T
622.26
U679

ESPOL
CIB
D-9148

ESCUELA SUPERIOR POLITECNICA DEL LITORAL

Facultad de Ingeniería Mecánica

"DISEÑO, CONSTRUCCION Y EVALUACION DE UN TRANSDUCTOR DE FUERZAS PARA UN TUNEL SUBSONICO DE VIENTO"

TESIS DE GRADO

Previa la obtención del Título de:

INGENIERO MECANICO

Presentada por:

MARIO URQUIZO C.

Guayaquil - Ecuador

1.988

A G R A D E C I M I E N T O

A LA ESCUELA SUPERIOR POLITECNICA DEL LITORAL

Al Ing. GUILLERMO URQUIZO Director de Tesis, por su ayuda y colaboración para la realización de este trabajo.

A todas las personas que de una forma u otra colaboraron en el desarrollo de esta tesis.

D E D I C A T O R I A

A MIS PADRES

A MIS HERMANOS

ING. MARCOS TAPIA Q.

Sub-Decano de la F.I.M

ING. GUILLERMO URQUIZO

Director de Tesis

ING. GALO BETANCOURT

Tribunal de Tesis

ING. EDUARDO ORCES P.

Tribunal de Tesis

ING. GUILLERMO URQUIZO C.
Director de Tesis

DECLARACION EXPRESA

"La responsabilidad por los hechos, ideas y doctrinas expuestos en esta tesis, me corresponden exclusivamente; y, el patrimonio intelectual de la misma, a la ESCUELA SUPERIOR POLITECNICA DEL LITORAL".

(Reglamento de Exámenes y Títulos Profesionales de la ESPOL).

Mario Urquizo

MARIO URQUIZO CALDERON

R E S U M E N

Este trabajo consistirá basicamente de cuatro partes: las dos primeras de caracter conceptual y las dos últimas de caracter práctico y evaluativo. Conciernen todas ellas al diseño, construcción y evaluación de un dispositivo capaz de medir fuerzas aerodinámicas en un túnel subsónico de viento.

En la primera parte se hará una introducción y se plantearán los objetivos a seguir en la realización de nuestro instrumento, formulando las aplicaciones del mismo.

En la segunda parte se hará una pequeña síntesis de los fundamentos teóricos que nos ayudarán a comprender: tanto la forma de operación de nuestro instrumento, como de los fenómenos (en este caso fuerzas aerodinámicas) que éste va a medir.

La tercera parte se iniciará con un planteamiento de las alternativas de diseño, veremos los alcances y limitaciones de nuestro dispositivo y de dispositivos

alternos. Comenzaremos el diseño mecánico de nuestro instrumento, seleccionando materiales, medidas, formas, etc. Luego daremos una reseña de como se hizo la construcción del mismo, la forma en que se lo instrumentó y como se lo calibró; de tal manera que éste quedara listo para realizar las funciones para las cuales había sido diseñado.

En la última parte se evaluarán los resultados obtenidos, dándonos cuenta en forma real de su funcionamiento, sus alcances y sus limitaciones, así como la forma de mejorarlo, dando una pauta para futuros trabajos que podrían realizarse sobre este tema.

I N D I C E G E N E R A L

Pag.

RESUMEN..... 7

INDICE GENERAL..... 9

INDICE DE ABREVIATURAS..... 11

INTRODUCCION..... 12

I. INTRODUCCION

1.1 Objetivo del proyecto..... 14

1.2 Aplicaciones generales..... 16

II. FUNDAMENTOS TEORICOS

2.1 Introducción al análisis experimental de esfuerzos..... 20

2.2 Teoria básica de fuerzas aerodinámicas... 36

III. TRABAJO EXPERIMENTAL

3.1 Diseño..... 69

3.i.i Evaluación de las distintas alternativas para la medición de fuerzas en un túnel subsónico de viento..... 69

3.i.2 Relaciones entre lecturas de deformación y lecturas de fuerzas.... 91

3.i.3 Seccionamiento de componentes, Análisis de resistencias y optimización de las lecturas de deformación.....104

3.1.4 Disposición de los sistemas de strain gages en el instrumento..... 126

3.2 Construcción..... 130

3.3 Calibración..... 131

3.4 Obtención de datos experimentales a partir del instrumento..... 139

IV. ANALISIS DE RESULTADOS..... 152

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES..... 156

APENDICES..... 162

BIBLIOGRAFIA..... 186

INDICE DE ABREVIATURAS

b = Ancho de la viga
α = Angulo de ataque
θ = Angulo de inclinación de la plataforma
P = Carga aplicada a una viga
Γ = Circulación
Ca = Coeficiente de arrastre
Cm = Coeficiente de momento
Cs = Coeficiente de sustentación
μ = Coeficiente de viscosidad
R = Constante de los gases
ϵ = Deformación
y = Deflexión
δ = Densidad
σ = Esfuerzo
h = Espesor de la viga
Fa = Fuerza de arrastre
Fl = Fuerza lateral
Fs = Fuerza de sustentación
I = Inercia
p = Longitud de la plataforma
L = Longitud de la viga
E = Módulo de elasticidad
Mc = Momento de cabeceo
Mv = Momento de volteo
Md = Momento de derrapamiento o guiñada
M = Número de Mach
P = Presión
T = Temperatura absoluta
V = Velocidad de la corriente libre
a = Velocidad del sonido en el medio
τ = Viscosidad cinemática

BIBLIOTECA

I N T R O D U C C I O N

El presente trabajo trata sobre el Diseño, Construcción y Evaluación de un Transductor de Fuerzas para un Túnel Subsónico de Viento. Hace algunos años existía un instrumento de este tipo en el Laboratorio de Fluidos de la FIM, dicho instrumento en la actualidad está inservible, siendo su costo de reemplazo de aproximadamente $ 9.000 dólares.

Debido a que el estudio de las fuerzas que produce el viento sobre un cuerpo es de fundamental importancia en la mecánica de los fluidos, se hizo indispensable contar en la Facultad de Ingeniería Mecánica con un instrumento que sea capaz de medir estas fuerzas. El equipo adquirido con fondos del Proyecto BID-ESPOL I (túnel de viento y transductor de fuerzas para medir arrastre y sustentación) sirve para medir las fuerzas aerodinámicas sobre cualquier cuerpo y complementa a nivel práctico el estudio de la materia "Mecánica de Fluidos".

Como el instrumento sensor de las fuerzas aerodinámicas está dañado y su costo de reposición es muy alto, se

decidió el construirlo localmente como parte del proyecto de construcción de equipos del Area de Diseño y Producción con fondos del proyecto BID-ESPOL II.

El transductor será capaz de obtener la fuerza resultante sobre cualquier cuerpo o aeroforme descomponiendola en sus seis componentes, siendo más completo que el transductor antiguo ya que éste era capaz de sacar la fuerza resultante solo en forma bidimensional (2 componentes).

Con la ayuda del transductor se podrán además realizar investigaciones un poco más profundas acerca de las fuerzas aerodinámicas, sirviendo éste como una herramienta útil para el desarrollo de futuros proyectos de investigación realizados por la ESPOL.

CAPITULO I

INTRODUCCION

1.1 OBJETIVO DEL PROYECTO

EL objetivo de este proyecto es el diseño, construcción y calibración de un instrumento capaz de medir las fuerzas del viento sobre cualquier cuerpo o aeroforme.

Porque el estudio de las fuerzas que produce el viento sobre un cuerpo es de fundamental importancia en la mecánica de los fluidos, el instrumento proporcionará una ayuda fundamental para la comprensión práctica del comportamiento de cualquier clase de cuerpo bajo la acción de dichas fuerzas; pudiendose hacer prácticas de laboratorio que ayuden al estudiante a comprender el comportamiento de éstas, sus aplicaciones, características, etc.

Debido a la facilidad que habrá para ver los resultados de la práctica, simultáneamente a la realización de la misma, gracias al sistema de

adquisición de datos que en el futuro tendrá el instrumento conectado con una microcomputadora; se podrán manipular fácilmente los resultados de la práctica y sacar las debidas conclusiones.

Además, el instrumento servirá para el desarrollo de futuros proyectos de investigación realizados por la ESPOL. Adicionalmente la utilidad del proyecto se evidencia al pensar que va a servir, en la Facultad de Ingeniería Mecánica, de complemento al Túnel Subsónico de Viento, instrumento ahora sin uso por la falta de un Transductor de Fuerzas.

Por otra parte, si este instrumento se lo importase, su probable costo sería del orden de los 8.000 dólares. Y aún en el caso de que los costos fuesen iguales, será preferible la construcción nacional por el avance tecnológico que ésto representa.

El dispositivo deberá tener una gran versatilidad para medir fuerzas en toda clase de modelos aerodinámicos. Siempre que existe un movimiento relativo entre un cuerpo sólido y un fluido, en el cual éste se encuentra sumergido, el cuerpo experimenta una fuerza neta F debido a la acción del fluido, la cual se puede descomponer en una fuerza paralela (fuerza de arrastre) y en una perpen-

BIBLIOTECA

dicular (fuerza de sustentación) a la dirección del movimiento. A más de esto, dependiendo de las características del cuerpo que está siendo analizado, se pueden obtener momentos sobre cada uno de los ejes coordenados, siendo estos.- El momento de cabeceo, de volteo y el de derrapamiento. Un gráfico mostrandonos estas fuerzas y momentos se lo muestra en la figura 1.1

Debido a que en muy pocos casos estas fuerzas se pueden calcular de modo analítico, tenemos muchas veces que recurrir a resultados experimentales.

1.2 APLICACIONES GENERALES

El propósito de la medición de cargas en un modelo en un túnel de viento es poder suministrar los valores de fuerzas y momentos, de tal manera que éstos puedan ser corregidos debido a los efectos de las paredes del túnel y a efectos de escala. Pudiendo luego utilizar estos valores para predecir el funcionamiento de un cuerpo en escala normal.

En la mayoria de los casos, las pruebas sobre prototipos a escala normal son imposibles desde el punto de vista económico y práctico. Si predecimos el comportamiento de un prototipo a partir

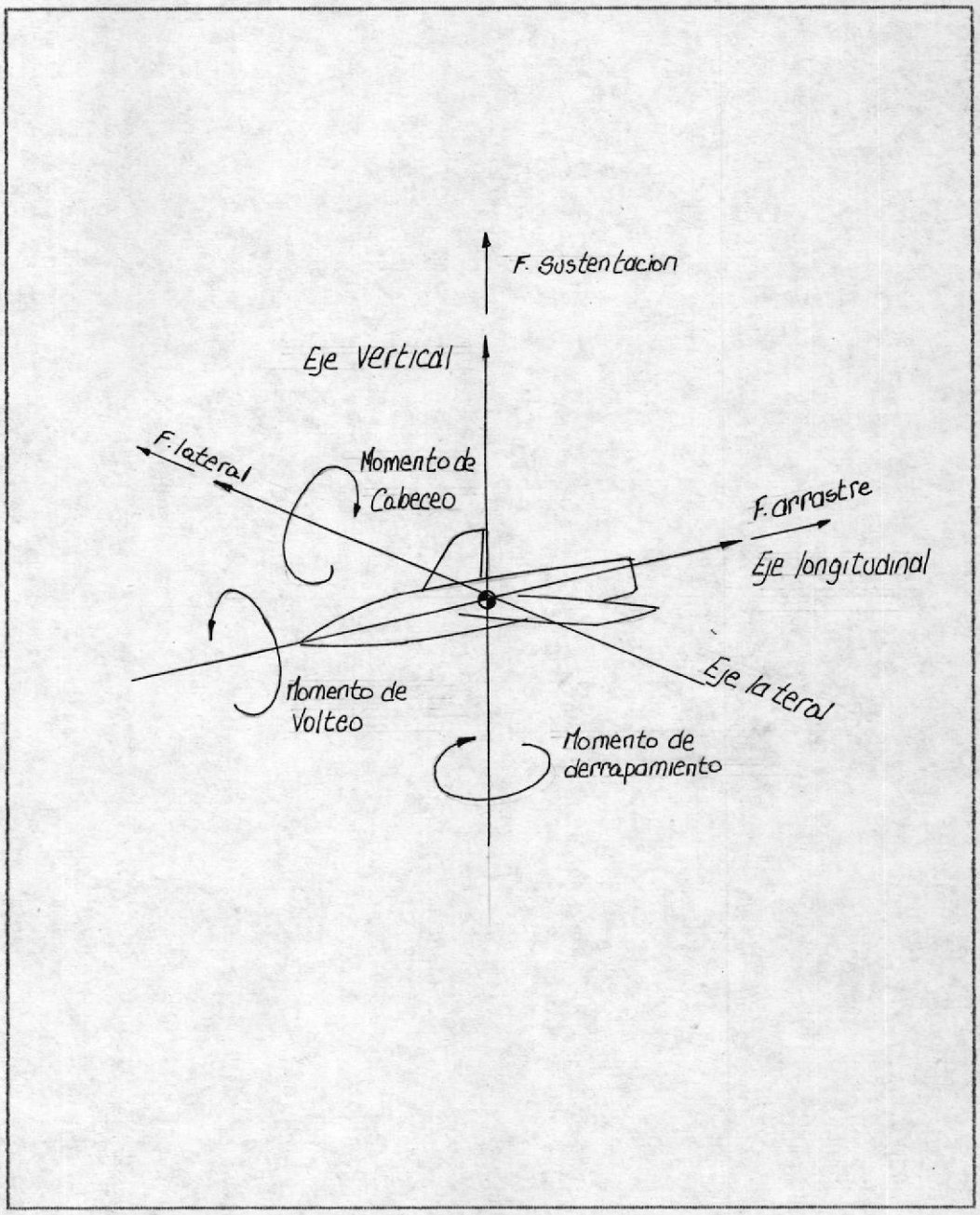


Fig.Nº1.1 SISTEMA DE FUERZAS AL QUE ESTA SOMETIDO UN CUERPO EN MOVIMIENTO A TRAVES DE UNA CORRIENTE DE AIRE.

de los datos experimentales obtenidos de un modelo a escala de dicho prototipo, nos habremos ahorrado mucho tiempo, dinero y esfuerzo.

Entre una de las aplicaciones que podriamos mencionar está la investigación en fuentes no convencionales de energía (energía eólica). Por medio del túnel y del transductor se puede investigar la acción de las fuerzas del viento sobre los alabes de un determinado tipo de molino y así predecir el funcionamiento de éste en un prototipo a escala normal. Los resultados obtenidos serían muy útiles para el diseño de esta clase de aparatos.

Con el transductor se podría tambien investigar la acción del viento sobre estructuras metálicas (tal es el caso de antenas parabólicas o equipos de telecomunicación), que por sus caracteristicas de operación están sometidas a fuerzas aerodinámicas considerables.

Se podría también hacer un estudio que conduzca a la optimización del tamaño y espesor de puertas y ventanas de vidrio, evitando cualquier posible fallas de las mismas en los edificios del gran altura sometidos a fuerzas aerodinámicas de gran magnitud.

Las aplicaciones del este tipo de dispositivos en el campo de la aeronáutica son obvias, gran parte de los adelantos que se han obtenido en este campo en los últimos años, no hubieran sido posibles si no se contara con las pruebas experimentales de modelos a escala en túneles de viento.

CAPITULO II

FUNDAMENTOS TEORICOS

2.1 INTRODUCCION AL ANALISIS EXPERIMENTAL DE ESFUERZOS

En este capítulo haremos una síntesis de los dos principales métodos y técnicas que se utiiizan en el análisis experimental de esfuerzos. Ellos son:

1.- Método de los recubrimientos quebradizos.

2.- Método de los medidores de deformación.

Cada uno de estos métodos tienen distintas ventajas y desventajas, aunque su criterio de funcionamiento es el mismo (medir la deformación de un determinado elemento que está siendo sometido a cargas).

A continuación daremos una introducción de estos métodos, sus alcances y sus limitaciones, para darnos una idea de su gran versatilidad y eficacia en la resolución de una amplia gama de problemas industriales.

1 Método de recubrimientos quebradizos

En este método se recubre a la pieza que está siendo analizada con una delgada lámina de recubrimiento de características quebradizas. Cuando se somete ésta a un estado de cargas, las deformaciones que se producen son transmitidas a los recubrimientos, lo cual produce un sistema de esfuerzos en el recubrimiento y su falla final por agrietamiento. Debido a que el recubrimiento es diseñado para que falle a bajos niveles de esfuerzo, el componente no es sobreestresado, pudiendose clasificar este método como de no destructivo.

Las principales ventajas del método de recubrimientos quebradizos son:

1.- Nos da en forma muy aproximada los datos para el componente al ser analizado como un todo, en cuanto a la magnitud y dirección de los esfuerzos principales, librándonos de hacer un tedioso análisis punto por punto.

2.- No requiere de la construcción de un modelo y puede ser aplicado a un prototipo del componente real que está siendo estudiado.

3.- Porque este método puede ser aplicado al componente real de la máquina en operación,

no es necesario simular o conocer el valor de las cargas que actúan sobre el componente.

4.- Los valores obtenidos son convertidos a esfuerzos de una manera muy simple, sin un complejo análisis matemático.

Las principales desventajas de este método son:

1.- La precisión o exactitud de la medida depende mucho de las variaciones de temperatura y humedad durante la prueba.

2.- La exactitud también depende en menor grado del grosor de la capa del recubrimiento y de la biaxialidad de los esfuerzos que están siendo medidos.

3.- Se necesitan deformaciones mayores de 0.001-mt /mt para producir fisuras (más o menos el punto de fluencia del acero de bajo carbono); consecuentemente el agrietamiento causado en este material nos indicará una deformación por fluencia, antes de una deformación elástica (ref. 1).

4.- Los recubrimientos quebradizos fallan cuando se somete a la pieza a tracción, no se puede hacer un análisis de un espécimen sometido a compresión.

Esfuerzos en el recubrimiento

El recubrimiento quebradizo es usualmente rociado sobre el componente, objeto del específico estudio, hasta que éste tenga un grosor entre 0.05 y 0.2 mm. Después que el recubrimiento haya secado a temperatura ambiente o haya sido curado en un horno a una temperatura entre 200 y 300 °C (ref. 2), el componente es sometido a un sistema de cargas, que provoca grietas en la capa de recubrimiento, debido a los esfuerzos en ésta. Los esfuerzos principales en el espécimen, perpendiculares al agrietamiento en el recubrimiento, se hallan al usar la ecuación:

$$\sigma s = Es * \epsilon t \quad \text{(ref. 2)} \qquad (2\text{-}1)$$

donde:

σs = esfuerzos principales en el espécimen en la localización del agrietamiento de la fisura.

Es = módulo del material del espécimen.

ϵt = límite requerido de deformación para el agrietamiento del recubrimiento cuando el espécimen está sujeto a un estado de esfuerzos uniaxiales.

Esta ecuación para el cálculo de los esfuerzos principales es extremadamente simple y es ampliamente aceptada como suficientemente precisa para

el trabajo con recubrimientos quebradizos; sin embargo, se desprecia la influencia de los estados de esfuerzos biaxiales, los cuales son encontrados usualmente en la práctica. Para el caso de esfuerzos biaxiales también hay ecuaciones con las que se pueden calcular los esfuerzos principales (ref. 3).

2. Método de los medidores de deformación

El desarrollo de los medidores de deformación ha seguido muchos diferentes caminos. Medidores han sido desarrollados basados en principios mecánicos, eléctricos, ópticos y neumáticos.

2a Medidores de deformación por métodos mecánicos

El más alto nivel de magnificación puramente mecánica fue alcanzado probablemente por el extensómetro del tipo Huggenberger y Porter Lipp, el cual alcanza medidas de deformación tan bajas como 0.00001 mt /mt (ref. 4).

La principal desventaja de estos aparatos es su excesivo tamaño, pues la mínima distancia sobre la cual se puede hacer una lectura es de 12.7 mm (1/2 plg), lo cual dificulta la medida

de la deformación en zonas de alta concentración de esfuerzo tales como filetes, agujeros, etc., en donde este tipo de extensómetro nos daria una lectura de la deformación promedio y no de la deformación máxima.

2b Medidores de deformación ópticos

Su ventaja sobre los instrumentos mecánicos deriva del hecho de la facilidad del manejo del rayo de luz, motivado por la carencia de peso de éste y por estar libre de fricción. Uno de los extensómetros que usa este principio es el de Tuckerman, el cual tiene una sensitividad de 0.000002 mt/mt (ref. 4).

La desventaja de este instrumento es su tamaño, la longitud mínima medible es de 6.35 mm (1/4 plg).

2c Medidores de deformación eléctricos

El extensómetro eléctrico más importante es el del tipo de resistencia; dos extensómetros eléctricos, menos utilizados que el primero, son el del tipo de capacitancia y el del tipo de inductancia.

El medidor de deformación de capacitancia está compuesto de un condensador, la capacidad del cual puede ser hecha para que varíe con la deformación.

Entre los medidores de deformación por inductancia está el transformador diferencial lineal, el cual es excelente para convertir desplazamiento mecánico en una señal eléctrica.

Entre las desventajas de este tipo de medidores está su peso, complejidad del circuito eléctrico y su indeseable sensibilidad a las vibraciones.

Extensómetro de resistencia eléctrica

El extensómetro de resistencia eléctrica es sin duda la herramienta más importante para el analista de esfuerzos, consiste de un filamento de muy pequeño diámetro o una hoja delgada metálica montada en papel o plástico. El material usado en el filamento tiene entre sus propiedades una variación lineal de su resistencia eléctrica con la deformación.

Con el fin de medir la deformación en una máquina o miembro estructural, uno o más de

estos medidores son pegados a la superficie a ser ensayada, conectando los medidores de deformación a un dispositivo eléctrico que registre pequeños cambios de resistencia, tal como el puente de Wheatstone. Una vez hecho ésto, las deformaciones en la superficie serán fácilmente sensadas en la dirección del eje sensor.

Factor del medidor

La variación de la resistencia con respecto a la variación en la deformación, es una característica del medidor de deformaciones, y es una constante en todo el intervalo de deformación elástica para el medidor. A esta constante se la conoce como factor del medidor (F M), matemáticamente tenemos:

$$F.M. = (\Delta R/R)/(\Delta L/L) \qquad (2\text{-}2)$$

donde:

ΔR = cambio de resistencia del medidor

R = resistencia nominal del medidor

$\Delta L/L$= deformación unitaria.

despejando $\Delta R/R$ de la ecuación 2-2 tenemos:

$$\Delta R/R = F.M.*\Delta L/L = F.M.*\epsilon \qquad (2\text{-}2a)$$

despejando el valor de ϵ tenemos:

$$\epsilon = \frac{\Delta R/R}{F.M.}$$

donde:

ϵ = deformación unitaria.

El factor del medidor depende del material del extensómetro de resistencia eléctrica. Los materiales más usados son las aleaciones cobre-níquel (Constantan) con un F.M.≈2 o la aleaciones níquel cromo-hierro con un F.M.≈3 (ref. 1).

A mayor factor del medidor, mayor es su señal eléctrica de salida, por tanto mayor es la sensibilidad del mismo.

Debido a que ΔR es una cantidad muy pequeña, del orden de milésimas de ohmio, se usa generalmente como dispositivo sensor de estos pequeños cambios de resistencia un puente de Wheatstone, el cual es muy sensible a pequeños cambios de resistencia.

Puente de Wheatstone

Un circuito de puente de Wheatstone se lo puede ver en la figura 2.1.

Se define que el puente de Wheatstone está balanceado cuando no fluye corriente a través

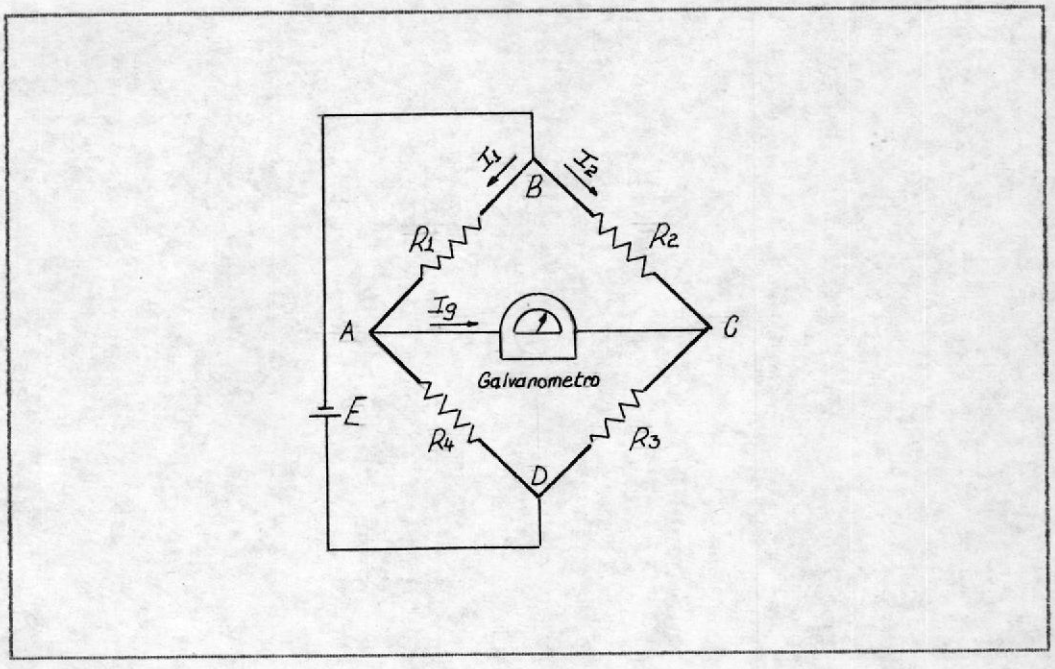


Fig.Nº2.1 CIRCUITO DE PUENTE DE WHEATSTONE.

