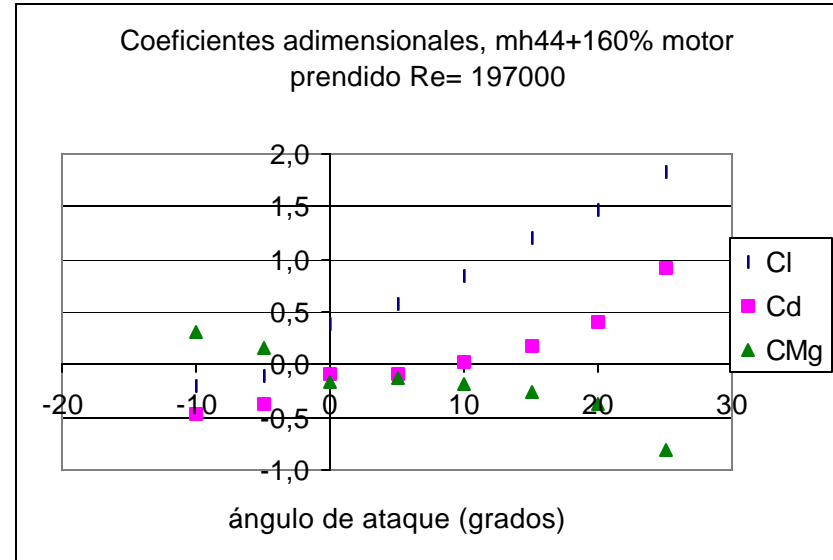
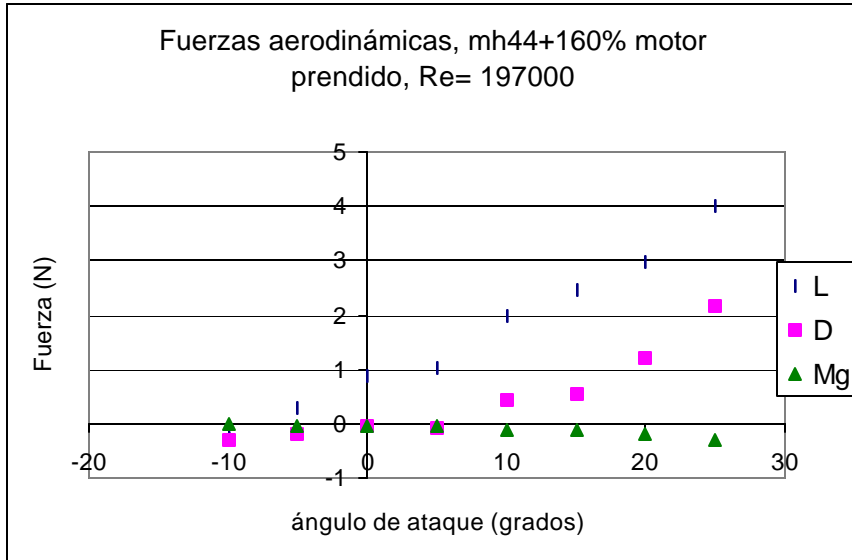