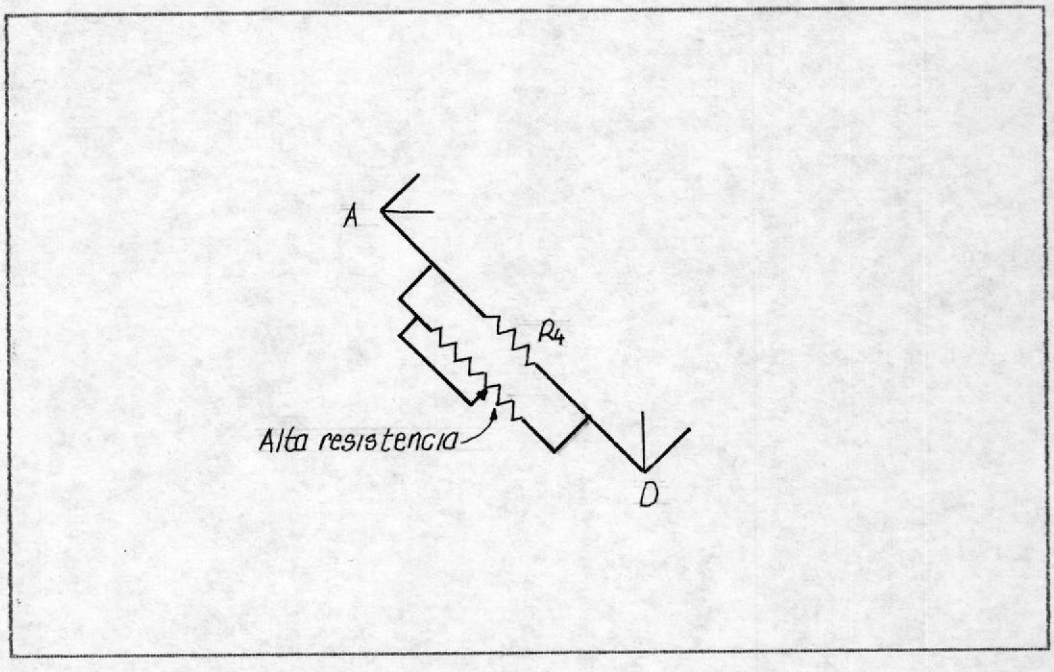


Fig.Nº2.2 CIRCUITO CON UNA ALTA RESISTENCIA EN PARALELO A R_4.

del galvanómetro (Ig=0); Por otro lado, estará desbalanceado cuando el paso de una corriente provoque una deflexión en la aguja del galvanómetro.

El puente de Wheatstone en conjunto con los extensómetros de resistencia eléctrica, puede ser usado como instrumento de "salida nula" (puente balanceado) o instrumento de "salida de deflexión" (puente desbalanceado).

Puente de Wheatstone usado como instrumento de "salida nula"

Si consideramos la ley de Ohm V=I*R, cuando el puente está balanceado no fluye corriente a través del galvanómetro. El voltaje en A es igual al voltaje en C, la caída de voltaje de B a A es igual a la de B a C. Como no fluye corriente a través del galvanómetro, la corriente que pasa por R_1 es la misma que pasa por R_4, y la que pasa por R_2 la misma que por R_3.

Tenemos que:

$$I_1 * R_1 = I_2 * R_2 \qquad (2-3)$$

$$I_1 * R_4 = I_2 * R_3 \qquad (2-4)$$

dividiendo (2-3) para (2-4):

$$R_1 * R_3 = R_2 * R_4 \qquad (2\text{-}5)$$

despejando R_1:

$$R_1 = R_4 * R_2 / R_3 \qquad (2\text{-}6)$$

Si R_1 fuera un medidor de deformación que estuviera pegado a un elemento estructural dado. Al producirse un estado de cargas en dicho elemento, se produce un cambio de resistencia en el medidor originado por el cambio en la deformación del elemento, este cambio origina un desbalance en el puente. Para balancearlo habría que ajustar el valor de una de las otras resistencias de tal manera que se cumpla la ecuación 2-5.

Se podría usar R_4 para balancear el puente, midiendo su valor antes y después de que se ajuste el balance; pudiendo luego, con estos dos valores de R_4, sacar los valores de R_1 antes y después de que se produzca la deformación con la ecuación 2-6.

Con este valor de cambio de resistencia ΔR y usando la ecuación (2.2a) podemos obtener la deformación del elemento (ϵ).

Debido a que los cambios de resistencia son pequeños, se acostumbra a usar una alta resistencia en paralelo con R_4, obteniendo asi una

mayor sensibilidad como se muestra en la figura 2-2.

Puente de Wheatstone usado como instrumento de salida de deflexión

Bajo condiciones de desbalance en el puente de Wheatstone y utilizando las leyes de Kirchoff de los nodos y de las mallas ((1) suma de las corrientes individuales que llegan y salen de un nodo deben ser iguales a cero y (2) la suma de voltajes a través de cualquier circuito cerrado debe ser igual a cero). Se tiene al hacer un análisis en cada una de las 3 mallas indicadas en la figura 2-3 lo siguiente:

Para la malla 1,

$$I_1(R_1+R_4) - IgR_4 = E \qquad (2-7)$$

para la malla 2,

$$I_1R_1 - I_2R_2 + IgRg = 0 \qquad (2-8)$$

y para la malla 3

$$-R_4I_1 + Ig(Rg + R_3 + R_4) - R_3I_2 = 0 \qquad (2-9)$$

Resolviendo para Ig, obtenemos la ec 2-10:

$$Ig = \frac{E(R_2R_4 - R_1R_3)}{R_2(R_1+R_4)(Rg+R_3+R_4)+R_1R_3R_4-R_2R_4^2+RgR_3(R_1+R_4)}$$

$(2R^2)(2R+R_3)+3R = R^2+2R^2R_3$

Para el caso en que en todas las ramas tengan la misma resistencia nominal, al ocurrir un

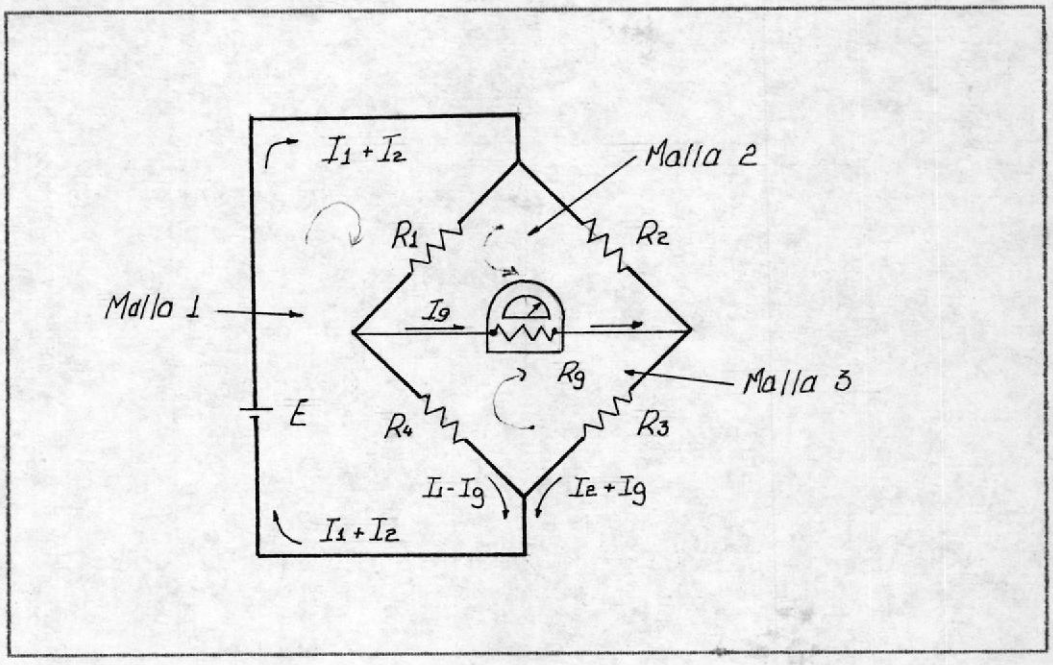


Fig.Nº2.3 PUENTE DE WHEATSTONE (DIAGRAMA DE CORRIENTES, NODOS Y MALLAS).

pequeño cambio de resistencia ΔR en una de las ramas, la ecuación 2-10 se reduce a:

$$Ig = (E*\Delta R/R)/(4(R+Rg)) \qquad (2-11)$$

Rg es la impedancia de carga sensada por el circuito puente, puede ser la resistencia de un galvanómetro, microamperímetro o la impedancia de entrada de un amplificador.

De las ecuaciones 2-2 y 2-11, El voltaje de salida del puente será:

$$Eo = Ig*Rg = E*(F.M.)*\epsilon Rg/4(R+Rg) \qquad (2-12)$$

Por lo que la deformación en función del voltaje de salida del puente es:

$$\epsilon = 4(R+Rg)Eo/E*F.M.*Rg \qquad (2-12a)$$

Si se permiten cambios de resistencia en todas las ramas, caso de puente completo, el voltaje de salida será:

$$Eo = \frac{ERg}{4(R+Rg)}(\Delta R_1/R_1 - \Delta R_2/R_2 + \Delta R_3/R_3 - \Delta R_4/R_4) \qquad (2-13)$$

Si los medidores de deformación R_2 y R_4 se someten a deformaciones de la misma magnitud pero de sentido contrario a las de R_1 y R_3, los cambios de resistencia se sumarán quedándonos:

$$Eo = E*F.M.*\epsilon*Rg/R+Rg \qquad (2-14)$$

Despejando ϵ tenemos:

$$\epsilon = Eo(R+Rg)/E*F.M.*Rg \qquad (2.14a)$$

Esta disposición de los medidores de deformación se utiliza mucho cuando se quiere aumentar la sensibilidad del dispositivo sensor. Este es el caso de vigas sometidas a flexión, en las que se producen deformaciones de sentido contrario tanto en la parte superior como en la inferior. En consecuencia, poniendo medidores de deformación en estas dos partes y colocando a éstos adecuadamente en el puente de Wheatstone, se podría doblar la señal de salida del circuito puente.

Se han desarrollado muchos intentos en tratar de perfeccionar un medidor de deformación universal, este medidor ideal debería ser (ref. 1):

1.- Extremadamente pequeño en tamaño.
2.- De masa insignificante.
3.- Fácil de pegar al miembro que está siendo analizado.
4.- Altamente sensible a las deformaciones.
5.- Inalterable en condiciones de temperatura, vibración, humedad, etc, que son usualmente encontradas en componentes de máquinas bajo condiciones de servicio.

6.- Capaz de indicar deformaciones estáticas y dinámicas.

7.- Capaz de poder indicar los datos en un sistema de registro.

8.- Caracterizado por una longitud infinitesimal.

9.- Barato.

Ninguno de los medidores hasta aqui presentados exhiben todas las propiedades requeridas para un dispósitivo óptimo; sin embargo, el extensómetro de resistencia eléctrica es el que mas se aproxima a los requerimientos necesarios para ser considerado como tal.

Las características principales tales como sensibilidad y mínima longitud medible de algunos de los medidores de deformación más importantes, se muestran en la tabla I (ref. 4).

2.2 TEORIA BASICA DE FUERZAS AERODINAMICAS

Inicialmente haremos un estudio acerca de las propiedades físicas del aire que influyen en la medición de fuerzas en un túnel de viento, para luego hacer un análisis teórico de las fuerzas a ser medidas, sus características y aplicaciones.

TABLA I (Ref. 4)

TIPO DE MEDIDOR DE DEFORMACIONES	SENSIBILIDAD (mt/mt)	MINIMA LONGITUD MEDIBLE (mm)
-Medidor de deformación del tipo resistencia	0.000001	3.8i
-Medidor del tipo capacitancia	------	----
-Indicador de carátula	0.0001	
-Micrómetro	0.0001	25.4
-Medidor de Porter-Lip	0.00003	25.4
-Extensómetro de Huggenberger	0.000008	12.7
-Recubrimientos quebradizos	0.0002	
-Extensómetro de Tuckerman (princip. óptico)	0.000002	6.35
-Medidores piezoeléctricos	alta	-----
-Extensómetros ultrasónicos	0.0005	12.7
-Medidores semiconductores	0.000001	0.7

Propiedades Físicas del aire

Entre aquellas que consideramos más importantes están:

Densidad

Una rigurosa aplicación de la ecuación de los gases

$$\delta = P/R*T \qquad (2\text{-}15)$$

requeriría que la presión y la temperatura del aire permanezcan constantes para que la densidad también lo sea. Sin embargo, sabemos que la presión alrededor de un cuerpo que circula a través de un campo de flujo no es constante, debido a que las fuerzas y momentos son el resultado de variaciones de presión asociados con el patrón de flujo. Para valores de velocidad menores de 100 m/seg, los cambios de presión producidos de un punto a otro sobre la superficie del modelo, son pequeños comparados con los valores absolutos de presión. En consecuencia, los valores de P y δ en la ecuación (2-15) son considerados constantes.

En nuestro caso, en el túnel subsónico de viento de la Facultad de Ingeniería Mecánica, la máxima velocidad del viento es de 40 m/seg, lo cual justifica la asunción de una densidad constante. El valor de densidad será:

$$\delta = \frac{P}{R*T} = \frac{1.01325*10\ N/m^2}{287.05N*m/Kg°K\ *\ 303°K}$$

$$\delta = 1.165\ Kg/m^3$$

donde:

δ= densidad del aire

P= presión del aire, en este caso usamos la presión atmosférica

R= constante de los gases

T= temperatura en grados kelvin.

Viscosidad

Viscosidad es la propiedad de un fluido por virtud de la cual este ofrece una resistencia al corte. La ley de Newton de la viscosidad establece que una deformación cortante es acompañada con un esfuerzo cortante, la constante de proporcionalidad es llamada coeficiente de viscocidad (μ):

$$\text{esfuerzo de corte} = \mu * du/dy$$

donde:

du/dy = gradiente transversal de velocidad.

La viscosidad de un gas aumenta con la temperatura y la de un líquido decrece con ésta. Esto es debido a que en un líquido la resistencia al corte depende de su cohesión molecular y ésta decrece con la temperatura; en cambio en un gas la resistencia

al corte depende fundamentalmente de la razón de transferencia de momentum, la cual aumenta con la temperatura.

Muchas veces se utiliza para medir la viscosidad el término viscosidad cinemática, que es igual a la razón entre el coeficiente de viscosidad μ para la densidad δ.

$$\tau = \mu/\delta \qquad (2\text{-}16)$$

El valor de τ para el aire a temperatura ambiente es de 1.6*10-5 m^2/seg (ref.5).

Velocidad del sonido

La velocidad a la cual una perturbación de proporciones infinitesimales se propaga a través de un fluido es igual a:

$$a = 20.047\sqrt{T} \qquad (2\text{-}17)$$

$$= 20.047\sqrt{303} = 348.95 \text{ m/seg.}$$

donde:

a= velocidad del sonido en el medio (aire)

T= temperatura en grados kelvin (303º K para temperatura ambiente).

El número de mach para la máxima velocidad del túnel (40 m/seg) es igual a:

$$M = \frac{V}{a} = \frac{40 \text{ m/seg}}{348.95 \text{ m/seg}} = 0.1146 \qquad (2\text{-}18)$$

para valores de M menores de 0.3 el flujo de gas puede ser tratado como incompresible.

Capa Límite: Resistencia de Superficie y Resistencia de forma

Este concepto fue introducido por Prandtl quién mostró que un fluido puede ser dividido en 2 regiones de interés: (1) Una capa límite adyacente a la superficie del cuerpo donde el efecto de la viscosidad es apreciable y (2) El flujo esencialmente no viscoso fuera de la capa límite. Un dibujo dei desarrollo de la capa límite sobre una placa plana se lo muestra en la fig 2-4.

Resistencia de superficie

Para muchos problemas que envuelven el paso de aire sobre alas a bajos ángulos de ataque, la presencia de una capa límite, donde las fuerzas viscosas son apreciables, produce una fuerza debido al rozamiento superficial. Esto se conoce como RESISTENCIA DE SUPERFICIE.

Resistencia de forma

Cuando la acción combinada de un gradiente de presión adverso y de las fuerzas viscosas causa que la capa límite se separe, lo cual puede ocurrir para

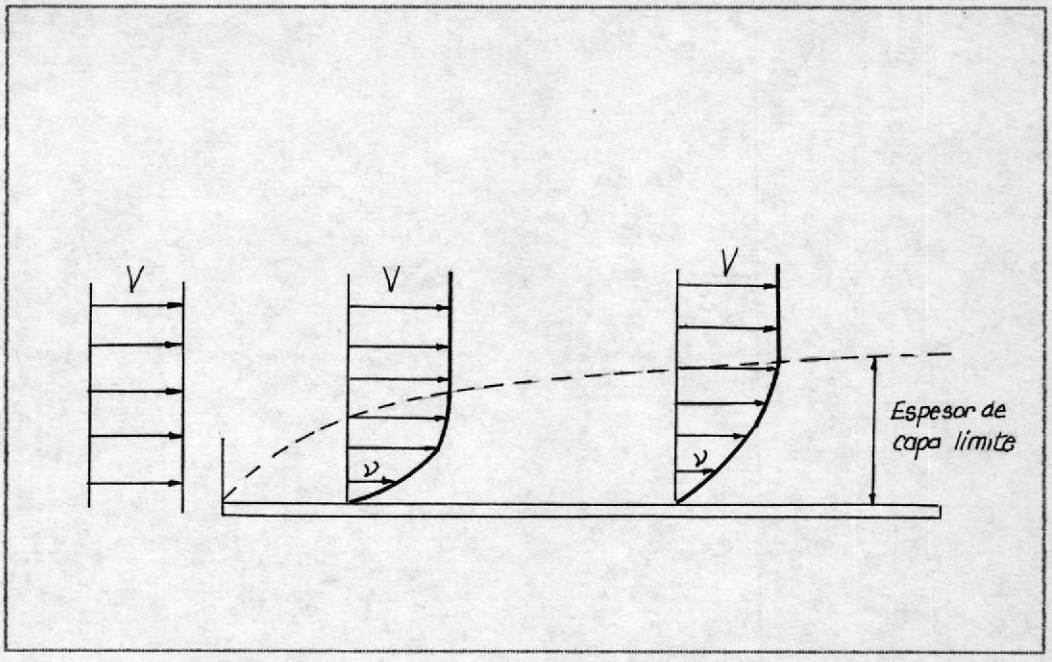


Fig.Nº2.4 DESARROLLO DE LA CAPA LIMITE A TRAVES DE UNA PLACA PLANA (REF.5).

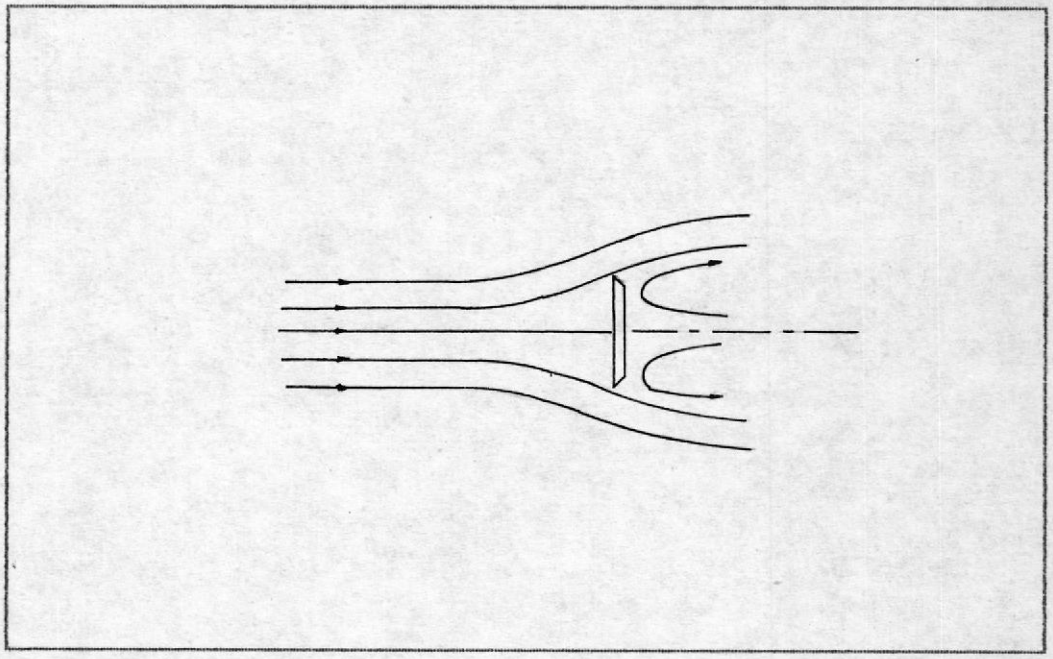


Fig.Nº2.5 RESISTENCIA DE FORMA EN UNA PLACA PLANA PERPENDICULAR AL FLUJO (REF.5).

cuerpos romos, o alas a altos ángulos de ataque, existe una RESISTENCIA DE FORMA, producida por este gradiente de presión adverso. Esta depende de la forma del contorno y es muy sensible al número de Reynolds (Ver figura 2-5).

Flujo estable: Lineas de corriente

Se define a un flujo como estable si: El vector de velocidad en cualquier punto en el flujo no cambia con el tiempo. En este caso, una particula de fluido atraviesa por un cierto camino llamado linea de corriente, el vector velocidad es entonces tangente a la linea de corriente en cualquier punto de la misma.

Teorema de Bernoulli

Si consideramos como en la figura 2-6, un pequeño elemento cilíndrico de fluido de longitud dl y sección transversal constante dA. Las fuerzas que actúan sobre el cilindro son: las fuerzas de presión pdA, (p+dp)dA y el peso W=wdldA, siendo w el peso específico del fluido.

Resolviendo fuerzas en la dirección de la tangente a la linea de corriente en el punto P, tenemos que:

$$F = -dpdA - W\cos\theta = -dpdA - wdldA\cos\theta \qquad (2\text{-}19)$$

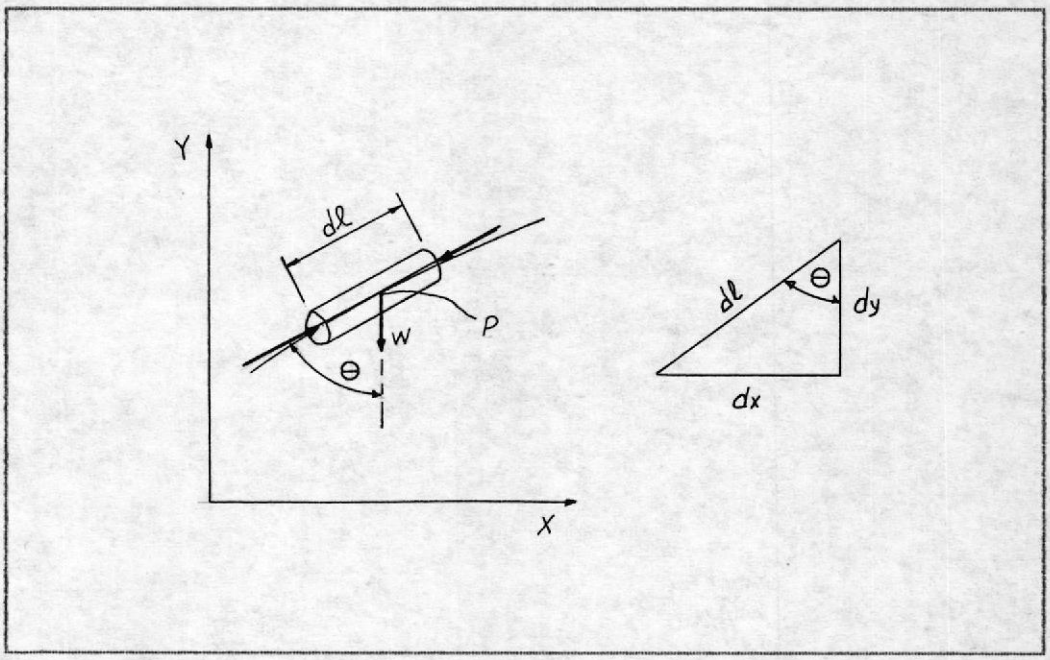


Fig.Nº2.6 SISTEMA DE FUERZAS QUE ACTUAN SOBRE UN ELEMENTO CILINDRICO DE FLUIDO (REF. 6).

De la segunda ley de Newton tenemos la ecuación 2-20:

$$F = M*a = M\frac{d\vec{V}}{dt} = M*\frac{dl}{dl}*\frac{d\vec{V}}{dt} = M*\frac{dl}{dt}*\frac{d\vec{V}}{dl} = M\vec{V}\frac{dA}{dl}$$

si sabemos que:

$$M=\delta*\text{Volumen} = \delta*dl*dA \qquad (2\text{-}20a)$$

reemplazando (2-20a) en (2-20) e igualando con la ecuación (2-19), tenemos:

$$\underbrace{\delta*dl\,dA}_{M}*\underbrace{V*dA/dl}_{a} = -dp\,dA - w\,dl\,dA*\cos\theta \qquad (2\text{-}21)$$

la figura 2-6 nos muestra que:

$$dy = dl\cos\theta \qquad (2\text{-}22)$$

La ecuación (2-21) puede entonces reescribirse como (simplificando dA):

$$\int \delta*\vec{V}dV + \int dp + \int \underline{w}dy = 0 \qquad (2\text{-}23)$$

Para un fluido ideal: P y w con constantes, integrando tenemos:

$$p + \tfrac{1}{2}\,\delta\vec{V}^2 + wy = \text{constante} \qquad (2\text{-}24)$$

Esta ecuación establece que la presión total es constante a lo largo de una linea de corriente. Cuando tratamos con aire, el término wy es generalmente pequeño en comparación con los otros, la ecuación queda:

$$p + \tfrac{1}{2}\,\delta\vec{V}^2 = cte \qquad (2\text{-}25)$$

Distribución de presiones alrededor de un aeroforme en un flujo bidimensional ideal

Si asemejamos al aerorme a una placa plana, el extremo frontal del aeroforme coincide con el origen, y éste se extiende a lo largo del eje X, como se muestra en la figura (2-7). La velocidad relativa al aeroforme a una gran distancia del mismo es de magnitud V, con una inclinación α con respecto al eje X. La velocidad en un punto a lo largo de la placa plana está dada por (ref. 6):

$$\vec{v} = \vec{V}(\cos\alpha \pm \sqrt{(1-x)/x} * \operatorname{sen}\alpha) \qquad (2\text{-}26)$$

Si aplicamos entonces la ley de Bernoulli entre un punto ubicado a una distancia lejos del aeroforme, donde la presión es po y la magnitud de la velocidad es V y un punto p sobre el aeroforme a una distancia x del origen tenemos que:

La presión en la superficie superior es:

$$Ps = Po + \tfrac{1}{2}\delta V^2 - \tfrac{1}{2}\delta V^2 [\cos^2\alpha + 2\cos\alpha\operatorname{sen}\alpha * \sqrt{(1-x)/x} + (1-x)/x * \operatorname{sen}^2\alpha] \qquad (2\text{-}27)$$

$(a+b)^2 = a^2 + 2ab + b^2$

y en la inferior:

$$Pi = Po + \tfrac{1}{2}\delta V^2 - \tfrac{1}{2}\delta V^2 [\cos^2\alpha - 2\cos\alpha\operatorname{sen}\alpha * \sqrt{(1-x)/x} + (1-x)/x * \operatorname{sen}^2\alpha] \qquad (2\text{-}28)$$

La diferencia de presiones es igual a:

$$\Delta P = Ps - Pi = 2\delta V^2 \operatorname{sen}\alpha\cos\alpha * \sqrt{(1-x)/x} \qquad (2\text{-}29)$$

La razón de presiones vendría a ser igual a:

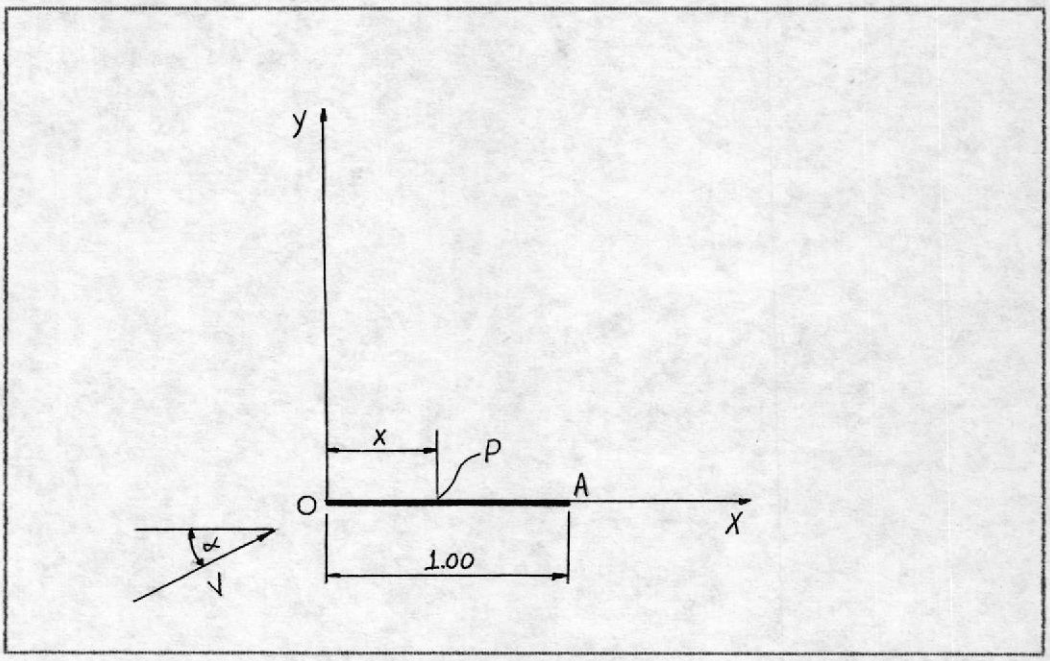


Fig.Nº2.7 AEROFORME (ASUMIDO COMO PLACA PLANA) ATRAVESANDO UN CAMPO DE FLUJO(Ref.6)

$$\frac{\Delta P}{1/2\delta V^2} = 4\text{sen}\alpha\cos\alpha * \sqrt{(1-x)/x} \qquad (2\text{-}30)$$

Graficando esta razón para $\alpha=15^\circ$, como se muestra en la figura 2-8, vemos que la razón de presiones tiende a infinito cuando x tiende a cero. En aeroformes reales esto no ocurre, ya que el contorno redondeado del extremo frontal del aeroforme previene que la velocidad llege a ser infinita.

Fuerzas Aerodinámicas: Fuerzas de Sustentación, Arrastre y Momentos aerodinámicos

A continuación, haremos una pequeña síntesis de las principales fuerzas que actúan sobre un cuerpo en movimiento a través de una corriente de aire.

1 Fuerza de sustentación

Sustentación es la componente de la fuerza que actúa hacia arriba, perpendicular a la dirección de la corriente libre (Fig 2-9). Esta se produce principalmente por las fuerzas de presión que actúan sobre la superficie de un cuerpo.

1a Sustentación en aeroformes angostos en flujo bidimensional ideal

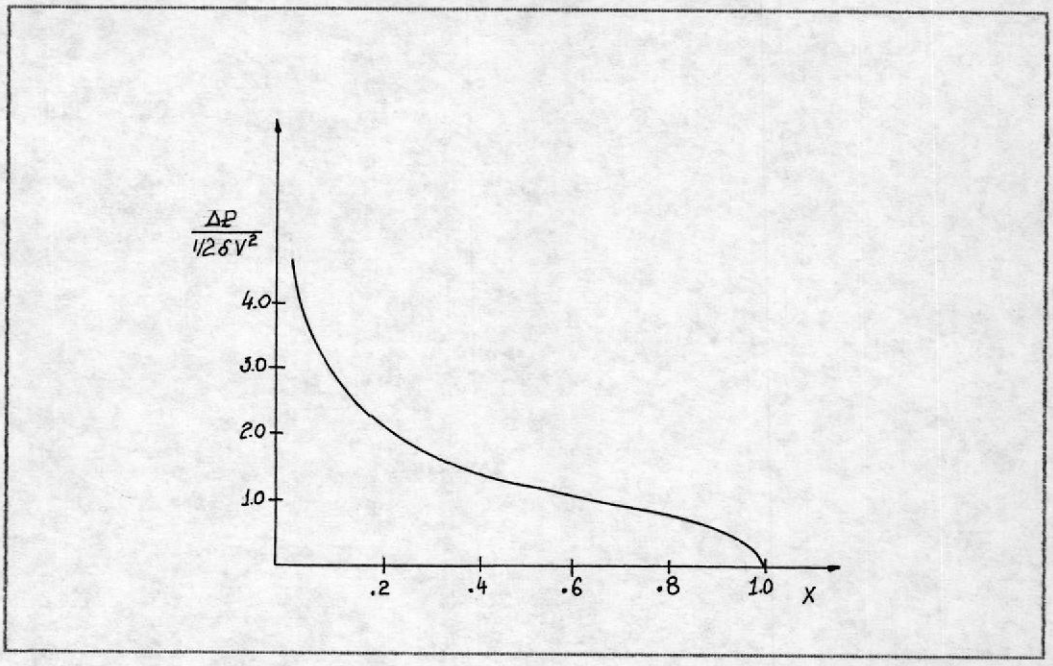
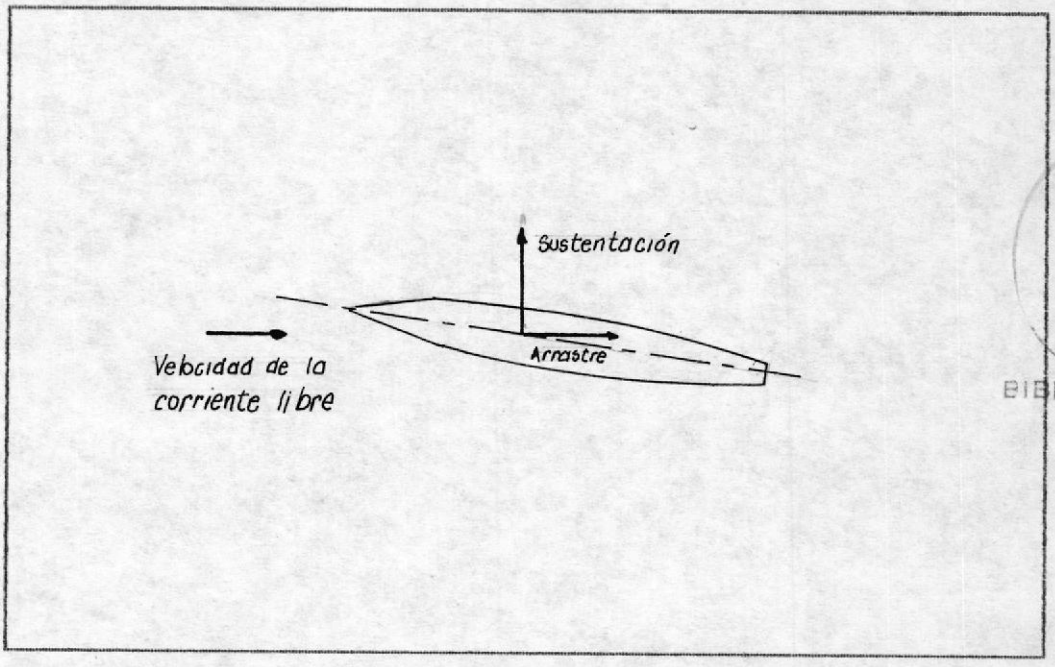


Fig.Nº2.8 RAZON DE PRESIONES PARA UN ALA (α=15°)(ref. 6)



BIBLIOTECA

Fig.Nº2.9 FUERZAS AERODINAMICAS DE SUSTENTACION Y ARRASTRE.

La componente de la fuerza normal a un aeroforme de cuerda unitaria será igual a:

$$Fn = \int_0^1 \Delta p \, dx \qquad (2\text{-}31)$$

Reemplazando ΔP de la ecuación (2-30) en la ec. 2-31 obtenemos que:

$$Fn = 2\delta V^2 \operatorname{sen}\alpha\cos\alpha \int_0^1 \sqrt{(1-x)/x}\, dx \qquad (2\text{-}32)$$

cambiando de variable y resolviendo la integral nos queda la ec. 2-33:

$$Fn = \delta V^2 \operatorname{sen}\alpha\cos\alpha \int_{-\pi/2}^{\pi/2} (1-\operatorname{sen}\theta)\, d\theta = \pi\delta V^2 \operatorname{sen}\alpha\cos\alpha$$

El Análisis dimensional nos muestra que una fuerza aerodinámica actuando sobre un aeroforme es igual a:

$$F = C_F qA \qquad (2\text{-}34)$$

donde:

F = fuerza aerodinámica sobre el aeroforme

q = $\frac{1}{2}\delta V^2$ o presión dinámica

A = área del cuerpo

C_F= coeficiente de la fuerza (adimensional).

En un fluido ideal la viscosidad es cero, no hay componente de fuerza en la dirección de la velocidad; Por lo tanto, la fuerza resultante es normal a la velocidad relativa del viento, esta componente se la conoce como sustentación y se la escribe como:

$$Fs = CsqA \qquad (2\text{-}35)$$

donde:

Cs = Coeficiente de Sustentación

A = Es el producto de la cuerda por la embergadura del ala (Ver figura 2-10).

La sustentación es entonces igual a (de la ecuación 2-33):

$$Fs = Fn/\cos\alpha = \pi\delta V^2 \operatorname{sen}\alpha \qquad (2\text{-}36)$$

igualando (2-36) y (2-35) para un aeroforme de área unitaria nos queda:

$$Cs = 2\pi \operatorname{sen}\alpha$$

Para valores de α pequeños el $\operatorname{sen}\alpha$ es aproximadamente igual a α, entonces:

$$Cs = 2\pi\alpha \qquad (2\text{-}37)$$

Este coeficiente de sustentación aumenta al aumentar el ángulo de ataque, hasta llegar a un ángulo en que decrece súbitamente llamado ángulo de desplome. Esto ocurre debido al gran gradiente de presión adverso que encuentran las particulas al subir por las superficie del aeroforme. A estos ángulos de ataque, las particulas que han sido detenidas por las fuerzas viscosas, no pueden vencer el gradiente de presión adverso y la capa límite se separa. La separación local depende del tipo de la capa límite (laminar o turbulenta) y de su espesor.

BIBLIOTECA

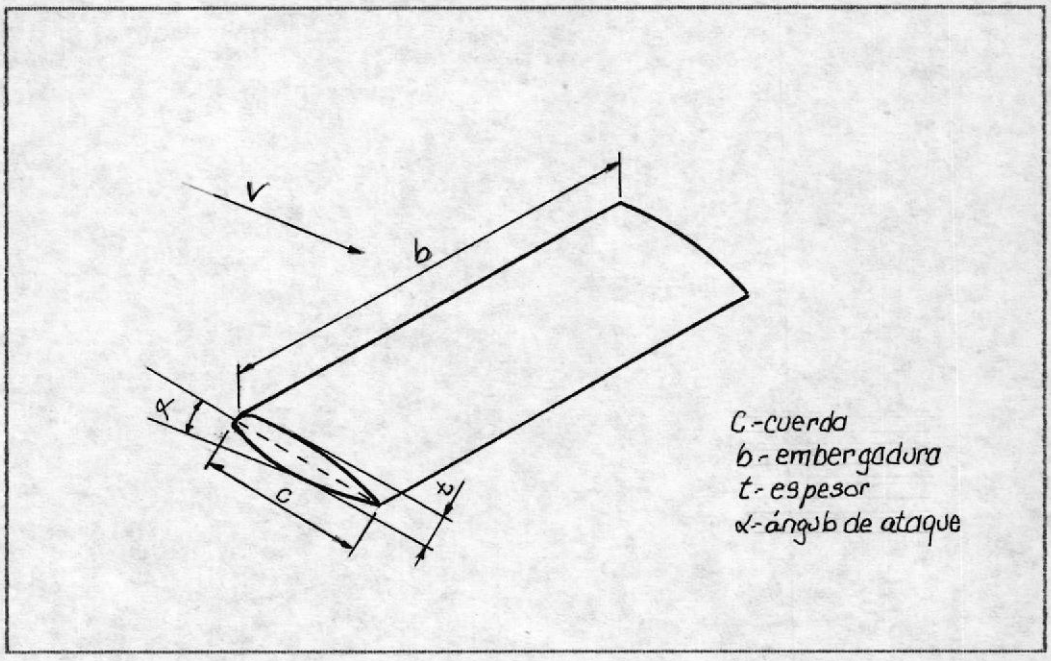


Fig.Nº2.10 DIBUJO ESQUEMATICO DE UN ALA.

Consecuentemente, del número de Reynolds.

En el caso tridimensional, el efecto de tener una embergadura de longitud finita se vuelve apreciable. Debido a que la presión en la parte superior e inferior son diferentes, se produce un flujo de aire de la parte inferior a la superior del ala, lo cual influye considerablemente al bajar los valores de sustentación calculados anteriormente (ver figura 2-ii).

Un gráfico mostrándonos el coeficiente de sustentación vs el ángulo de ataque para una aeroforme, se lo muestra en la figura 2-i2, tomada de la referencia 7.

2 Fuerza de Arrastre

Arrastre es la componente de la fuerza sobre un cuerpo que actúa paralela a la dirección del movimiento.

La fuerza de arrastre Fa, puede escribirse en forma funcional como:

$$Fa = f(V, L, A, \delta, \mu) \qquad (2\text{-}38)$$

donde:

V= velocidad de la corriente libre

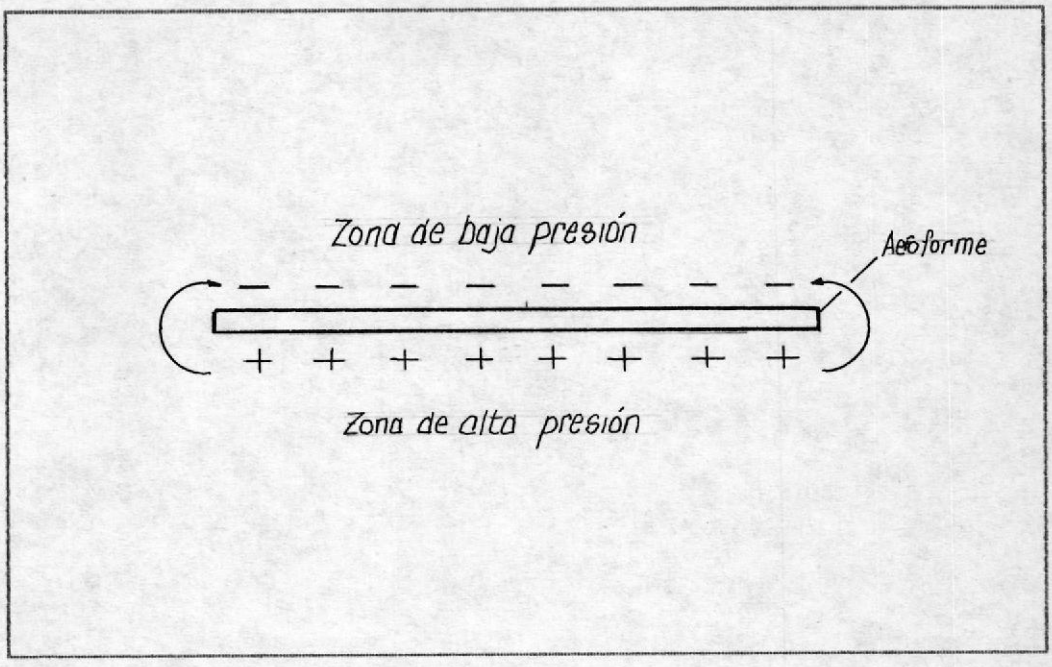


Fig.Nº2.11 FLUJO TRIDIMENSIONAL EN UN ALA DE ALARGAMIENTO FINITO.

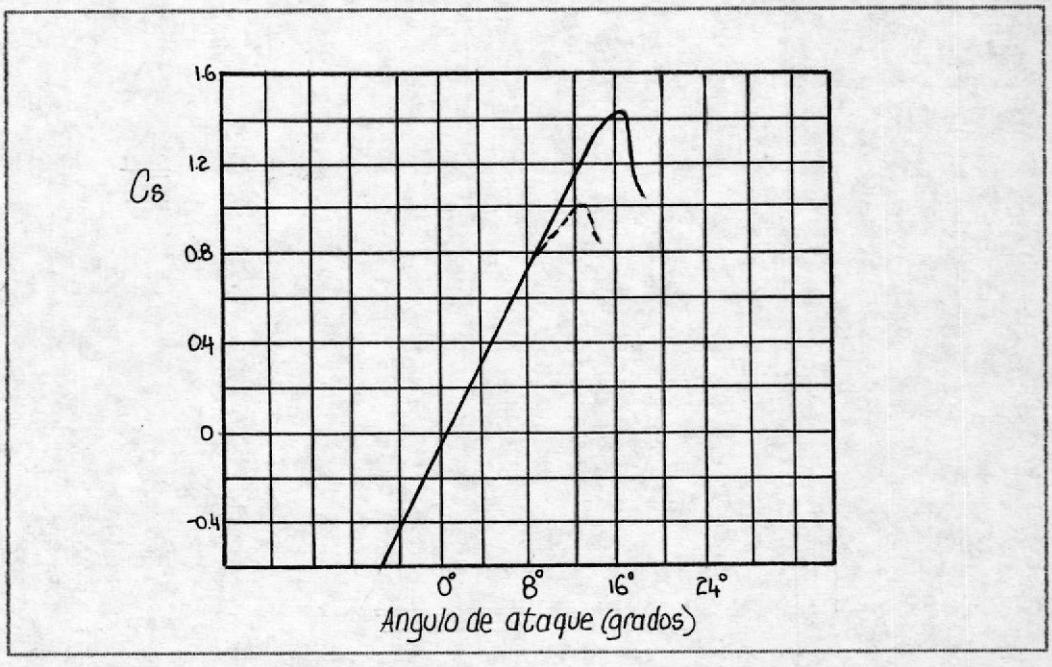


Fig.Nº2.12 COEFICIENTE DE SUSTENTACION VS EL ANGULO DE ATAQUE PARA UN PERFIL NACA 0012 (REF.7).

L= longitud característica

A= área proyectada (producto de la cuerda por la embergadura en el caso de un ala)

δ= densidad

μ= viscocidad dinámica.

La ecuación 2-38 puede reescribirse de la siguiente forma:

$$\frac{Fa}{A} = C\, V^k\, L^m\, \delta^n\, \mu^s \qquad (2\text{-}39)$$

donde:

C = constante que depende de la forma del cuerpo

k,m,n y s son exponentes a determinar por el análisis dimensional.

La ecuación (2-39) debe ser dimensionalmente homogenea, por consiguiente:

$$[M][L]^{-1}[T]^{-2} = [LT^{-1}]^k [L]^m [ML^{-3}]^n [ML^{-1}T^{-1}]^s$$

Agrupando términos:

$$[M][L^{-1}][T]^{-2} = [M]^{n+s}[L]^{k+m-3n-s}[T]^{-k-s}$$

igualando coeficientes:

$$n+s = 1$$

$$k+m-3n-s = -1$$

$$-k-s = -2$$

despejando n,k y m en función de s nos da:

$$n=-s \qquad k=2-s \qquad m=-s$$

reemplazado estos exponentes en la ecuación 2-39:

BIBLIOTECA

$$\frac{Fa}{A} = CV^{2-s}L^{s}\delta^{1-s}$$

$$\frac{Fa}{A} = C\,\frac{\delta V^2}{2} * 2\left[\frac{VL\delta}{\mu}\right]^{-s} \qquad (2\text{-}40)$$

La segunda parte de esta ecuación es el número de Reynolds elevado a un exponente desconocido, entonces:

$$Ca = C*2\ (Re)^{-s} \qquad (2\text{-}41)$$

donde:

Ca = coeficiente de arrastre (adimensional).

Nos queda entonces que:

$$Fa = 1/2\delta V^2 ACa \qquad (2\text{-}42)$$

Debido a la imposibilidad que existe de obtener en la mayoria de los casos el valor de Ca por métodos teóricos, se debe de recurrir a resultados experimentales.

Como vimos anteriormente el arrastre puede ser de dos tipos:

Arrastre debido a la fuerza de fricción, causada por la viscosidad (Resistencia de superficie) y el arrastre producido por el gradiente de presión adverso, creado al separarse la capa límite (Resistencia de forma).

2a Arrastre debido a la fuerza de fricción

Un caso típico es el arrastre sobre una placa plana paralela al flujo (Fig 2-4). En este caso la fuerza de arrastre será igual a:

$$Fa = \int \text{Esfuerzo cortante} * dA \qquad (2\text{-}43)$$

y el coeficiente de arrastre,

$$Ca = Fa/0.5\delta V^2 A \qquad (2\text{-}44)$$

Según el libro de Fox- McDonald se nos dice que "Si la capa límite fuera exclusivamente laminar o turbulenta, se podría calcular el coeficiente de arrastre empleando relaciones teóricas. Para una placa plana en la que el flujo es inicialmente laminar y en el que ocurre la transición en algún punto sobre la placa, el coficiente Ca debe ser necesariamente obtenido por métodos experimentales" (ref. 5).

2b Arrastre debido a los cambios de presión

Un caso característico es el del arrastre producido por una placa plana ubicada perpendicular al flujo (Fig 2-5).