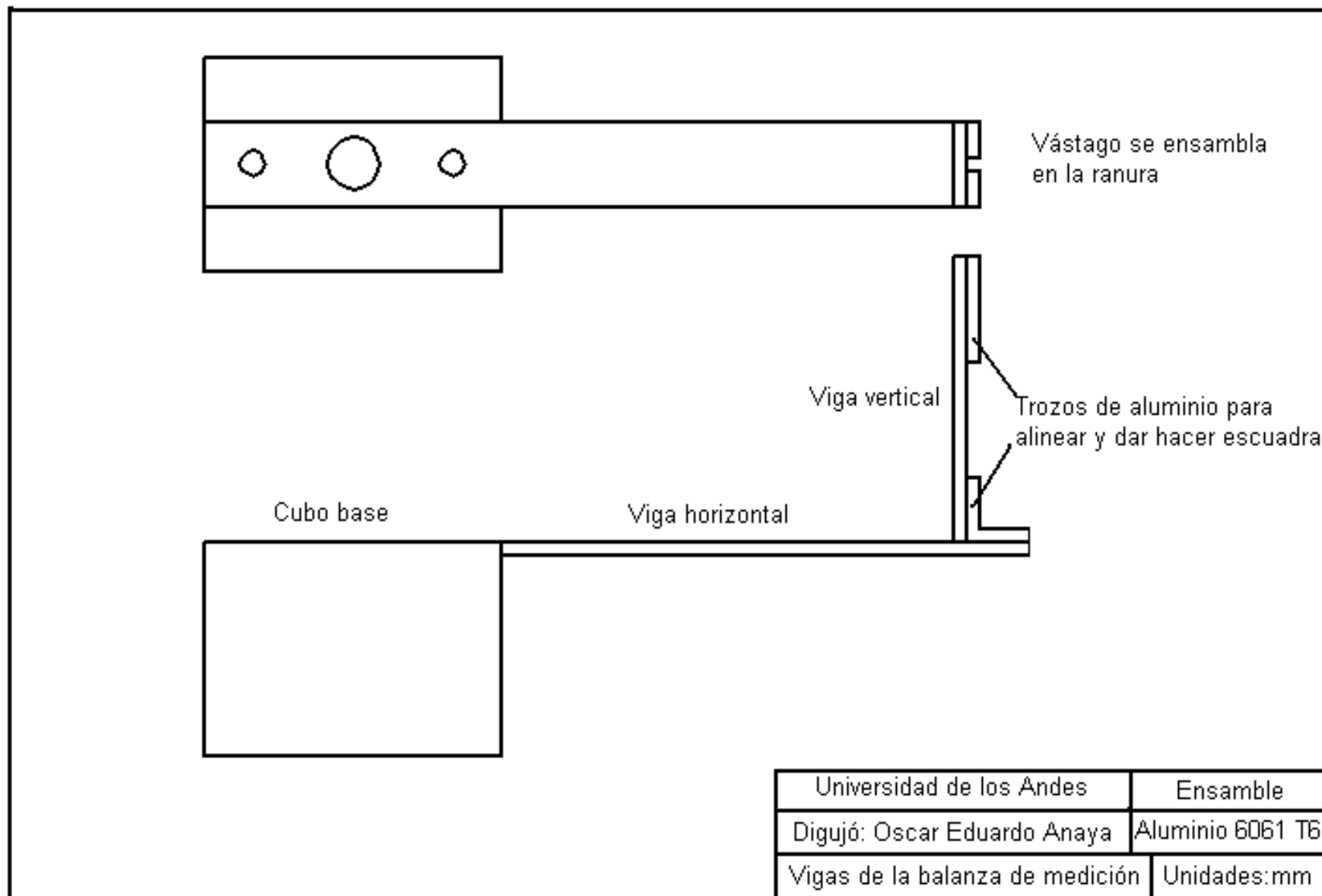


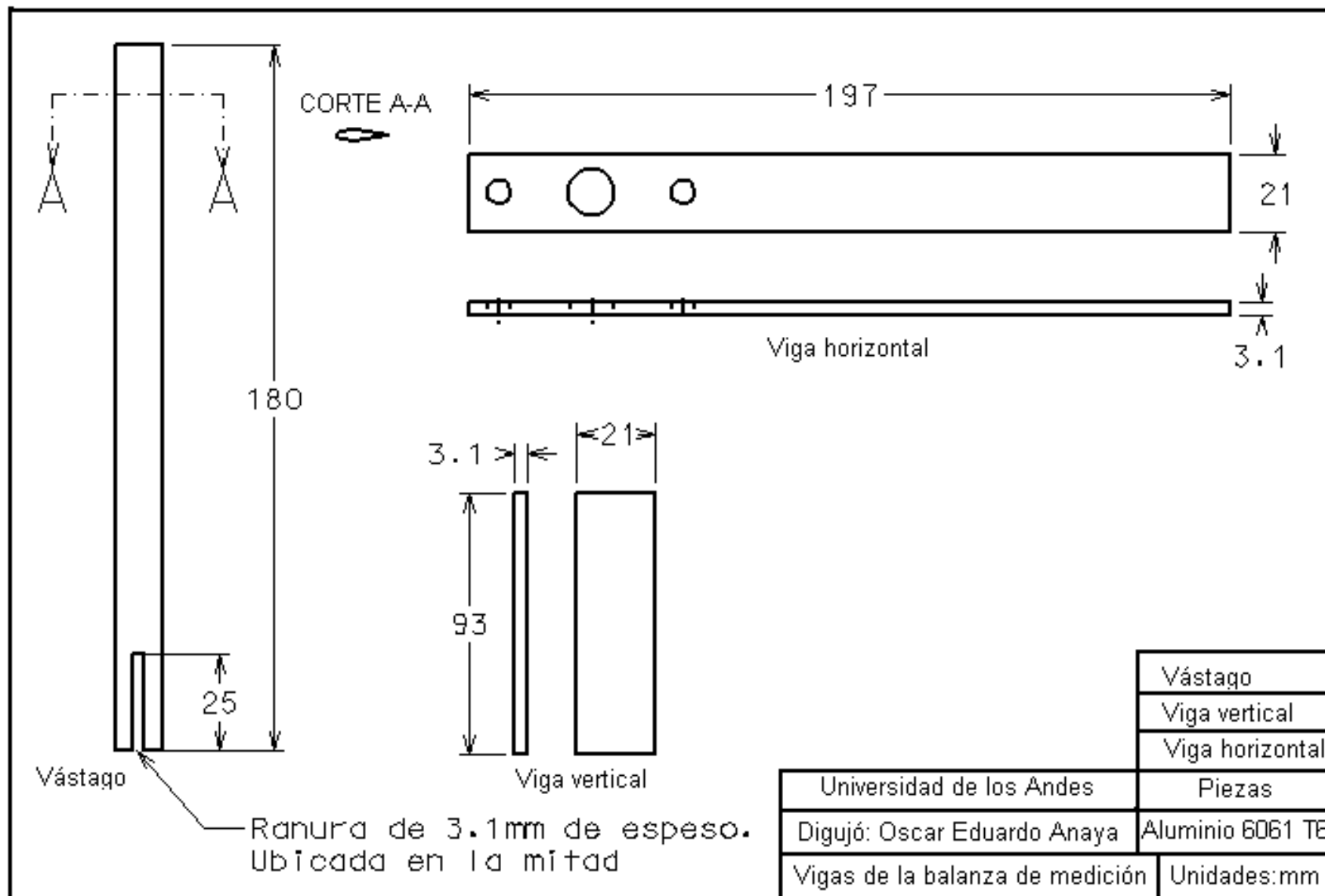
**ANEXO C**  
**GEOMETRÍA COMPLETA DE LA BALANZA DE MEDICIÓN TIPO LEBOW Y SOPORTE**