En este caso la fuerza de arrastre está dada por:

$$Fa = \int p\,dA \qquad (2\text{-}45)$$

Según Fox "Al ocurrir la separación del flujo en los extremos de la placa, se produce una zona de baja presión en la parte posterior a ésta. Debido a la imposibilidad analítica de obtener el valor de dicha presión, se debe de recurrir a las pruebas experimentales para determinar el coeficiente de arrastre" (ref. 5).

2c <u>Arrastre debido a las fuerzas viscosas y a los cambios de presión: Flujo alrededor de una esfera y de un cilindro</u>

El arrastre alrededor de una esfera y de un cilindro depende tanto de las fuerzas viscosas como de los cambios de presión."En el caso de una esfera para números de Reynolds menores de 1, no se produce el desprendimiento de la capa límite, siendo el flujo esencialmente laminar. En este caso la fuerza de arrastre puede ser hallada con la ecuación deducida por Stokes" (ref. 5):

$$Fa = 3\pi\mu Vd \qquad (2\text{-}46)$$

Conforme aumenta el número de Reynolds (Re > 1000), el coeficiente de arrastre se hace más dependiente del efecto debido a los cambios de presión. Asi, para Re ≈ 1000, el arrastre debi-

do al rozamiento es del orden del 5% del arrastre total (ref.5).

El coeficiente de arrastre como función del número de Reynolds, tanto para el flujo alrededor de una esfera como de un cilindro, se lo muestra en las figuras 2-13 y 2-14 tomadas de la referencia 8.

En la figura 2-13 vemos que para números de Reynolds entre 10^3 y $2*10^5$, los valores de Ca son casi constantes. Aproximadamente a un número de Reynolds de $2*10^5$ el coeficiente de arrastre experimenta una caida brusca. Ocurre esto debido a la transición de la capa límite sobre la superficie de la esfera que pasa de laminar a turbulenta. En consecuencia, ésta tiene mayor cantidad de movimiento pudiendo resistir mejor a un gradiente de presión adverso.

La transición en la capa límite depende de la rugosidad de la superficie de la esfera y de la turbulencia en la corriente libre. Así, mientras más rugosa es la superficie, la transición se produce a números de Reynolds más bajos.

En la tabla II se muestran los coeficientes de arrastre de algunas secciones importantes.

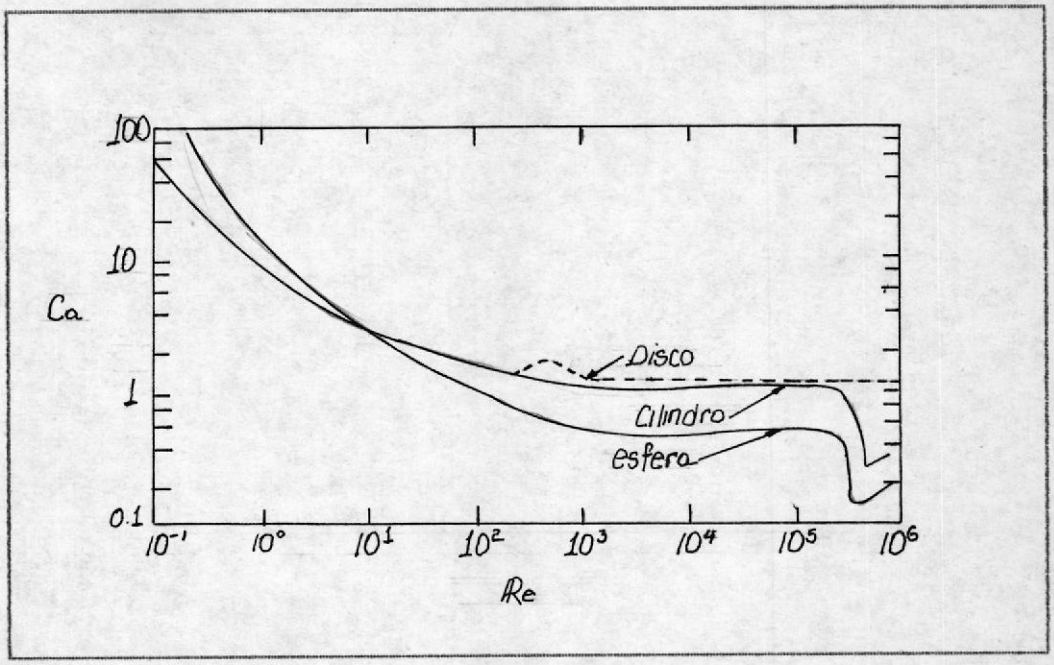


Fig.Nº2.13 COEFICIENTES DE ARRASTRE VS REYNOLDS PARA UNA ESFERA Y UN DISCO (REF.8)

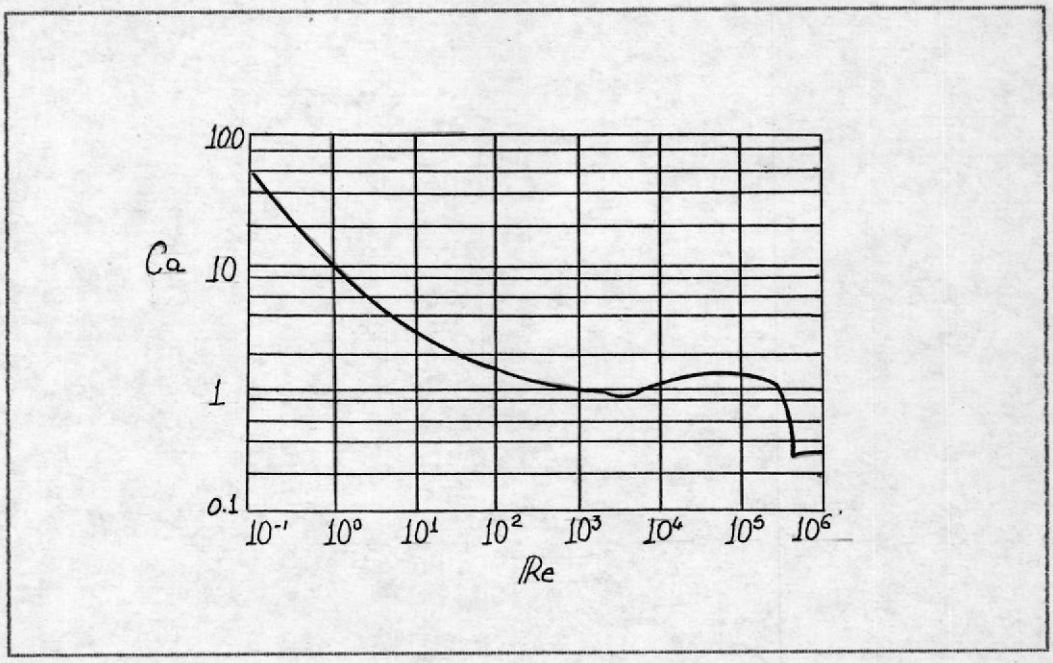
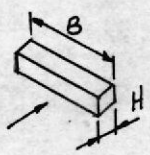
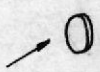
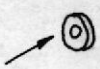
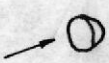


Fig.Nº2.14 COEFICIENTES DE ARRASTRE VS REYNOLDS PARA UN CILINDRO (REF. 8).

TABLA II (REF. 5)

COEFICIENTES DE ARRASTRE Ca

OBJETO	DIBUJO	Ca
VIGA PRISMATICA DE SECCION CUADRADA		2.05 (B/H=∞) 1.05 (B/H=1)
DISCO		1.17
ANILLO		1.2
HEMISFERIO		1.42
SECCION EN C		2.3

BIBLIOTECA

3 Momentos Aerodinámicos: Coeficientes de momento

Los momentos aerodinámicos se los determinan alrededor de un eje particular, este puede ser: El eje transversal en el caso del momento de cabeceo, el eje longitudinal en el momento de volteo y el eje perpendicular a estos dos en el momento de derrapamiento. Un dibujo esquemático de los momentos aerodinámicos se lo muestra en la figura 2-15.

3a Momento de cabeceo para aeroformes angostos en flujo bidimensional: Centro de presión y centro aerodinámico

El momento de cabeceo alrededor del extremo frontal del aeroforme angosto que se muestra en la figura 2-16 será:

$$M = -\int_0^1 \Delta p x dx \qquad (2\text{-}47)$$

donde:

ΔP = diferencia de presión calculada en un punto x (ver figura 2-16).

Sustituyendo el valor de $P = 2\delta V^2 \operatorname{sen}\alpha\cos\alpha\sqrt{(i-x)/x}$ de la ec. 2-30 en la ec. 2-47:

$$M = -2\delta V^2 \operatorname{sen}\alpha\cos\alpha \int_0^1 \sqrt{x(1-x)}\,dx \qquad (2\text{-}48)$$

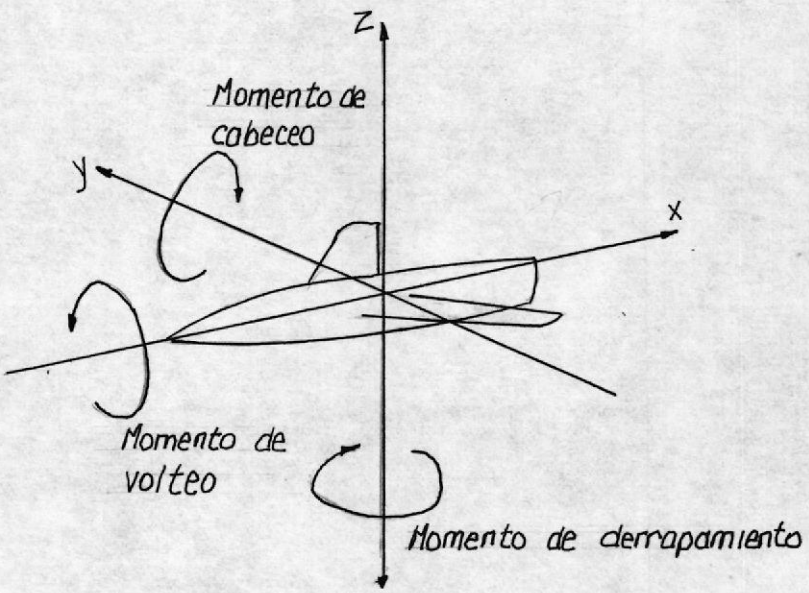


Fig.Nº2.15 MOMENTOS AERODINAMICOS QUE ACTUAN SOBRE UN CUERPO EN MOVIMIENTO A TRAVES DE UNA CORRIENTE DE AIRE.

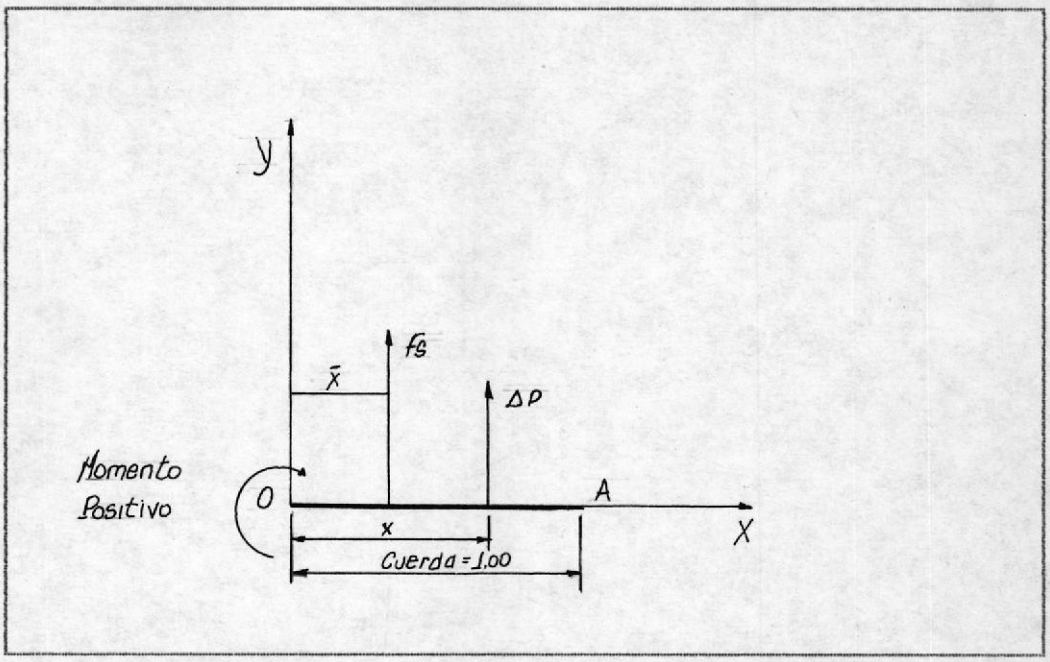


Fig. Nº2.16 MOMENTO ALREDEDOR DEL EXTREMO FRONTAL DE UN AEROFORME PLANO.

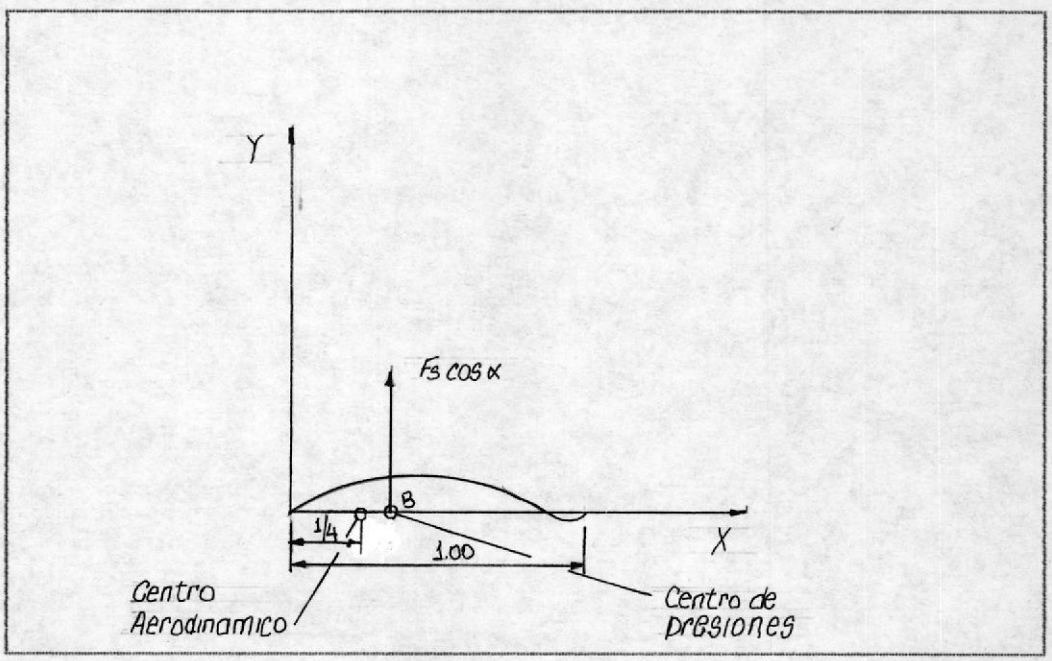


Fig. Nº2.17 AEROFORME ANGOSTO (CENTRO AERODINAMICO Y DE PRESION).

Haciendo la sustitución de $x=1/2(1+\text{sen}\theta)$, obtenemos la ecuación 2-49:

$$M = -2\delta V^2 \text{sen}\alpha\cos\alpha \int_{-\pi/2}^{\pi/2} 1/4\cos^2\theta d\theta = -\pi/4\delta V^2 \text{sen}\alpha\cos\alpha$$

Del análisis dimensional tenemos:

$$M = CmqAc \qquad (2\text{-}50)$$

donde:

M =momento de cabeceo

Cm =coeficiente de momento

q =presión dinámica = $\frac{1}{2}\delta V^2$

A =área del ala

c =cuerda del ala.

Igualando (2-50) y (2-49), para un ala de área unitaria tenemos:

$$Cm = -(\pi/2)\text{sen}\alpha\cos\alpha \qquad (2\text{-}51)$$

para valores de α pequeños:

$$Cm = -(\pi/2)\alpha \qquad (2\text{-}52)$$

La componente de la fuerza resultante normal al aeroforme es Fn =Fs cosα. Para valores de α pequeños Fn = Fs actuando a una distancia x desde el extremo frontal del aeroforme.

$$M = -\bar{x}Fs = -\bar{x}CsqA = CmqA$$

$$\bar{x} = -Cm/Cs \qquad (2\text{-}53)$$

Usando la ecuación (2-52) y (2-37) tenemos que para un aeroforme de longitud de cuerda unita-

ria:

$$\bar{x} = 1/4$$

donde $\bar{x}$ es el llamado centro de presiones (ei punto sobre la cuerda donde actúa la resultante de la fuerza de sustentación).

Para un aeroforme angosto como el de la figura 2-17, se puede demostrar teóricamente que:

$$Cm = Cmo + Cs/4 \qquad (2-54)$$

donde:

Cmo =coeficiente de momento cuando Cs=0

Cs =coeficiente de sustentación.

Reemplazando la ecuación 2-54 en la ecuación 2-53, el centro de presiones para un aeroforme angosto plano será:

$$\bar{x} = -Cm/Cs = 1/4 - Cmo/Cs \qquad (2-55)$$

Para ciertas aplicaciones es conveniente calcular el momento alrededor de un punto llamado centro aerodinámico en lugar de alrededor del extremo frontal.

El momento de la fuerza aerodinámica alrededor del punto B localizado a una distacia x=i/4 del extremo frontal será:

$$M1/4 = -(\bar{x}-1/4)Fs = -(\bar{x}-1/4)CsqA \qquad (2-56)$$

Del análisis dimensional el coeficiente de momento es igual a:

$$Cm_{1/4} = M_{1/4}/qA = -\bar{x}Cs + Cs/4 \qquad (2-57)$$

Despejando Cm de la ecuación 2-53 y reemplazando en la ec 2-57 tenemos:

$$Cm_{1/4} = Cm + Cs/4 \qquad (2-58)$$

Sustituyendo Cm de la ecuación 2-54 tenemos:

$$Cm_{1/4} = Cmo - Cs/4 + Cs/4 = Cmo \qquad (2-59)$$

Siendo Cmo el valor de Cm cuando Cs=0, es necesariamente un valor constante. Aún cuando α cambie, el momento alrededor de B permanecerá constante.El punto B es llamado el centro aerodinámico del aeroforme.

3b Momentos de volteo y derrapamiento

Otros momentos de menor importancia son: El momento de volteo y el de derrapamiento.

El momento de volteo es a menudo creado por la diferencia de sustentación generada por algún tipo de alerones. La expresión matemática para el coeficiente de momento de volteo es:

$$Cv = Mv/qAb \qquad (2-60)$$

donde:

Cv = coeficiente de volteo

Mv = momento de volteo

BIBLIOTECA

q = presión dinámica

A = área del ala

b = embergadura del ala.

El momento de derrapamiento por otra lado trata de hacer girar a un avión alrededor de su eje vertical. El coeficiente de momento de derrapamiento será:

$$Cd = Md/qAb \qquad (2-61)$$

donde:

Md = momento de derrapamiento

Cd = coeficiente de momento de derrapamiento (adimensional).

CAPITULO III

TRABAJO EXPERIMENTAL

3.1 DISEÑO

3.1.1 EVALUACION DE LAS DISTINTAS ALTERNATIVAS PARA LA MEDICION DE FUERZAS EN UN TUNEL SUBSONICO DE VIENTO

A continuación presentaremos algunas alternativas del instrumento que vamos a diseñar, haciendo énfasis en las ventajas y desventajas de cada una de las mismas.

Una primera alternativa será la construcción de un dinamómetro capaz de medir arrastre y sustentación, teniendo como dispositivo sensor un transformador diferencial variable lineal, como se muestra en la figura 3.1 (ref. 9).

El instrumento consistirá en dos dinamómetros diferentes, ubicados de tal manera que respondan a fuerzas actuantes a ángulo recto una de la otra. Se utilizan dos pares de vigas de aluminio paralelas diseñadas para que respon-

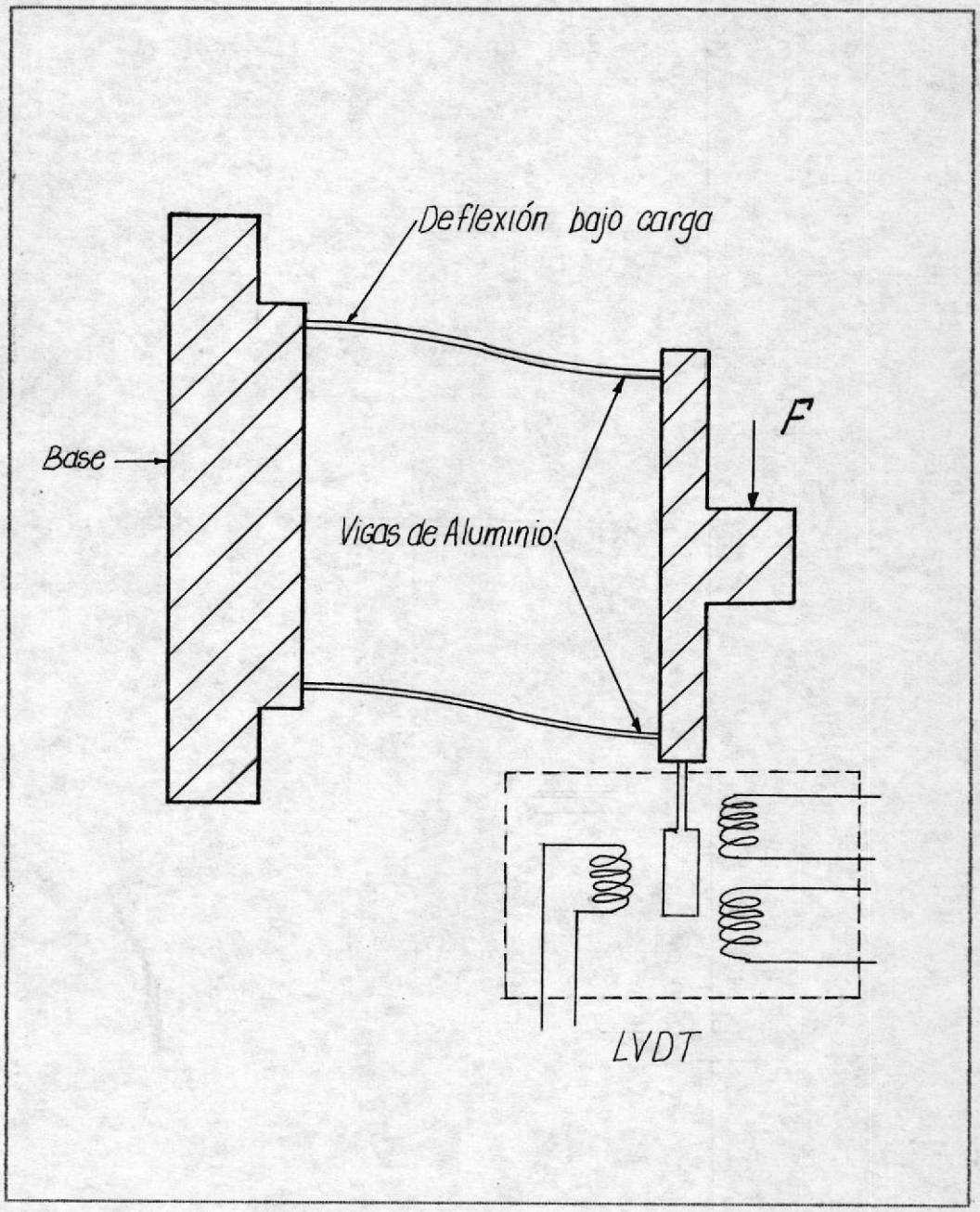


Fig.Nº3.1 TRANSDUCTOR DE FUERZAS QUE USA COMO DISPOSITIVO SENSOR UN TRANSFORMADOR DIFERENCIAL VARIABLE LINEAL (REF. 9).

dan con gran sensitividad a las fuerzas, dentro del rango de cargas esperado.

Una fuerza de sustentación o arrastre aplicada al dinamómetro producirá una deflexión de las vigas, la cual es directamente proporcional a la magnitud de esta fuerza. Esta deflexión será sensada por un transformador diferencial variable lineal, el núcleo del cual estará fijo a una armadura variable. Cuando el núcleo se mueva a través de los devanados, variará la inductancia mutua entre el devanado primario y cada devanado secundario. La señal de salida de cada devanado del transformador será demodulada por un puente completo de diodos y será proporcional a la magnitud de las fuerzas aplicadas al dinamómetro.

Entre las desventajas de este tipo de instrumento están:

1.- Estos dispositivos tienen un costo elevado.

2.- La instrumentación eléctrica es complicada, podría pasar mucho tiempo hasta que un posible daño pueda ser reparado.

3.- Con este dispositivo sólo se pueden medir dos fuerzas, no es posible la medición de momentos aerodinámicos.

Una segunda alternativa será la construcción de un transductor empleando cables, cuyas lecturas se harán en escalas de resortes, como se muestra en la figura 3.2 (ref. 12). Es un dispositivo sencillo, pero poco práctico.

El modelo, supuestamente demasiado pesado para ser levantado por la fuerza de sustentación, es mantenido por seis cables y seis fuerzas se leen en las escalas A, B, C, D, E y F.

Debido a que los cables horizontales A, B y F no pueden transmitir flexión. La fuerza vertical (sustentación) será igual a: Fs= C + D + E

El arrastre : Fa = A + B

La fuerza lateral : Fl = F

El momento de volteo : Mv = (C-D)*b/2

El momento de derrapamiento : Md=(A-B)*b/2

y el momento de cabeceo : Mc = E*c

Entre las desventajas de este tipo de transductor están:

1.- El sistema de resortes creará una perturbación en el flujo de aire que alterará los resultados. Así por ejemplo, el arrastre total será igual al arrastre causado por el modelo mas el originado por el sistema de resortes.

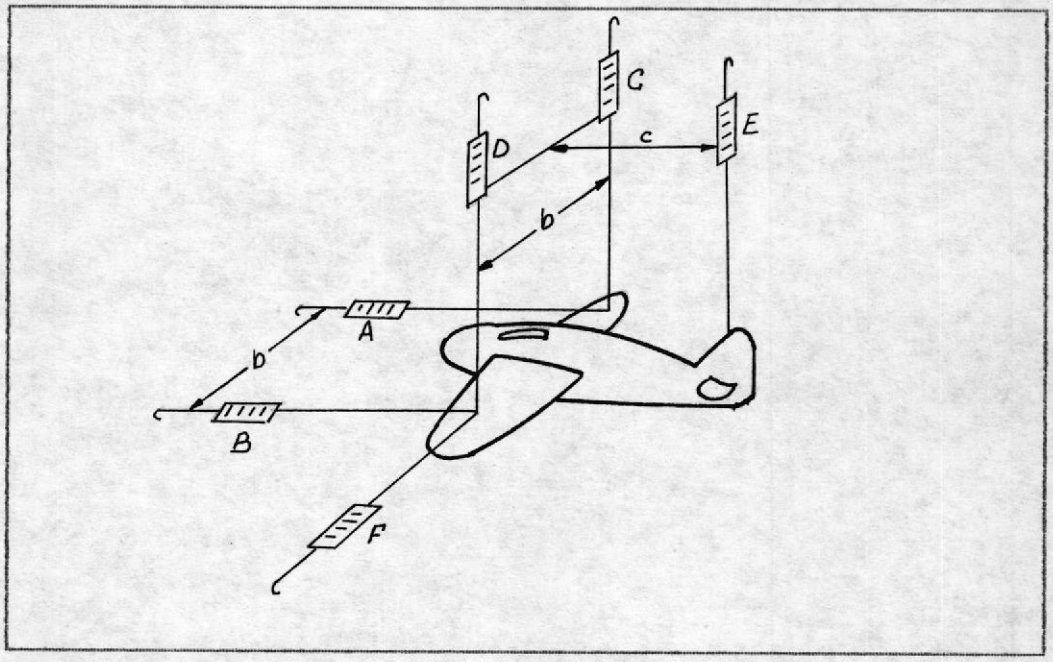


Fig.Nº3.2 TRANSDUCTOR DE FUERZAS QUE USA RESORTES COMO DISPOSITIVO SENSOR (REF.12).

2.- La deflexión inherente de este sistema puede cambiar el ángulo de ataque del modelo o invalidar los datos de momento.

Otro tercer sistema para medir la sustentación y el arrastre será mediante la integración de las presiones estáticas sobre el ala. El ala será equipada con muchos orificios, los cuales estarán conectados individualmente a un manómetro múltiple. Para la determinación de la sustentación se graficarán las presiones perpendiculares a la cuerda del ala, hallando el coeficiente normal C_N; Por otro lado, cuando se grafiquen las presiones paralelas a la cuerda, obtendremos el coeficiente de cuerda C_c. El coeficiente de sustentación aproximado será:

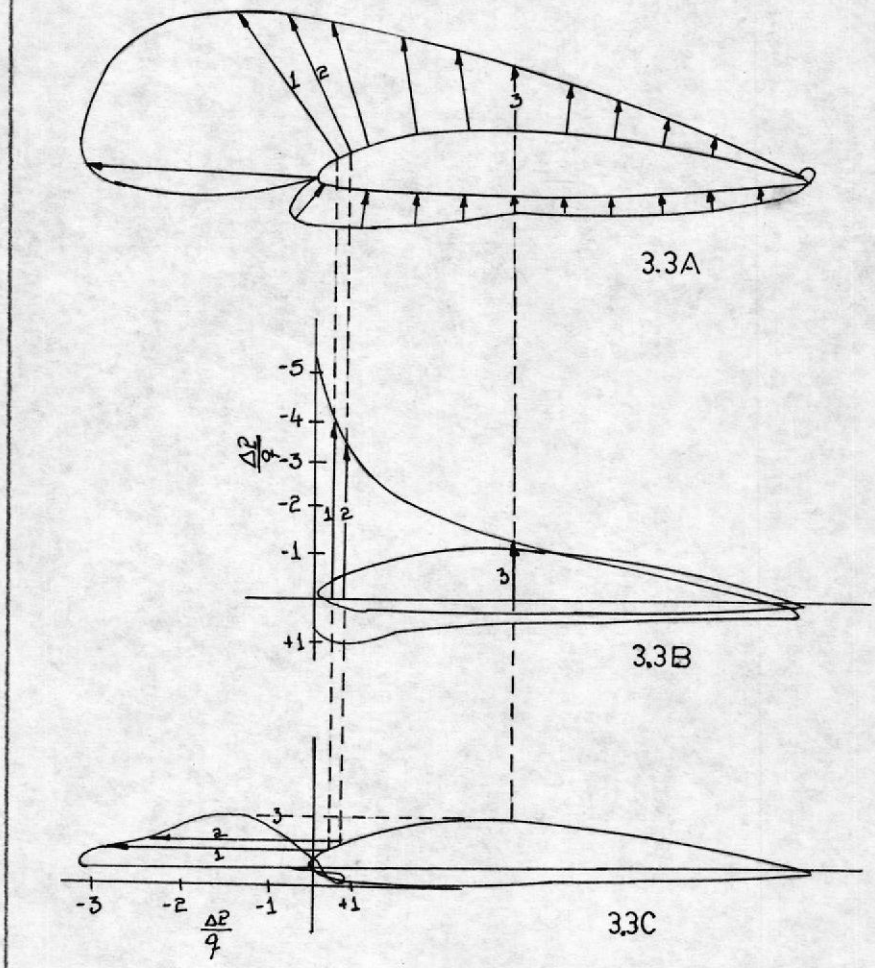
$$Cs = C_N \cos \alpha$$

Así mismo el coeficiente de arrastre será igual a:

$$Ca = C_c \cos\alpha$$

donde α es el ángulo de ataque.

Un gráfico de las presiones estáticas alrededor de un ala al atravesar ésta un campo de flujo se lo muestra en la figura 3.3 (ref.12). La distribución real de presiones estáticas sobre el ala se la muestra en la figura 3.3A.



Distribucion de presiones sobre un ala

donde:

$\frac{q}{7}$ = presión dinámica

Fig.Nº3.3 TRANSDUCTOR DE FUERZAS QUE USA SISTEMA DE MANOMETROS (REF.12).

La misma distribución de presiones graficada normal a la cuerda para la determinación de la fuerza normal en la figura 3.3B y paralela a la cuerda para la determinación de la fuerza de cuerda en la fig. 3.3C.

La fuerza normal es igual a:

$$N = \int \Delta P dA$$

donde:

$\Delta P = P_s - P_i$, P_s = Presión sobre la superficie superior del ala y P_i = presión sobre la superficie inferior del ala.

Para un ala de embergadura unitaria:

$$N = \int \Delta P dc$$

donde:

c = cuerda del ala.

del análisis dimensional:

$$N = \tfrac{1}{2} \delta V^2 C_N A$$

igualando estas dos ecuaciones tenemos:

$$C_N = \frac{N}{q*c} = \frac{1}{c} \int \frac{\Delta P}{q} dc$$

El área del gráfico $\Delta P/q$ vs cuerda (Fig 3.3) dividido para la cuerda es igual al coeficiente de fuerza normal. Por otro lado, el momento de área alrededor del extremo frontal dividido

ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DEL LITORAL
BIBLIOTECA

para el área es igual al centro de presiones.

Entre las desventajas de este dispositivo están:

1.- Se necesita de una laborioso cálculo matemático después de tomadas las lecturas, para sacar los correspondientes valores de fuerza.

2.- El hecho de tener que hacerle orificios al modelo para la toma de las lecturas de presión, vuelve por un lado impráctica la medición de fuerzas sobre cualquier modelo. Por otro lado, la existencia de estos orificios puede de alguna manera invalidar los resultados experimentales.

Una última alternativa será la construcción de un instrumento capaz de indicar en forma continua las seis componentes (3 fuerzas y 3 momentos), que actúan sobre un modelo en movimiento a través del aire. Este sistema utiliza como dispositivos sensores extensómetros de resistencia eléctrica y fue desarrollado por primera vez por M. J. Lebow (ref. 1).

El modelo aerodinámico se montará sobre una columna vertical, la cual pasará a través del

piso del túnel de viento y descansará sobre una plataforma octogonal en la parte inferior. La plataforma a su vez estará sostenida a una base fija por cuatro pequeñas vigas. Las vigas 1 y 4 (figura 3.4) estarán ubicadas paralelamente a la dirección del flujo de aire a través del túnel; en cambio las vigas 2 y 3 se ubicarán transversalmente a la dirección del mismo.

A continuación daremos una explicación de como se obtienen las lecturas para cada una de las fuerzas aerodinámicas.

Obtención de las lecturas de sustentación

Ubicaremos 8 medidores de deformación a ambos lados de las vigas, sobre la linea central y en la parte en que haya mayor deformación, que es cerca a los extremos fijos. Cuando el viento produzca una fuerza de sustentación positiva, la plataforma y las vigas se moverán hacia arriba, los medidores de deformación R_1s, R_2s, R_3s y R_4s estarán en compresión; mientras que R_1i, R_2i, R_3i y R_4i estarán en tensión.

Si se ubican estos medidores de deformación en un circuito de puente de Wheatstone (como se indica en la figura 3.5) los cambios de resis-

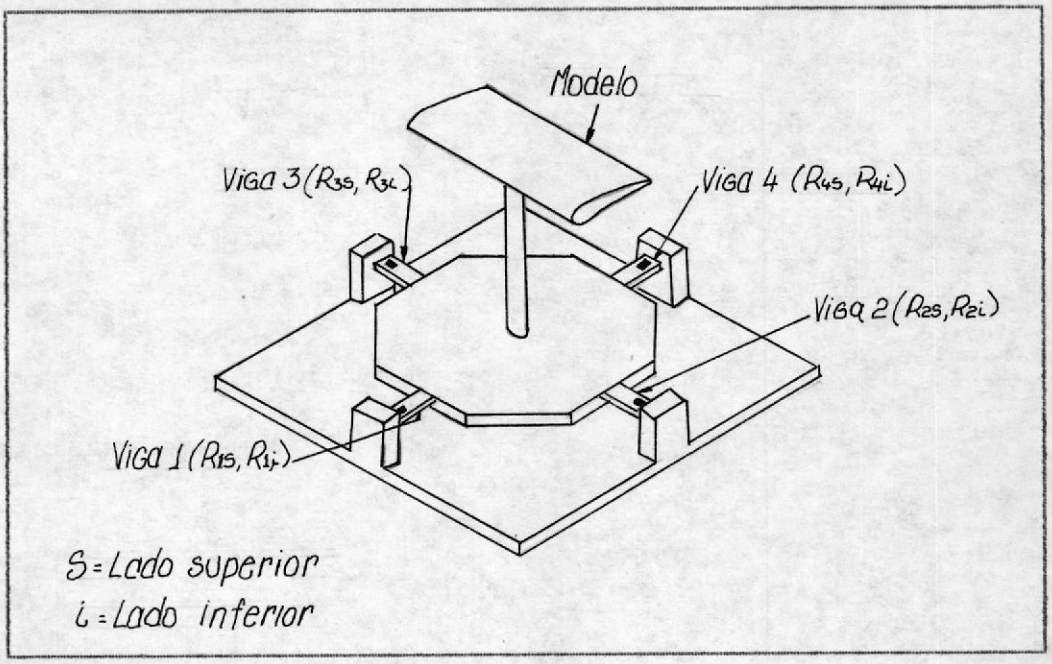


Fig.Nº3.4 DIBUJO ESQUEMATICO DE LA PARTE SUPERIOR DEL TRANSDUCTOR DE FUERZAS (REF. 1).

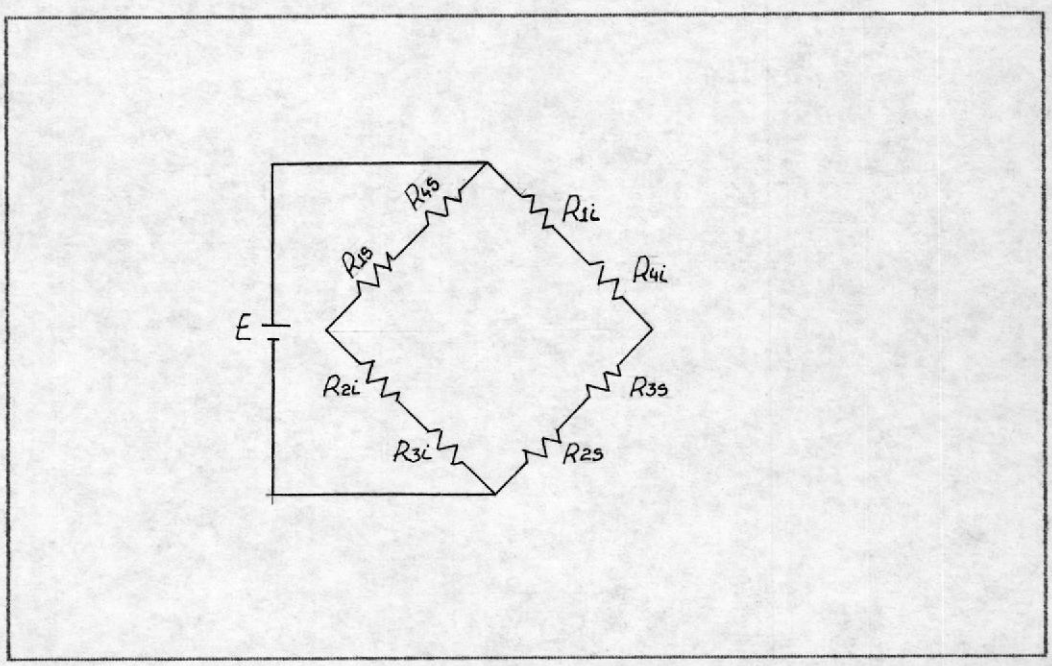


Fig.Nº3.5 UBICACION DE LOS MEDIDORES DE DEFORMACION EN EL PUENTE DE WHEATSTONE (FUERZA DE SUST.).

tencia resultantes, como se vió en el capitulo 2, se combinarán para producir un desbalance en el puente, siendo este desbalance proporcional a la fuerza de sustentación.

Si ocurre un momento de cabeceo (Ver figura 3.6), las vigas se comportarán así: 1 y 4 se deflectarán en diferentes direcciones, R_1s y R_4i estarán en compresión; mientras que R_4s y R_1i soportarán tensión. Los cambios de resistencia producidos en el puente de Wheatstone de la figura 3.5, se anularán; consecuentemente, este momento no afectará las lecturas de deformación producidas por la fuerza de sustentación.

La fuerza de arrastre producirá dos acciones en el sistema. Su brazo causará un momento similar al momento de cabeceo y su efecto será cancelado eléctricamente. Por otro lado, la fuerza de arrastre también tenderá a acortar la viga 4 y a extender la viga 1, siendo estos cambios de resistencia otra vez cancelados en el puente de Wheatstone de la figura 3.5.

La fuerza lateral y el momento de volteo causarán el mismo efecto que la fuerza de arrastre; pero en un plano perpendicular a éste. Las vigas 2 y 3 se deflectarán en direcciones

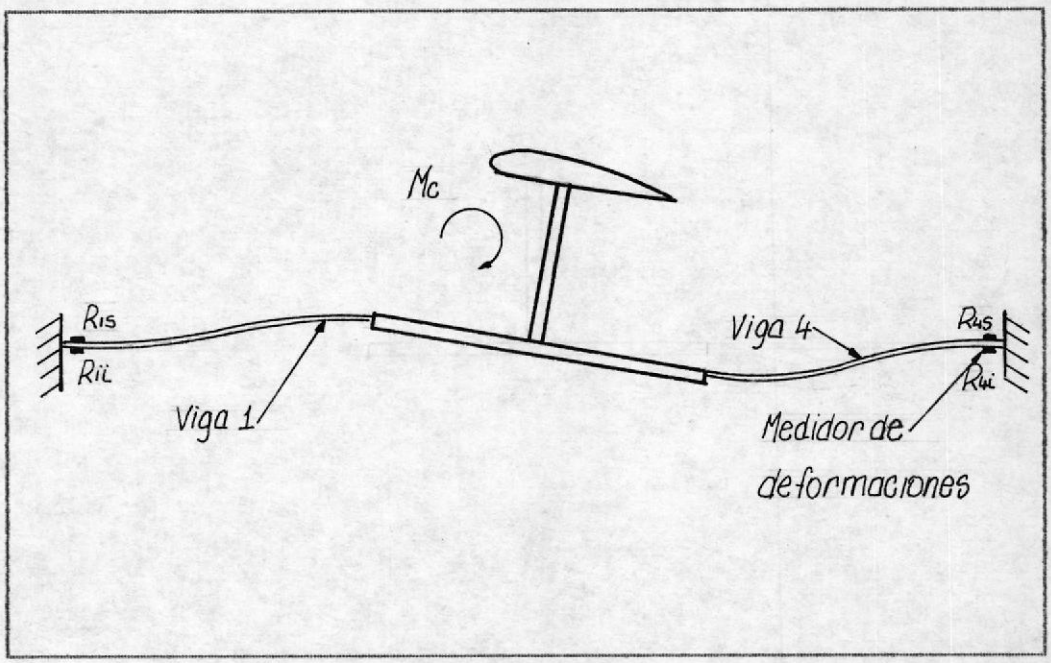


Fig.Nº3.6 TRANSDUCTOR SOMETIDO A UN MOMENTO DE CABECEO.

opuestas y su efecto se cancelará en el puente.

Debido a que los extensómetros de resistencia eléctrica estarán ubicados sobre la línea neutra, el momento de derrapamiento no afectará las lecturas de la fuerza de sustentación.

Obtención de las lecturas de momento de derrapamiento

El momento de derrapamiento lo obtendremos colocando cuatro medidores de deformación a 45 grados en la columna que soporta el modelo, de tal manera que se deformen por torsión alrededor del eje de la columna, como se muestra en la figura 3.7. Se ubican los medidores de deformación de esta manera porque a 45 grados tendremos las deformaciones máximas.

Si hay alguna flexión en la columna causada por la fuerza de arrastre o el momento de cabeceo, su efecto será cancelado electricamente, poniendo los medidores de deformación adecuadamente en el puente de Wheatstone.

Obtención de las lecturas de momento de cabeceo

Si se quiere sensar el momento de cabeceo, habrá que ubicar a los medidores de deforma-

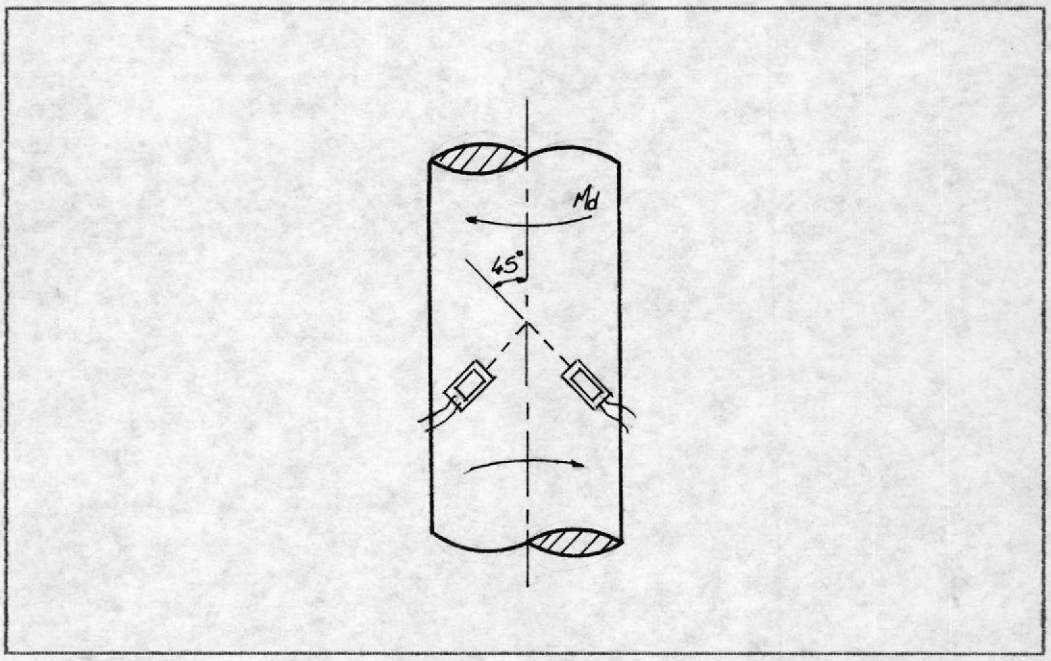


Fig.Nº3.7 UBICACION DE LOS MEDIDORES DE DEFORMACION EN LA COLUMNA PORTAMODELO (MOMENTO DE DERRAPAMIENTO).

ción en las vigas 1 y 4, de tal manera que los cambios de resistencia, producidos por los cambios de deformación, sean aditivos. La ubicación de estos medidores, tanto en la estructura como en el puente de Wheatstone, se la muestra en las figuras 3.8 y 3.9.

La fuerza de arrastre producirá un momento en la misma dirección que el momento de cabeceo; éste debe de ser restado de las lecturas obtenidas, para obtener el momento de cabeceo neto Mc.

La fuerza de sustentación producirá deformaciones que se anularán en el puente de la figura 3.9. Por otro lado, al estar los medidores de deformación sobre la linea neutra, la fuerza lateral, el momento de volteo y el de derrapamiento no afectarán las lecturas del circuito puente.

Para el caso de cuerpos en los cuales se produce arrastre y no momento de cabeceo (como por ejemplo una esfera o una placa plana), el circuito del momento de cabeceo podria ser usado para medir el arrastre.

BIBLIOTE

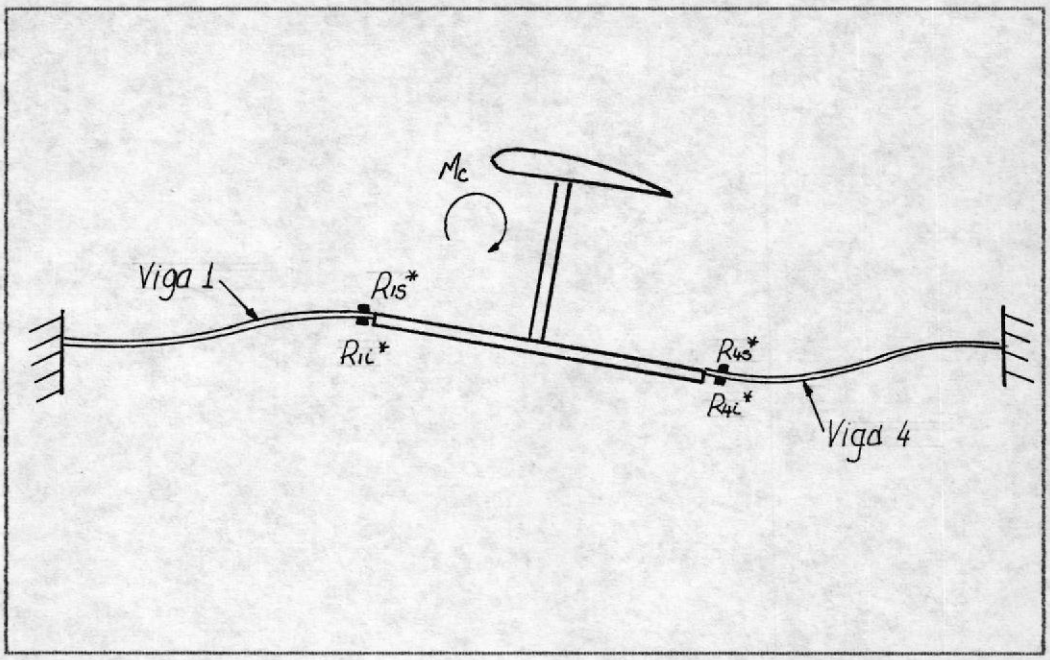


Fig.Nº3.8 UBICACION DE LOS MEDIDORES DE DEFORMACION EN LA ESTRUCTURA QUE MIDE EL MOMENTO DE CABECEO

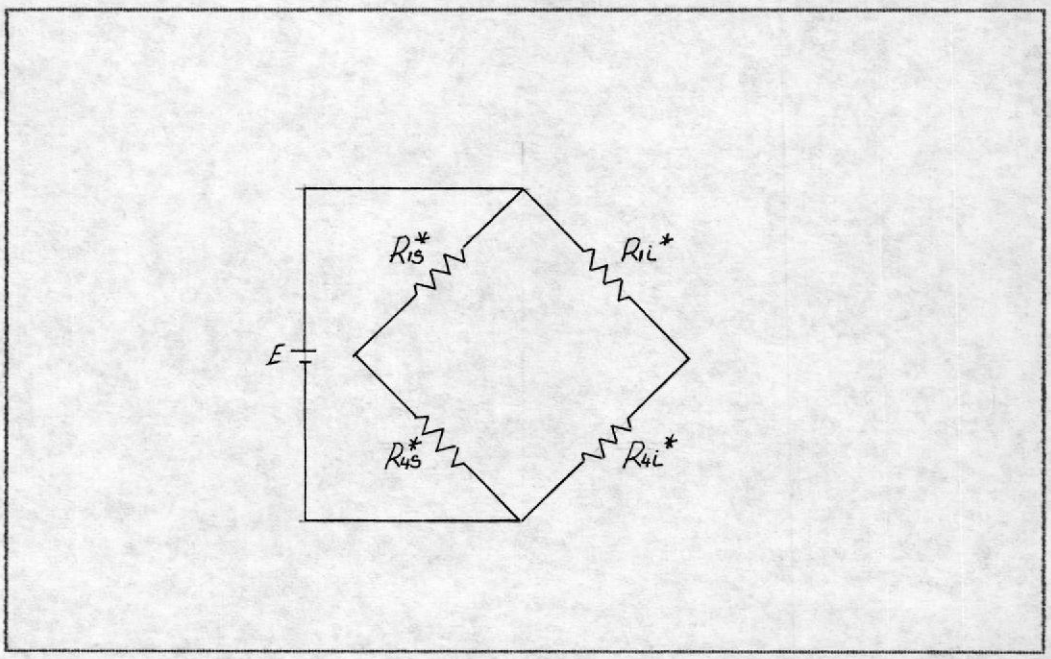


Fig.Nº3.9 UBICACION DE LOS MEDIDORES DE DEFORMACION EN EL PUENTE DE WHEATSTONE (M. DE CABECEO).