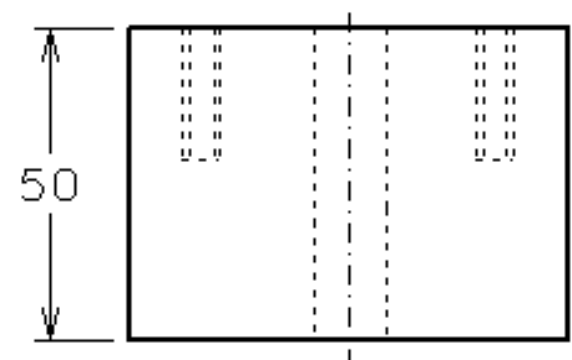
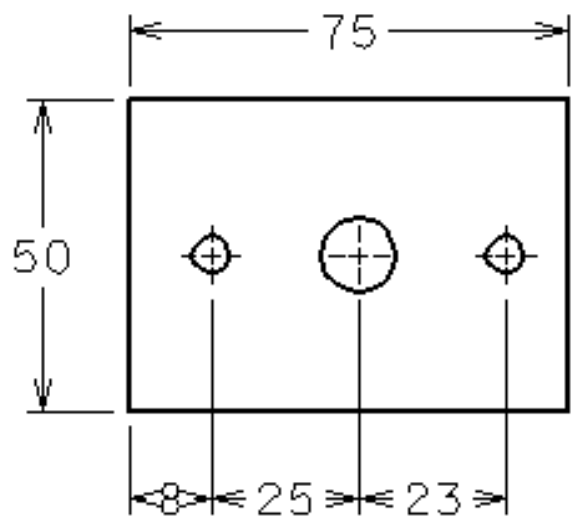
Plano 1: Ensamble de la balanza

Plano 2: viga horizontal, viga vertical y vástago

Plano 3: Cubo soporte y variador de ángulo de ataque







Cubo del soporte

Variador de ángulo de ataque

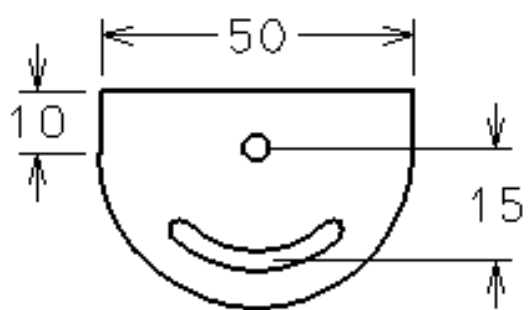


Lámina de aluminio 1mm de espesor

	Cubo
	Variador
Universidad de los Andes	Piezas
Digujó: Oscar Eduardo Anaya	Aluminio 6061 T6
Vigas de la balanza de medición	Unidades:mm