Obtención de las lecturas de momento de volteo

El momento de volteo se lo obtiene en forma muy similar al momento de cabeceo, colocando medidores de deformación sobre las vigas 2 y 3. La disposición de los medidores de deformación en el puente de Wheatstone se la observa en la figura 3.10.

En forma similar a como ocurría en el momento de cabeceo, cualquier lectura de deformación producida por alguna otra fuerza que no sea el momento de volteo, será cancelada electricamente en el circuito puente.

Obtención de las lecturas de fuerza de arrastre

Las figuras 3.11 y 3.12 nos muestran la configuración (estructura y puente de Wheatstone) usada para sensar la fuerza de arrastre. Se conectan los medidores de deformación de tal manera que las lecturas del puente no sean afectadas por la acción de otras fuerzas o momentos.

Cualquier componente horizontal de fuerza deflectará las articulaciones del sistema de

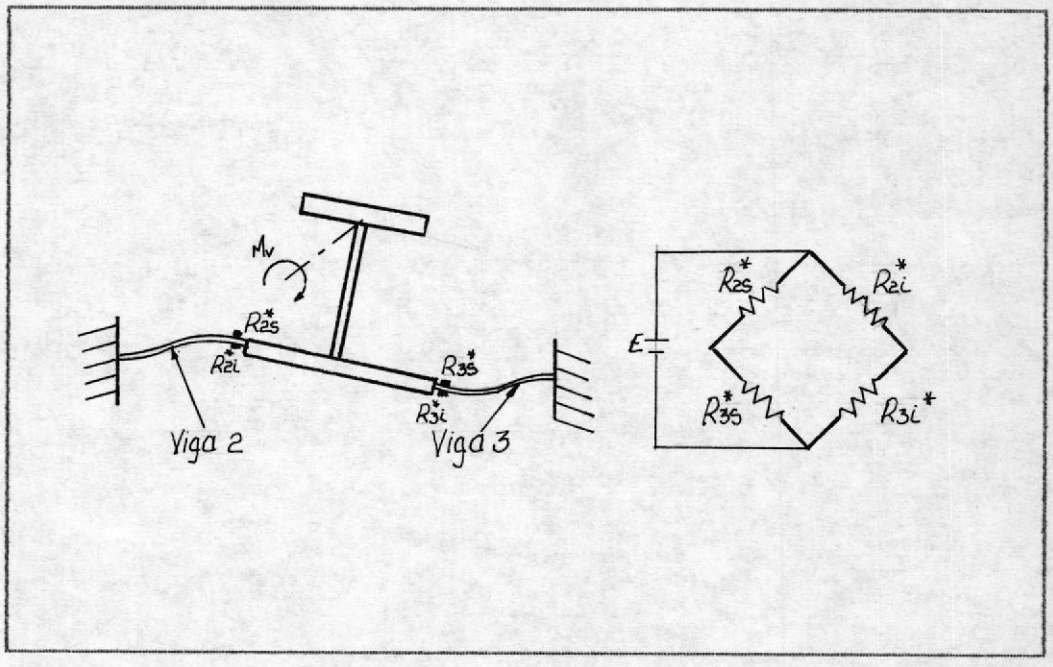


Fig.Nº3.10 UBICACION DE LOS MEDIDORES DE DEFORMACION EN LA ESTRUCTURA Y EN EL PUENTE DE WHEATSTONE (MOMENTO DE VOLTEO).

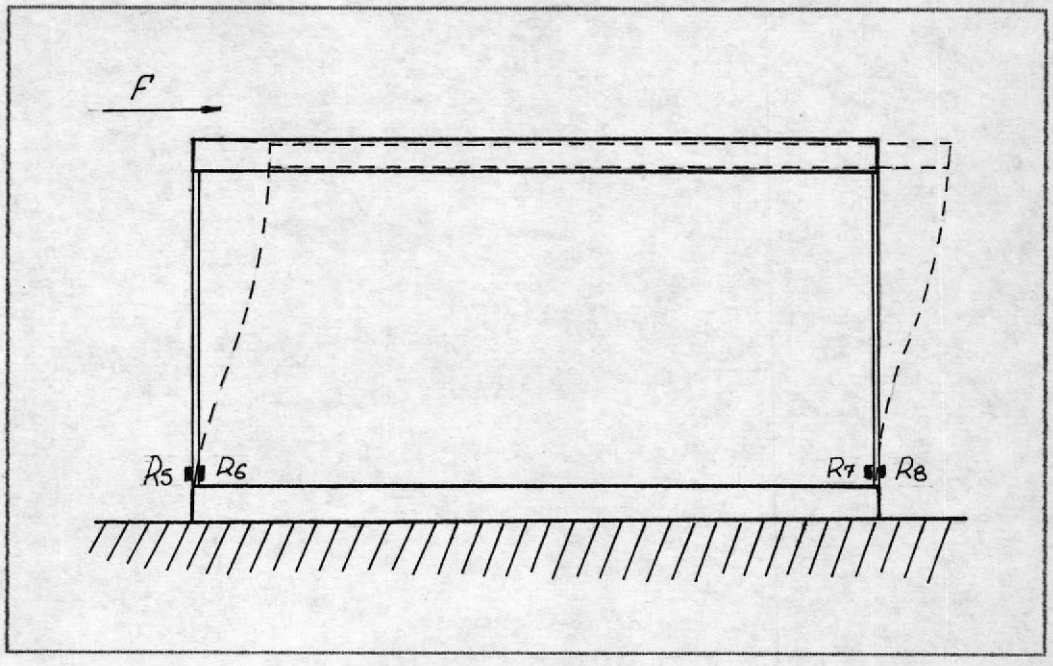


Fig.Nº3.11 UBICACION DE LOS MEDIDORES DE DEFORMACION EN LA ESTRUCTURA (FUERZA DE ARRASTRE Y LATERAL).

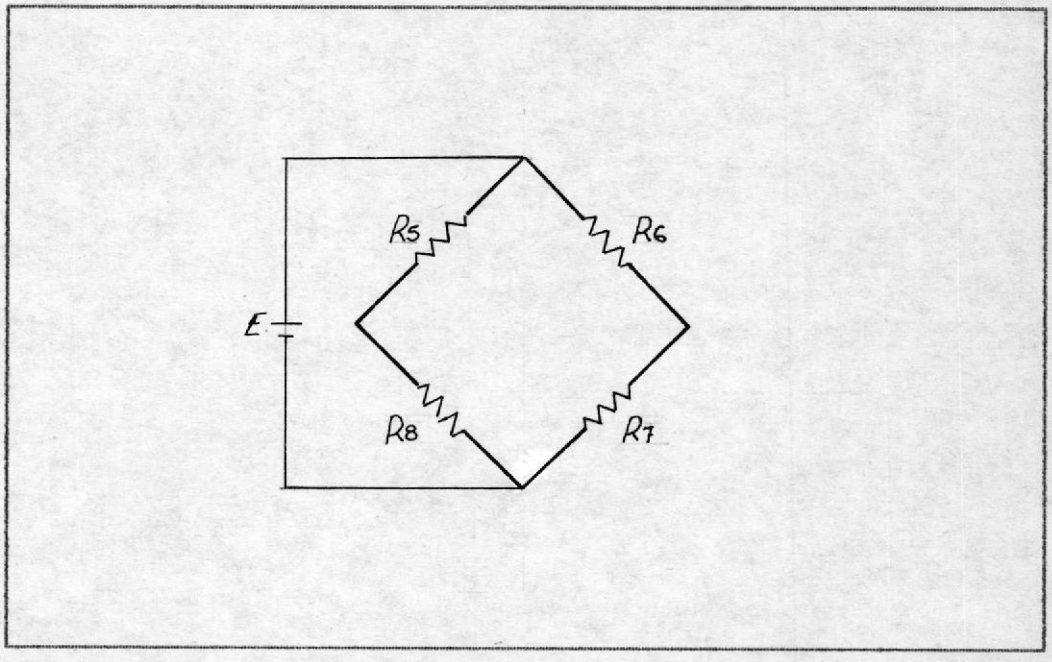


Fig.Nº3.12 UBICACION DE LOS MEDIDORES DE DEFORMACION EN EL PUENTE DE WHEATSTONE (FUERZA DE ARRASTRE Y LATERAL).

arrastre. Debido a su simetría, la plataforma superior quedará horizontal con respecto a la inferior. Cualquier fuerza que no esté en la dirección de la fuerza de arrastre no afectará a las lecturas de deformación del circuito puente.

Se debe tener cuidado de que no haya una deflexión pronunciada de las vigas, ya que al ocurrir ésto, la componente de la fuerza de sustentación producirá un momento de flexión sobre estas vigas, el cual si afectará las lecturas de la fuerza de arrastre.

Obtención de las lecturas de fuerza lateral

La fuerza lateral podrá ser sensada en un sistema similar al de la fuerza de arrastre, pero ubicado perpendicular a éste, como se muestra en la figura 3.13.

Un dibujo esquemático mostrándonos la forma general del transductor, se lo muestra en la figura 3.13 (ref. 1).

Entre algunas de las ventajas de este instrumento, sobre los ya descritos anteriormente, están:

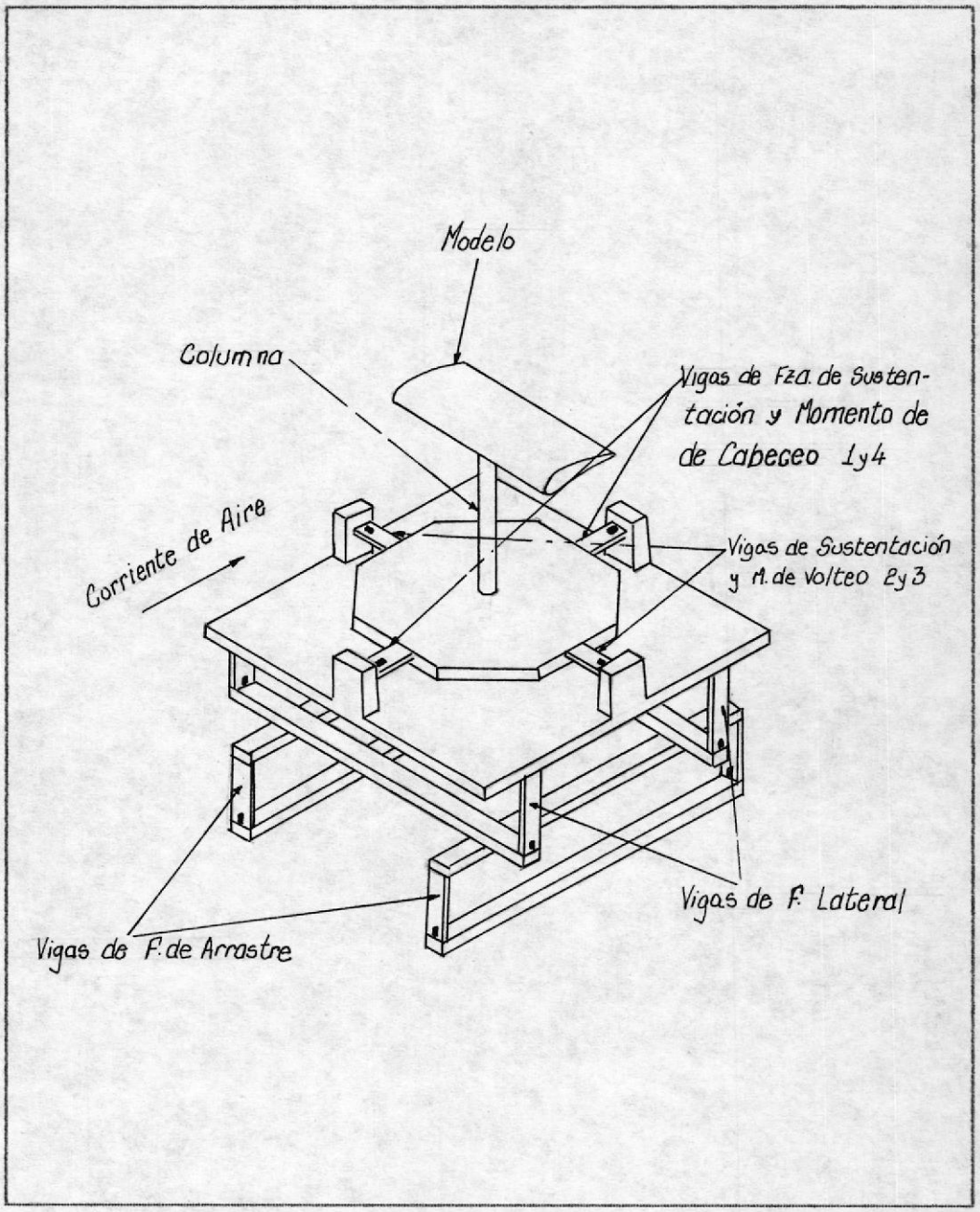


Fig. Nº3.13 DIBUJO ESQUEMATICO DEL INTRUMENTO (REF.1).

- La facilidad de construcción del dispositivo.
- Su versatilidad de poder medir todas las fuerzas y momentos en forma continua.
- La calibración del dispositivo es relativamente sencilla.
- La sensibilidad del transductor es buena, teniendo la posibilidad de poder acrecentarla pegando otros medidores de deformación en serie con los ya pegados.

3.1.2 RELACIONES ENTRE LECTURAS DE DEFORMACION Y LECTURAS DE FUERZAS

En el presente subcapítulo, plantearemos las distintas relaciones entre las fuerzas del viento, que van a ser medidas por el transductor y las deformaciones que se obtendrían en las vigas, causadas por la aplicación de estas fuerzas. En este caso, las deformaciones son proporcionales a las fuerzas que las producen, las cuales a su vez se originan por el choque del viento contra el perfil o cualquier otro cuerpo a ser ensayado.

Siendo la deformación en las vigas la magnitud que va a ser realmente medida por el transductor, se diseñarán éstas de tal manera que se

obtengan deformaciones óptimas, dentro del rango de fuerzas esperado.

La precisión del instrumento será más exacta en cuanto tenga menos deflexiones en los extremos de las vigas, de tal manera que la geometria del sistema no cambie bajo la acción de cargas aerodinámicas. Las deflexiones en el sistema pueden mover el modelo de su centro de resolución e invalidar los datos de momento, o anular el alineamiento del transductor, de tal manera que parte de la sustentación aparezca como arrastre o como fuerza lateral.

A continuación plantearemos para cada fuerza aerodinámica, tanto las ecuaciones para las deformaciones como las correspondientes a las deflexiones.

Deformación producida por la sustentación

Para el cálculo de la deformación producida por la sustentación, consideramos a cada viga empotrada en ambos extremos, como se muestra en la figura 3.14.

Debido a la simetría de la construcción, a cada viga se la puede considerar como dos vigas en cantiliver, cada una de longitud L/2.

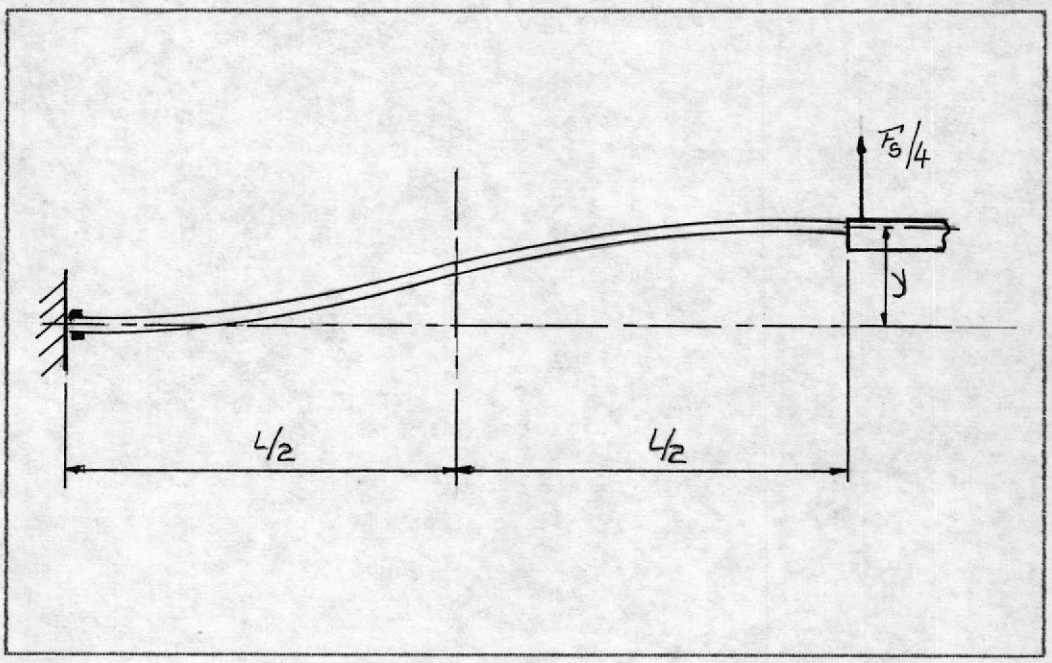


Fig.Nº3.14 VIGA SOMETIDA A UNA FUERZA DE SUSTENTACION.

La fuerza de sustentación sobre cada viga es 1/4 de la sustentación total, por lo tanto:

$$P = Fs/4 \qquad (3-1)$$

donde:

P = Fuerza actuante sobre cada viga

Fs = Fuerza de sustentación.

El momento causado por esta fuerza sobre cada viga será igual a:

$$M = Fs*L/8 \qquad (3-2)$$

Usando la ecuación para los esfuerzos de flexión $\sigma = M*c/I$ (3-3), e igualándola con la de esfuerzos uniaxiales $\sigma = E*\epsilon$ (3-4) tenemos que:

$$\sigma = \frac{M*c}{I} = \epsilon*E = \frac{3*Fs*L}{4*b*h^2} \qquad (3-5)$$

donde:

b = ancho de la viga

h = espesor de la viga

L = longitud de la viga

$I = bh^3/12$ (inercia de una sección cuadrada)

c = h/2

ϵ = deformación unitaria (μplg/plg o μm/m)

E = módulo de elasticidad.

Despejando el valor de deformación tenemos:

$$\epsilon = 3FsL/4Ebh^2 \qquad (3-6)$$

Como existen ocho medidores de deformación que medirán la fuerza de sustentación:

$$\epsilon t = \frac{6FsL}{Ebh^2} \qquad (3-7)$$

Con una fuerza de sustentación dada Fs y una sección y tamaño de viga dada (b,h y L), obtendremos un determinado nivel de deformación ϵ.

La deflexión es el doble de la de una viga en cantiliver, entonces reemplazando P por Fs/4 y L por L/2 en la ecuación para la deflexión de una viga en cantiliver:

$$y = P*L^3/3*E*I$$

tenemos:

$$y = Fs*L^3/4*E*b*h^3 \qquad (3-8)$$

usando la ec 3-6 en la 3-8 para obtener la deflexión en función de la deformación tenemos:

$$y = L^2\epsilon/3h \qquad (3-9)$$

De la ecuación 3-6 vemos que las deformaciones son proporcionales a la longitud, mientras que las deflexiones (ec-3-8) lo son a la longitud elevada al cubo. Por otro lado, un cambio en el espesor nos daría un gran cambio (inversamente proporcional) en el nivel de deformaciones ($\epsilon \propto 1/h^2$) y uno mucho mayor en el nivel de deflexiones ($y \propto 1/h^3$). Nosotros queremos tener

mayores deformaciones pero con mínimas deflexiones. Para tener mínimas deflexiones la longitud L tendrá que ser lo más pequeña posible y el espesor h lo más grande que se pueda. Esto va en contraposición con lo que debemos hacer para tener máximas deformaciones, ya que estas aumentan al incrementar L y al disminuir h. Tendremos que diseñar al instrumento para darle un nivel de sensibilidad satisfactorio manteniendo la deflexión bajo niveles aceptales.

Deformaciones producidas por los momentos aerodinámicos

Trataremos de obtener una expresión que relacione los momentos aerodinámicos con las deformaciones en las vigas que miden estos momentos.

Si llamamos a M_c el momento de cabeceo y Ma el momento causado sobre la estructura debido a la fuerza de arrastre:

$$Ma = Fa * d$$

donde d es la distancia desde el punto de acción de la fuerza de arrastre sobre el modelo aerodinámico hasta la base de la plataforma.

Ma y Mc son momentos aditivos, su suma la llamaremos M_t. Un diagrama de cuerpo libre de la

plataforma será como el de la figura 3.15.

Debido a la simetría del sistema:

$$M_2 = M_3 \quad (3\text{-}10) \quad \text{y} \quad R_2 = R_3 \qquad (3\text{-}11)$$

Haciendo sumatoria de momentos con respecto a Ö tenemos:

$$M_t = M_2 + M_3 + p*R_2 = 2M_2 + p*R_2 \qquad (3\text{-}12)$$

donde:

p = longitud de la plataforma.

La deflexión de la plataforma debido al momento es igual a:

$$y_p = -p*\theta/2 \qquad (3\text{-}13)$$

donde:

y_p = deflexión de la plataforma (en este caso igual a la deflexión de la viga)

θ = desviación en radianes de la plataforma.

La deflexión de las vigas 1 y 4 producida por el momento M_t, la hallaremos utilizando el método de area de momentos. Un diagrama de momento de las vigas se lo muestra en la figura 3.16.

$$EIy_{B/A} = EIy_p = (Area)_{AB} \cdot \bar{X}_B$$

$$EIy_p = -R_2*L^3/3 + M_2*L^2/2$$

despejando y_p:

$$y_p = \frac{3M_2L^2 - 2R_2L^3}{6EI} \qquad (3\text{-}14)$$

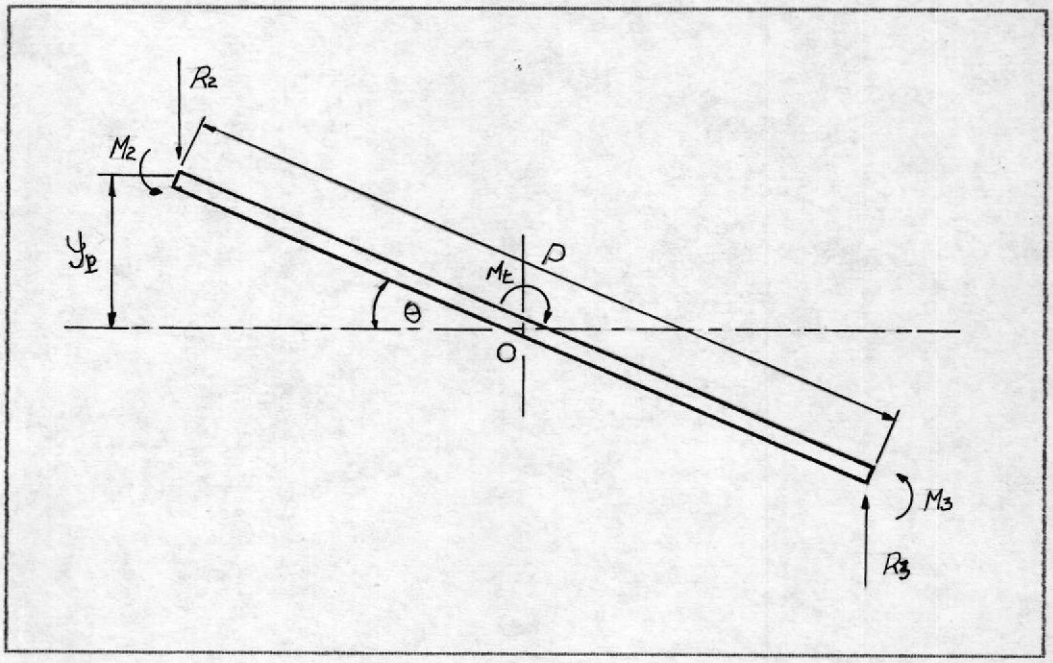


Fig.Nº3.15 DIAGRAMA DE CUERPO LIBRE DE LA PLATAFORMA.

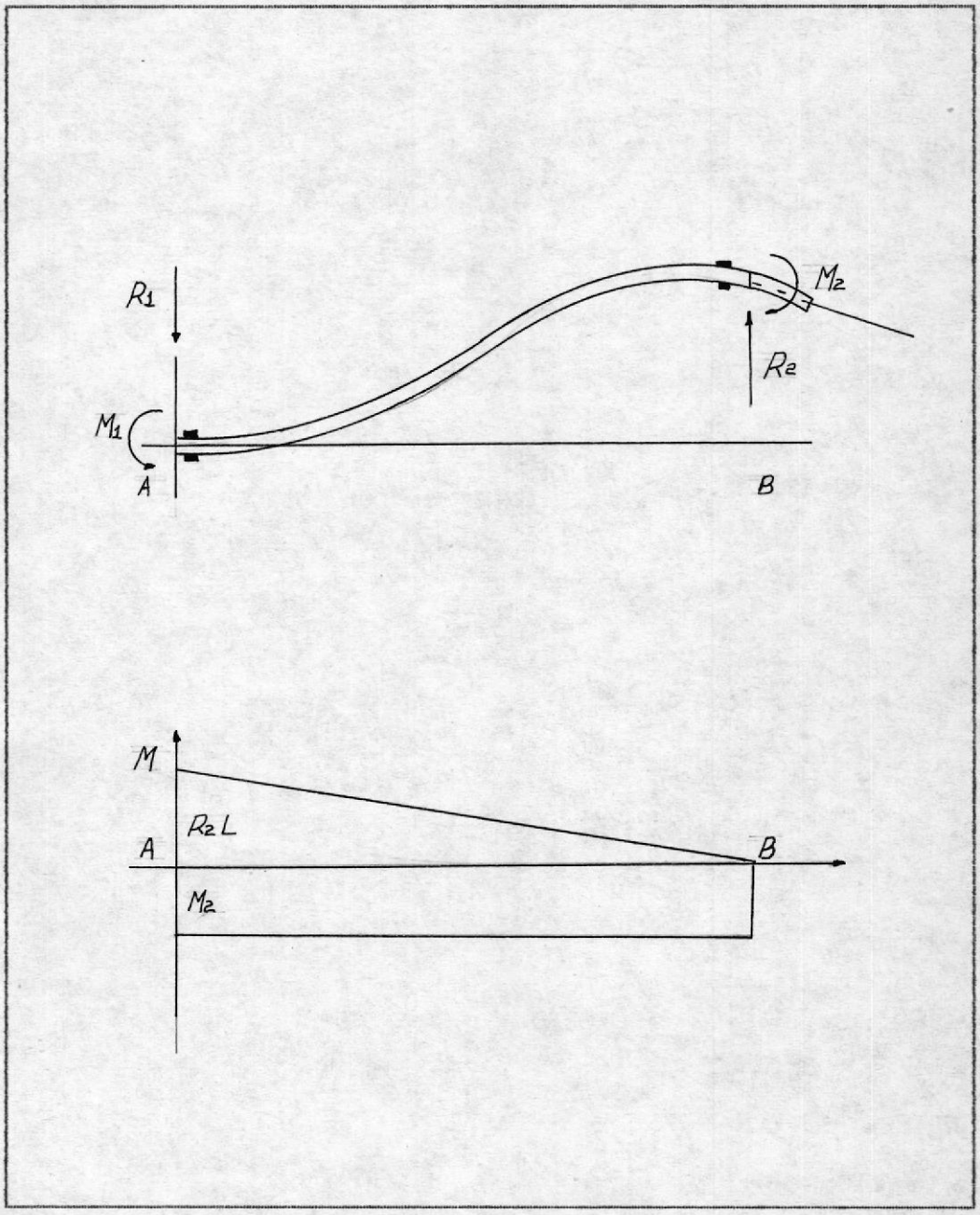


Fig.Nº3.16 DIAGRAMA DE MOMENTOS DE LAS VIGAS 1 Y 4.

derivando con respecto a L:

$$\theta = \frac{2M_2L - R_2L^2}{2EI} \qquad (3\text{-}15)$$

Reemplazando y_p por $p\theta/2$ en la ecuación 3-14 y despejando luego R_2 y M_2 en función de θ de las ecuaciones 3-14 y 3-15:

$$M_2 = \frac{EI\theta}{L^2}(3p + 4L) \qquad (3\text{-}16)$$

$$R_2 = \frac{6EI\theta(p + L)}{L^3} \qquad (3\text{-}17)$$

Reemplazando (3-16) y (3-17) en (3-12) nos queda:

$$M_t = \frac{2EI\theta(3p^2+6pL+4L^2)}{L^3} \qquad (3\text{-}18)$$

La relación entre el momento M_t y la deformación en las vigas causada por este momento se la determina de la siguiente manera.-

La relación entre el momento M_2 y los esfuerzos causados por este momento serán (utilizando la ecuación 3-4):

$$\sigma = E * \epsilon = \frac{M_2}{Z} = \frac{Eh\theta(3p + 4L)}{2L^2} \qquad (3\text{-}19)$$

donde:

Z = módulo de sección de una viga cuadrada (I/c).

Despejando θ se obtiene:

$$\theta = \frac{2L^2\epsilon}{h(3p+4L)}$$

reemplazando este valor de θ en la ecuación (3-18) tenemos que:

$$M_t = \frac{Ebh^2(3p^2+6pL+4L^2)\epsilon}{3L(3p+4L)} \qquad (3-20)$$

despejando ϵ:

$$\epsilon = \frac{3L\ M_t(3p+4L)}{Ebh^2(3p^2+6pL+4L^2)} \qquad (3-21)$$

Si el paso del viento a través del cuerpo a ser ensayado origina un momento sobre éste, se produce una deformación en las vigas 1 y 4 como consecuencia de este momento. Esta deformación va a depender de la longitud, ancho y espesor de la viga además del tamaño de la plataforma p.

Dependiendo del rango esperado de carga, podremos obtener un nivel de deformaciones óptimo seleccionando un tamaño de viga adecuado, asegurandonos que con este tamaño no se tenga una apreciable distorsión (deflexión) de las vigas.

Al hacer la selección del tamaño de las vigas debe haber un compromiso de resultados con los esperados para la fuerza de sustentación. Des-

pués de todo, las vigas que sensan estas 2 componentes aerodinámicas son las mismas.

Las deformaciones producidas por el momento de volteo serán similares a las del momento de cabeceo, con la única variante de que ahora las deformaciones se producirán en las vigas 2 y 3. El momento total (M_t en la ec. 3-21) será la suma del momento de volteo más el momento causado por la fuerza lateral.

Deformaciones producidas por la Fuerza de Arrastre y la Fuerza Lateral

Para el caso de la fuerza de arrastre (Fig 3.17), de un análisis parecido al de las fuerzas de sustentación tenemos:

$$\epsilon = \frac{3FaL}{4Ebh^2} \qquad (3\text{-}22$$

ESCUELA SUPERIOR POLITECNICA 1958 GUAYAQUIL
BIBLIOTECA

donde:

Fa= fuerza de arrastre

b= ancho de la viga

h= espesor de la vigas.

Como son 8 medidores de deformación, la deformación total será:

$$\epsilon t = \frac{6FaL}{Ebh^2} \qquad (3\text{-}23)$$

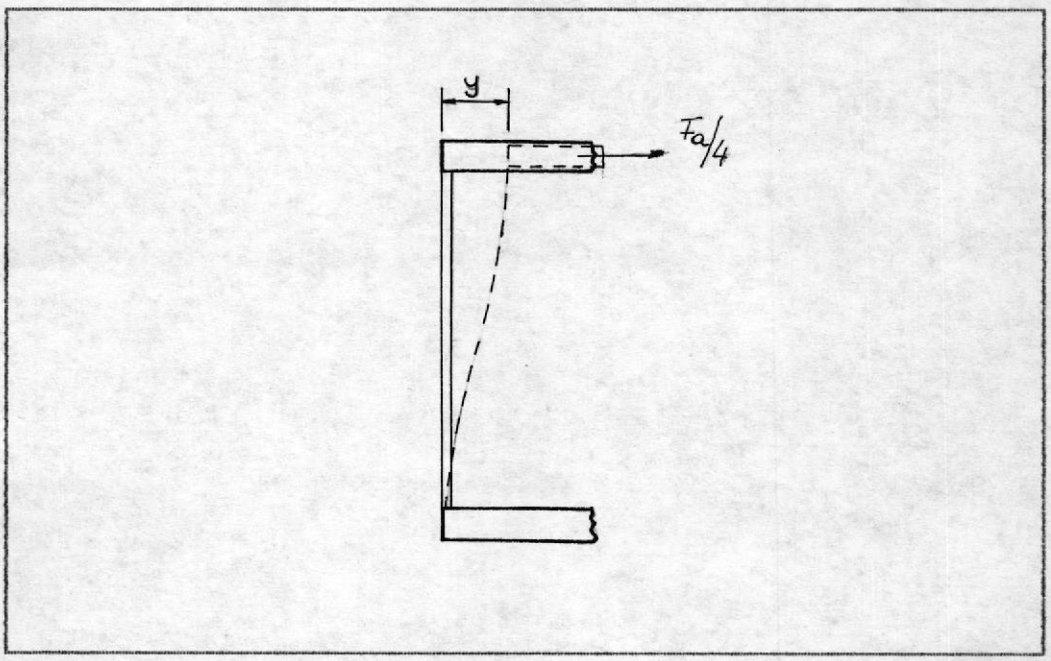


Fig.Nº3.17 VIGA SOMETIDA A UNA FUERZA DE ARRASTRE.

La deformación producida en las vigas por la fuerza lateral es similar a la producida por la fuerza de arrastre. La ecuación para esta deformación quedará entonces como:

$$\epsilon = \frac{6Fl\ L}{Ebh^2} \qquad (3\text{-}24)$$

donde:

Fl = fuerza lateral.

Por otro lado, la deflexión será:

$$y = L^2\epsilon/3h \qquad (3\text{-}25)$$

3.1.3 SECCIONAMIENTO DE COMPONENTES, ANALISIS DE RESISTENCIAS Y OPTIMIZACION DE LAS LECTURAS DE DEFORMACION

Debido a que en el túnel se ensayarán algunas clases de modelos, el cálculo de fuerzas se hará en base al rango de fuerzas esperado al usar estos modelos específicos. Entre éstos se encuentran .- Perfiles aerodinámicos a los cuales basicamente se les mide fuerza de sustentación y arrastre. Esfera lisa, rugosa y un disco circular a los cuales se les puede medir fuerza de arrastre. Unas fotos de dichos modelos se las muestra en las figuras 3.18 y 3.19.

Adicionalmente se pueden implementar otra clase de modelos cuyas propiedades se deseen obtener

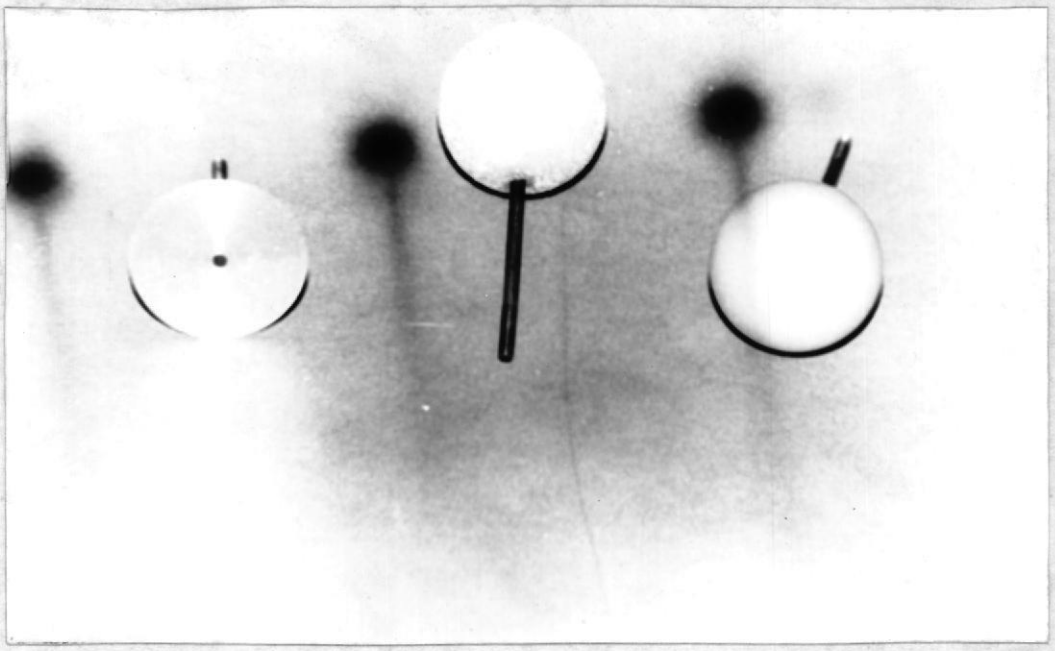


Fig. Nº 3.18 MODELOS AERODINAMICOS UTILIZADOS AL SENSAR EL ARRASTRE (DISCO CIRCULAR, ESFERA LISA Y RUGOSA.

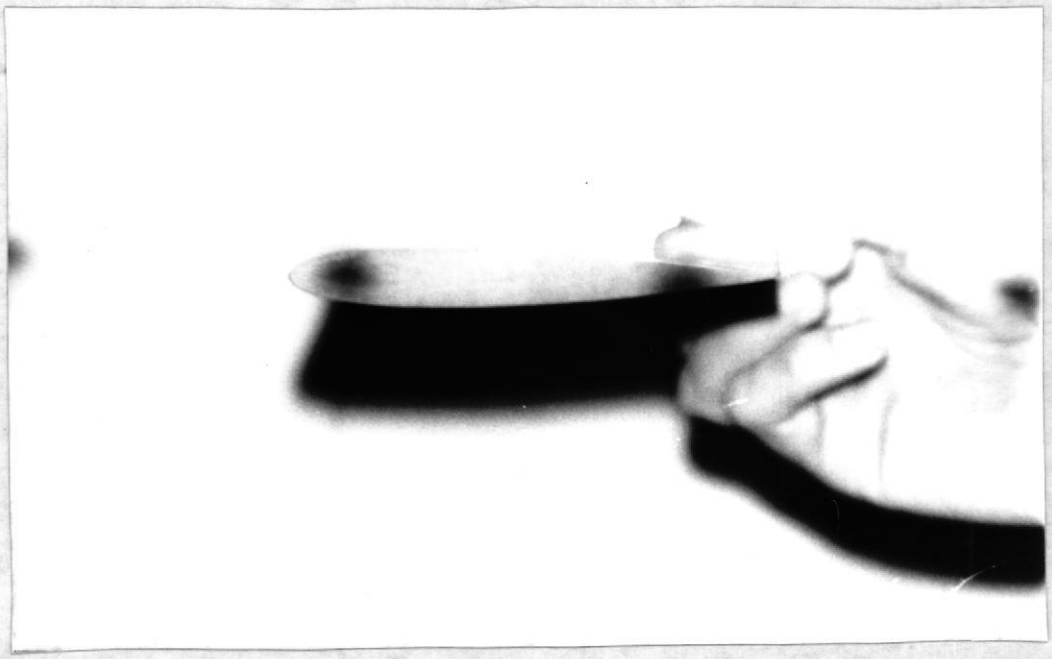


Fig. Nº 3.19 PERFIL AERODINAMICO NACA 0012.

experimentalmente.

1 Seccionamiento de las vigas para el registro de la fuerza de sustentación (vigas 1,2,3 y 4) (Fig. 3.4)

Los perfiles aerodinámicos son los modelos típicos para medir fuerza de sustentación. Además, en éstos a altos ángulos de ataque, se llegan a medir fuerzas de arrastre considerables.

Las ecuaciones fundamentales para la deformación y deflexión en las vigas de la estructura para la fuerza de sustentación son, como vimos en el capitulo anterior:

$$\epsilon = 3FsL/4Ebh^2 \qquad (3-6)$$

$$y = FsL^3/4Ebh^3 \qquad (3-8)$$

EL valor de deformación total, debido a que cada puente trabaja con 8 medidores de deformación es:

$$\epsilon_t = 6FsL/Ebh^2 \qquad (3-7)$$

Escogemos empiricamente un valor de longitud de las vigas de sustentación (vigas 1,2,3 y 4) de 90 mm, en base a la superficie disponible debajo del túnel para colocar nuestro intrumento.

Debido a que el extensómetro de resistencia eléctrica tiene una longitud finita, no se puede colocar a este extensómetro en el extremo de la viga. Por lo tanto, existe una disminución de los valores de deformación obtenidos de la ecuación 3-7. El valor de longitud a la cual medimos la deformación, no será el de la longitud de la viga; sino, un poco menor. La longitud a la cual pegamos el medidor es aproximadamente igual al 85% de la longitud total de la viga, nos quedará entonces:

$$L = 0.85 * L_v$$

$$L = 0.85 * 90 = 76.5 \text{ mm} \approx 77 \text{ mm}$$

donde L_v = Longitud total de la viga.

El ancho de la viga tendrá que ser lo suficientemente grande para poder colocar el medidor de deformación. Escogeremos un valor de ancho de viga de 18 mm que cumple con este requerimiento.

El valor de espesor se lo escogerá en base a tener niveles de deformación satisfactorios dentro del rango de fuerzas esperado. Un rango de deformaciones que nos da una sensibilidad aceptable es de 0 a 700 micrones/mt. Se diseñará a las vigas con un espesor tal

que a carga máxima se obtenga una deformación aproximadamente igual a 700 micrones/mt.

-Rango de fuerzas esperado (sustentación):

Para hacer el cálculo del rango de fuerzas máximo del instrumento tenemos como precedente que el sistema de dinamómetro anterior usaba un perfil NACA 0012, al cual se le medía la fuerza de sustentación a varios ángulos de ataque (0-20 grados).

De la tesis de grado del Ing Carlos Cedeño (ref.13) vemos que el máximo valor de fuerza de sustentación obtenido para este aeroforme, era de aproximadamente 3.4 libras (15.13 newtons).

Teóricamente podemos también obtener el valor de la fuerza de sustentación de la ecuación 2-35:

$$Fs = CsqA \qquad (2\text{-}35)$$

donde:

q = Presión dinámica ($1/2\delta V^2$), en nuestro caso 932 N/m^2.

A = Area del ala, para el aeroforme NACA 0012 es 0.03096 m^2.

Cs= Coeficiente de sustentación (Cs = 1 de la figura 2.11, para flujo bidimensio-

nal en un perfil NACA 0012).

reemplazando valores tenemos:

$$Fs = 28.85\ N \approx 29\ N$$

Como vimos en el capítulo 2 para el caso de flujo tridimensional, los valores de sustentación son menores a los calculados teóricamente.

Para estar dentro del rango de seguridad asumiremos un valor máximo de fuerza de sustentación de 29 Newtons.

Los datos tabulados de deformación y deflexión para la fuerza de sustentación los observamos en la tabla III y en la figura 3.20.

De la figura 3.20 vemos que con un espesor de viga de 4mm, para una longitud y ancho de 77 y 18 mm. respectivamente, obtenemos una deformación teórica máxima total de 708 micrones/mt, lo que nos dará una sensitividad satisfactoria.

El nivel de resolución o de la mínima lectura que obtendremos al medir la sustentación será de 0.04 N. Por otro lado, la deflexión para carga máxima será igual a 0.35 mm, lo cual

TABLA III
DEFORMACION ESPERADA PARA LA FUERZA DE SUSTENTACION
ESPECIFICACIONES: Longitud = 0.077 mm
Ancho = 0.018 mm
Módulo = 65.61 MPa

ESPESOR metros	FUERZA newtons	DEFORMACIONES micrones/mt	DEFLEXIONES micrones
RANGO MINIMO			
0.0020	0.0409	4.0000	3.9527
0.0025	0.0409	2.5600	2.0238
0.0030	0.0409	1.7778	1.1712
0.0035	0.0409	1.3061	0.7375
0.0040	0.0409	1.0000	0.4941
0.0045	0.0409	0.7901	0.3470
0.0050	0.0409	0.6400	0.2530
RANGO BAJO			
0.0020	5	489.0007	483.2142
0.0025	5	312.9604	247.4056
0.0030	5	217.3336	143.1746
0.0035	5	159.6737	90.1624
0.0040	5	122.2502	60.4018
0.0045	5	96.5927	42.4221
0.0050	5	78.2401	30.9257
RANGO MEDIO			
0.0020	15	1467.0020	1449.6425
0.0025	15	938.8813	742.2169
0.0030	15	652.0009	429.5237
0.0035	15	479.0211	270.4872
0.0040	15	366.7505	181.2053
0.0045	15	289.7782	127.2663
0.0050	15	234.7203	92.7771
RANGO ALTO			
0.0020	29	2836.2038	2802.6421
0.0025	29	1815.1705	1434.9527
0.0030	29	1260.5350	830.4125
0.0035	29	926.1074	522.9420
0.0040	29	709.0510	350.3303
0.0045	29	560.2378	246.0481
0.0050	29	453.7926	179.3691

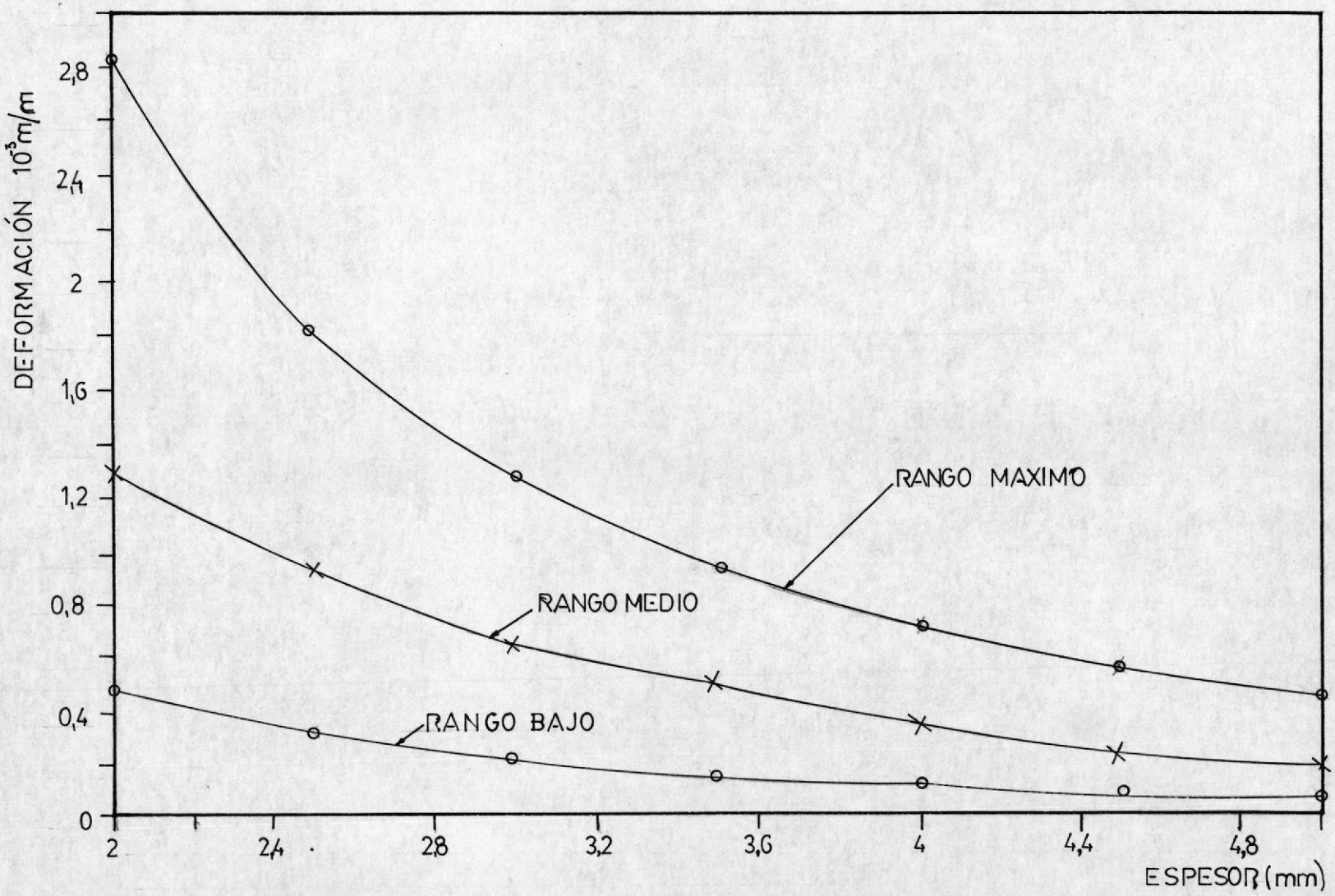


Fig Nº 3. GRAFICO DEFORMACION VS ESPESOR (SUSTENTACION)

nos da una distorsión en el sistema casi despreciable.

1a Análisis de resistencias de las vigas 1,2,3 y 4 (Fig. 3.4) al sensar la fuerza del viento sobre un aeroforme:

Siendo los componentes estructurales más debiles del transductor la vigas que sensan las distintas fuerzas, se hará un análisis de resistencias de éstas para determinar el factor de seguridad de las mismas bajo las distintas condiciones de carga.

Comenzaremos haciendo el cálculo de los niveles de esfuerzos al que están sometidas las vigas al sensar las fuerzas sobre un aeroforme. Como vimos en el capítulo 2, la fuerza del viento resultante que actúa sobre un aeroforme, se puede descomponer en una componente perpendicular a la dirección de la velocidad (sustentación) y en una paralela a la dirección de ésta (arrastre).

Tanto la fuerza de sustentación como la de arrastre provocan estados de esfuerzo sobre las vigas 1,2,3 y 4. Una representa-

ción esquemática de la acción de estas fuerzas sobre las vigas 1 y 4 se muestra en la figura 3.21 y sobre las vigas 2 y 3 en la figura 3.22.

A continuación calcularemos los niveles de esfuerzo producidos en las vigas 1,2,3 y 4 cuando sometemos a un aeroforme a la acción de las fuerzas del viento.

-Nivel de esfuerzos producidos en las vigas 1,2 3 y 4 (Fig. 3.4)por la fuerza de sustentación sobre un aeroforme

Usando la ecuación 3.5 tenemos:

$$\sigma s = 3FsL/4bh^2$$

reemplazando para el máximo valor de fuerza de sustentación:

$$\sigma s = E*\epsilon = 11.61 \text{ MPa} = 1.68 \text{ Kpsi.}$$

donde:

σs = esfuerzo producido por la fuerza de sustentación.

-Nivel de esfuerzos producido en las vigas 1, 2, 3 y 4 (Fig. 3.4) por la fuerza de arrastre sobre el aeroforme

La fuerza de arrastre produce un esfuerzo axial y uno de flexión sobre las vigas 1

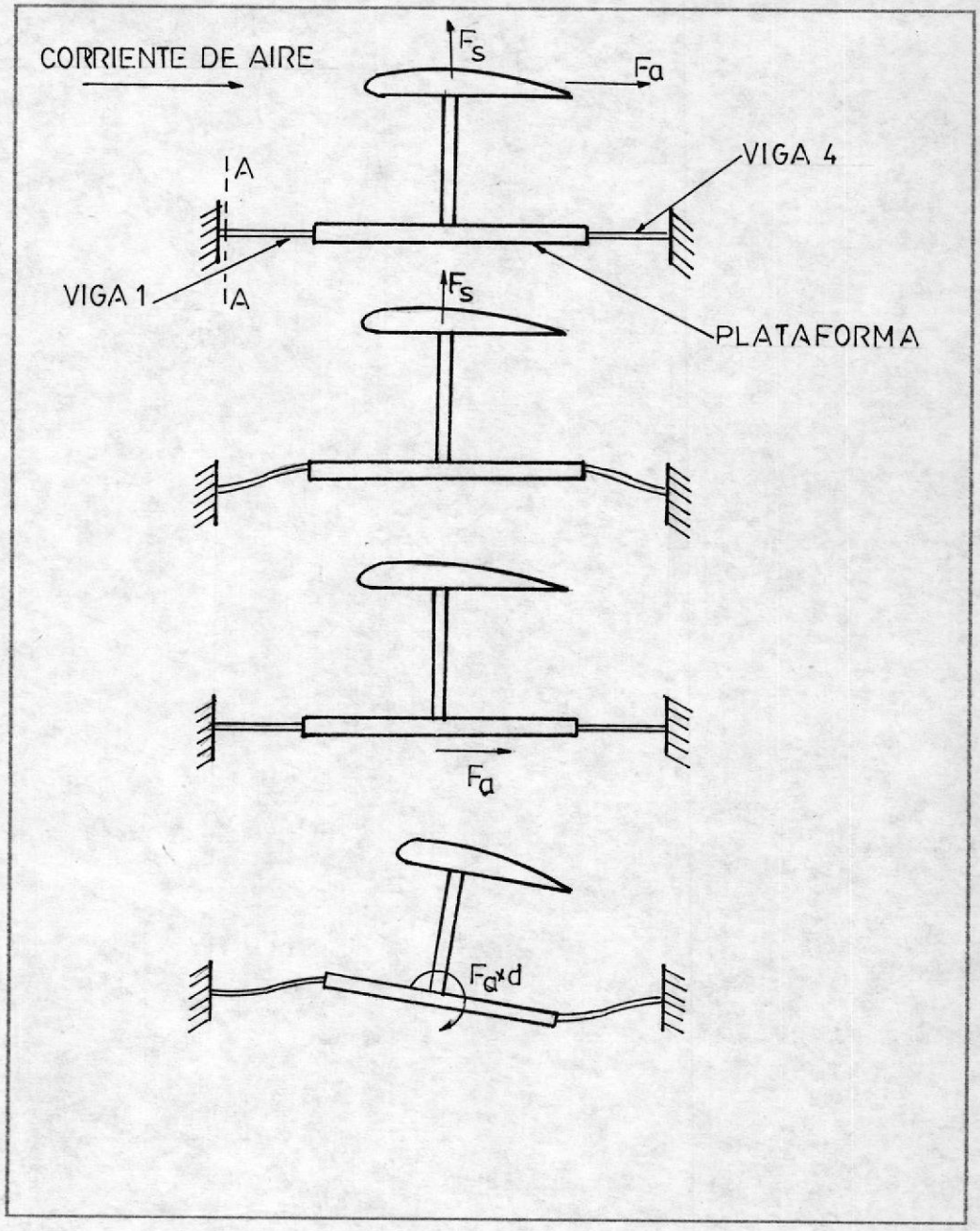


Fig.Nº3.21 DIBUJO ESQUEMATICO REPRESENTANDO LA ACCION DE LAS FUERZAS DE SUSTENTACION Y ARRASTRE SOBRE LAS VIGAS 1 Y 4.

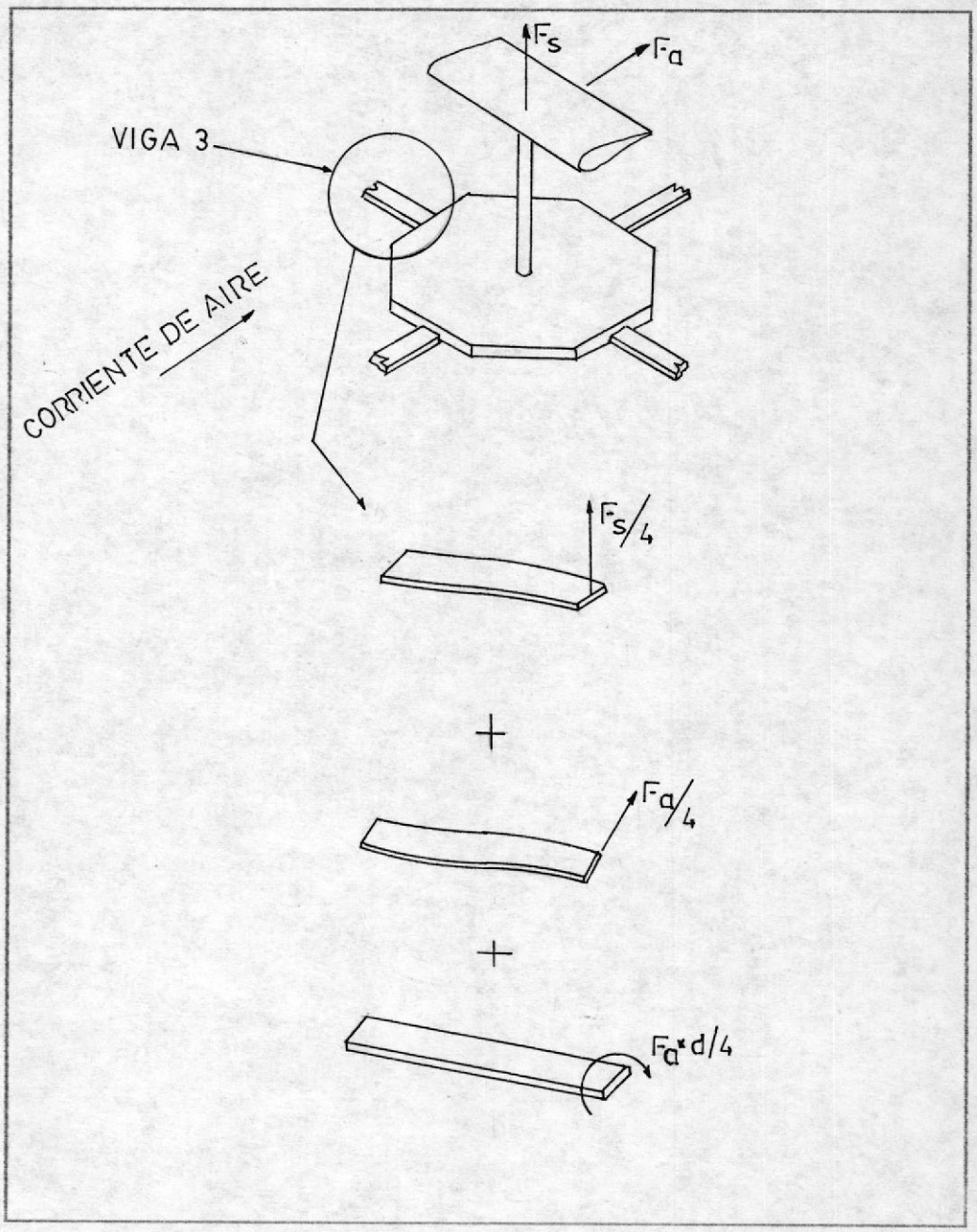


Fig.Nº3.22 DIBUJO ESQUEMATICO REPRESENTANDO LA ACCION DE LAS FUERZAS DE SUSTENTACION Y ARRASTRE SOBRE LAS VIGAS 2 Y 3.

y 4 (Fig. 3.21). Además, produce un esfuerzo de flexión y uno de torsión sobre las vigas 2 y 3 (Fig. 3.22).

Rango de fuerzas de arrastre esperado sobre el aeroforme:

El máximo valor de arrastre sensado por el Ing. Cedeño (ref.13) para el aeroforme fue de 6.75 newtons (1.518 libras).

Un estimado del valor de la fuerza de arrastre para un ángulo de ataque de 14°- (ángulo de desplome en este perfil) será, usando la ecuación 2-35:

$$Fa = CaqA = 0.02*932*0.1016*0.762$$

$$Fa = 1.44 \text{ Newtons}$$

donde:

Ca = Coeficiente de arrastre, 0.02 para el aeroforme NACA 0012 (ref.7).

A = área del ala = embergadura * cuerda.

Utilizando el valor experimental (6.75 N), el esfuerzo axial producido por esta fuerza de arrastre sobre las vigas 1 y 4 será igual a:

$$\sigma a = Fa/2A = Fa/2b*h = 0.046875MPa = 0.0068Kpsi$$

donde:

σa = esfuerzo axial producido por el arrastre

A = área de la sección transversal de la viga.

Asumiendo que tanto la viga 1 como la 4 soportan la fuerza de arrastre y que la flexión producida por esta fuerza sobre las vigas 2 y 3 es despreciable. Esta hipótesis se justifica en tanto en cuanto el esfuerzo de flexión producido por la fuerza de arrastre es cero (sobre la linea neutra) donde el esfuerzo causado por la sustentación es máximo.

La fuerza de arrastre también causa un momento que produce un esfuerzo de flexión sobre las vigas 1 y 4 y una torsión sobre las vigas 2 y 3. De la ec. 3-21 tenemos que el esfuerzo de flexión para las vigas 1 y 4 será:

$$\sigma a^* = \frac{M_t \; 3L(3p+4L)}{bh^2(3p^2+6pL+4L^2)}$$

reemplazando valores:

$$\sigma a^* = 7.9 \text{ MPa} = 1.147 \text{ Kpsi}$$

donde:

σa^*= esfuerzo de flexión producido por la fuerza de arrastre.

Los niveles de esfuerzo se adicionan en la parte inferior de las vigas 1 y 4 (sección A-A, Fig 3.21). Podemos decir entonces que el esfuerzo máximo actuante sobre cada viga será la suma de los 3 esfuerzo calculados anteriomente.

$\sigma t = 1.68 + 0.0068 + 1.147 = 2.84$ Kpsi

donde:

σt = esfuerzo total sobre las vigas 1 y 4.

Usando como material de las vigas aluminio laminado, cuyas propiedades mecánicas luego de someter a una probeta de este material a un ensayo a la tracción fueron:

$$Sy = 110.24 \text{ Mpa} = 16 \text{ Kpsi}$$

$$Sut = 117.13 \text{ Mpa} = 17 \text{ Kpsi}$$

El factor de seguridad para falla estática en las vigas 1 y 4, aplicando la teoría del esfuerzo normal máximo por tratarse de un estado de esfuerzos uniaxiales, nos queda:

$$n = Sy/\sigma t = 16/ (1.68+0.0068+1.147)$$

$$n = 16/2.84 = 5.63$$

factor de seguridad que lo consideramos aceptable.

Siendo el esfuerzo sobre las vigas 2 y 3, de menor magnitud que sobre las vigas i y 4 (momento polar (J) es mayor que el momento de inercia (I)), el factor de seguridad sobre las vigas 2 y 3 será aún mayor.

2 Seccionamiento de vigas para el registro de la fuerza de arrastre (Fig. 3.13)

Usando la ecuación 3-23 para las deformaciones producidas para la fuerza de arrastre, calculamos los máximos valores de deformación para una longitud de viga de 66 mm, ancho 18 mm y espesor 4 mm.

$$\epsilon = 6\,FaL/Ebh^2 \qquad (3\text{-}23)$$

Rango de fuerzas esperado (arrastre).-
De pruebas experimentales relizadas por el Ing. Guido Franco (trabajos experimentales realizados en el túnel subsónico de viento), se obtuvieron valores de arrastre tanto para la esfera como para el plato circular, siendo el máximo valor de arrastre obtenido para este último de 1.96 Newtons.

Teóricamente el valor de la fuerza de arrastre para el disco circular será igual a:

$$Fa = Ca*q*A$$

donde:

q = presión dinámica (932 N/m^2)

A = área del disco (0.00114 m^2 para un disco de diámetro igual a 0.0381 m)

Ca = 1.17 (obtenido de la tabla II).

reemplazando valores tenemos:

$$Fa = 1.24 \text{ newtons}$$

Debido a que el valor experimental es mayor que el valor teórico, escogemos al primero para diseñar las vigas de nuestro instrumento, estando siempre dentro del rango de seguridad.

Usando la ecuación 3-23, reemplazando para el máximo valor esperado de fuerza (1.96 N para el disco) tenemos:

$$\epsilon = 34.91 \ \mu mt/mt$$

Este valor lo podríamos considerar muy pequeño, si se toma en cuenta que va a ser la máxima deformación teórica obtenida en la medición de esta fuerza. Para la esfera cuyos valores de arrastre son 3 veces menores a los del disco circular, no se llegará a tener una sensibilidad aceptable.

Debido a que estos modelos (disco y esfera) no sensan momentos de cabeceo, se podría usar

este circuito para sensar el arrastre aprovechando su mejor resolución.

La fuerza de arrastre producirá un momento en la misma dirección que el momento de cabeceo, el valor máximo de este momento será igual a:

$$M = Fa*d$$

donde:

Fa = máximo valor de arrastre esperado (1.96N).

d = longitud de la columna desde donde se encuentra el modelo (en nuestro caso 24 cm).

BIBLIOTECA

reemplazando estos valores tenemos:

$$M = 1.96N*0.24m = 0.47\ N*m = 4.79\ Kg.cm$$

Con este valor de momento y usando la ecuación 3-21 para sacar la deformación máxima obtenida sobre las vigas 1 y 4, obtenemos que:

$$\epsilon = \frac{3ML(3p+4L)}{Ebh^2(3p^2+6pL+4L^2)} \qquad (3.21)$$

Debido a que estas vigas servirán también para medir la fuerza de sustentación sus dimensiones serán, como vimos anteriormente: L = 77 mm, b = 18 mm, h = 4 mm y la longitud

de la plataforma será igual a 100 mm.

Reemplazando estos valores en la ec. 3.2i tenemos:

$$\epsilon = 7.439*10^{-5} M$$

Como sabemos que M = 0.24 Fa tenemos entonces:

$$\epsilon = 1.785*10^{-5} Fa$$

Como son 4 los medidores de deformación en este circuito:

$$\epsilon_t = 7.14*10^{-5} Fa$$

Haciendo el cálculo para el máximo valor de Fa (1.96 Newtons) tenemos:

$$\epsilon_t = 139 \ \mu mt/mt$$

Nivel de deformación que consideramos satisfactorio.

En cuanto a las deflexión causada en cada viga, usando las ecuaciones 3-20 y 3-i3, ésta será igual a:

$$y = -p\theta/2 = -pL^2\epsilon/h(3p+4L) = 8.47 \text{ micrones}$$

Lo que nos da una distorsión (deflexión) en las vigas casi despreciable.

Los valores de deformación y deflexión que se obtienen para la fuerza de arrastre se en-

cuentran tabulados en las tablas IV y V.

2a Análisis de resistencia: Nivel de esfuerzo para la fuerza de arrastre

El valor de deformación máximo para cada viga será igual a:

$$\epsilon = \epsilon_t/4 = 34.75 \text{ micrones/mt}$$

El correspondiente valor de esfuerzo será igual a (de la ecuación 3-4):

$$\sigma = \epsilon * E = 2.28 \text{ MPa} = 0.33 \text{ Kpsi}$$

El factor de seguridad, usando la teoria del máximo esfuerzo normal, será:

$$n = sy/\sigma = 48.48$$

Para el caso del momento de volteo, la fuerza lateral y el momento de derrapamiento no se hicieron cálculos, debido a que el instrumento no iba a sensar estas fuerzas y momentos en los modelos usados en la práctica. Consecuentemente, se prefirió diseñar las vigas para obtener niveles óptimos de sensitividad al medir sustentación y arrastre.

cuentran tabulados en las tablas IV y V.

2a Análisis de resistencia: Nivel de esfuerzo
para la fuerza de arrastre

El valor de deformación máximo para cada
viga será igual a

$$\epsilon = \epsilon_A = 34.25 \text{ microunes/mt}$$

El correspondiente valor de esfuerzo será
igual a (de la ecuación 3-4):

$$\sigma = \epsilon x E = 2.28 \text{ MPa} = 0.33 \text{ Kpsi}$$

El factor de seguridad, usando la teoría
del máximo esfuerzo normal, será:

$$n_{\sigma y} = 48.48$$

Para el caso del momento de volteo, la
fuerza lateral y el momento de desplaza-
miento no se hicieron cálculos, debido a
que el instrumento no iba a sensar estas
fuerzas y momentos en los modelos usados
en la práctica. Consecuentemente, se
preferirá diseñar las vigas para obtener
niveles óptimos de sensitividad al medir
sustentación y arrastre.

TABLA IV

DEFORMACION ESPERADA PARA LA FUERZA DE ARRASTRE USANDO EL CIRCUITO DE ARRASTRE

ESPECIFICACIONES: Longitud = 0.056 mm.
Ancho = 0.018 mm.
Mòdulo = 65.61 MPa.

ESPESOR metros	FUERZA newtons	DEFORMACIONES micrones/mt	DEFLEXIONES micrones
RANGO MINIMO			
0.0020	0.0561	3.9974	0.2621
0.0025	0.0561	2.5583	0.1342
0.0030	0.0561	1.7766	0.0777
0.0035	0.0561	1.3053	0.0489
0.0040	0.0561	1.0000	0.0328
0.0045	0.0561	0.7896	0.0230
0.0050	0.0561	0.6396	0.0168
RANGO BAJO			
0.0020	0.49	34.9146	2.2892
0.0025	0.49	22.3454	1.1721
0.0030	0.49	15.5176	0.6783
0.0035	0.49	11.4007	0.4271
0.0040	0.49	8.7287	0.2862
0.0045	0.49	6.8967	0.2010
0.0050	0.49	5.5863	0.1465
RANGO MEDIO			
0.0020	0.98	69.8293	4.5785
0.0025	0.98	44.6907	2.3442
0.0030	0.98	31.0352	1.3566
0.0035	0.98	22.8014	0.8543
0.0040	0.98	17.4573	0.5723
0.0045	0.98	13.7934	0.4020
0.0050	0.98	11.1727	0.2930
RANGO ALTO			
0.0020	1.96	139.6586	9.1570
0.0025	1.96	89.3815	4.6884
0.0030	1.96	62.0705	2.7132
0.0035	1.96	45.6028	1.7086
0.0040	1.96	34.9146	1.1446
0.0045	1.96	27.5869	0.8039
0.0050	1.96	22.3454	0.5860

TABLA V

DEFORMACION ESPERADA PARA LA FUERZA DE ARRASTRE USANDO EL CIRCUITO DE MOMENTO DE CABECEO

ESPECIFICACIONES: Longitud = 0.056 mm.
Ancho = 0.018 mm.
Módulo = 65.61 MPa.

ESPESOR metros	FUERZA newtons	DEFORMACIONES micrones/mt	DEFLEXIONES micrones
RANGO MINIMO			
0.0020	0.0140	3.9900	0.9728
0.0025	0.0140	2.5536	0.6226
0.0030	0.0140	1.7733	0.4323
0.0035	0.0140	1.3029	0.3176
0.0040	0.0140	1.0000	0.2438
0.0045	0.0140	0.7881	0.1922
0.0050	0.0140	0.6384	0.1556
RANGO BAJO			
0.0020	0.49	139.6500	34.0467
0.0025	0.49	89.3760	21.7899
0.0030	0.49	62.0667	15.1319
0.0035	0.49	45.6000	11.1173
0.0040	0.49	34.9125	8.5117
0.0045	0.49	27.5852	6.7253
0.0050	0.49	22.3440	5.4475
RANGO MEDIO			
0.0020	0.98	279.3000	68.0933
0.0025	0.98	178.7520	43.5797
0.0030	0.98	124.1333	30.2637
0.0035	0.98	91.2000	22.2346
0.0040	0.98	69.8250	17.0233
0.0045	0.98	55.1704	13.4505
0.0050	0.98	44.6880	10.8949
RANGO ALTO			
0.0020	1.96	558.6000	136.1867
0.0025	1.96	357.5040	87.1595
0.0030	1.96	248.2667	60.5274
0.0035	1.96	182.4000	44.4691
0.0040	1.96	139.6500	34.0467
0.0045	1.96	110.3407	26.9011
0.0050	1.96	89.3760	21.7899

3.1.4 DISPOSICION DE LOS SISTEMAS DE MEDIDORES DE DEFORMACION EN EL PUENTE DE WHEATSTONE

Como se vió anteriormente el transductor consta de 32 medidores de deformación conectados entre si en 5 puentes de Wheatstone, los cables de entrada y salida de dichos puentes son conectados a una regleta. De esta regleta se conecta cada puente con el registrador de deformaciones (Micromeasurements modelo P-3500), si es que se quiere obtener la lectura de una determinada fuerza. También se pueden conectar varios de estos puentes al selector multicanal (Micromeasurements modelo SB-10) que está conectado a su vez con el modelo P-3500, si es que se quieren obtener los valores de varias fuerzas o momentos simultáneamente.

La salida del registrador P-3500 nos da directamente la deformación unitaria (μm/m), con estos valores de deformación y por medio de las relaciones obtenidas en la calibración del instrumento (Fuerzas aerodinámica vs deformación), podemos obtener el correspondiente valor de fuerza.

Una fotografia del instrumento medidor de deformaciones modelo P-3500 tanto como del selector de canales modelo SB-10 se las muestra

en las figuras 3.23 y 3.24.

Caracteristicas del instrumento medidor de deformaciones.-

El instrumento es un indicador digital de deformaciones marca Micromeasurements modelo P-3500, con este equipo se puede trabajar con salidas totales, de medio y de cuarto de puente. Tiene una resolución de 1με en un rango de deformaciones de 1 a 19999 με y de 10 με en un rango de 10 a 199990 με, con una exactitud de ±0.05% rdg ± 3 με para factores de medidor mayores que 1.00. Más detalles se los puede encontrar en el manual de instrucciones de los respectivos instrumentos (ref.14).

Caracteristicas de los extensómetros de resistencia eléctrica.-

Los extensómetros de resistencia eléctrica utilizados en la instrumentación de nuestro dispositivo tienen como características principales las siguientes:

Resistencia.- 120Ω ± 0.3%

Factor del medidor.- 2.04 ± 0.5%

Material del medidor.- Aleación Constantan.

Rango de temperatura.- Para deformaciones estáticas 100 - 350 ºF.

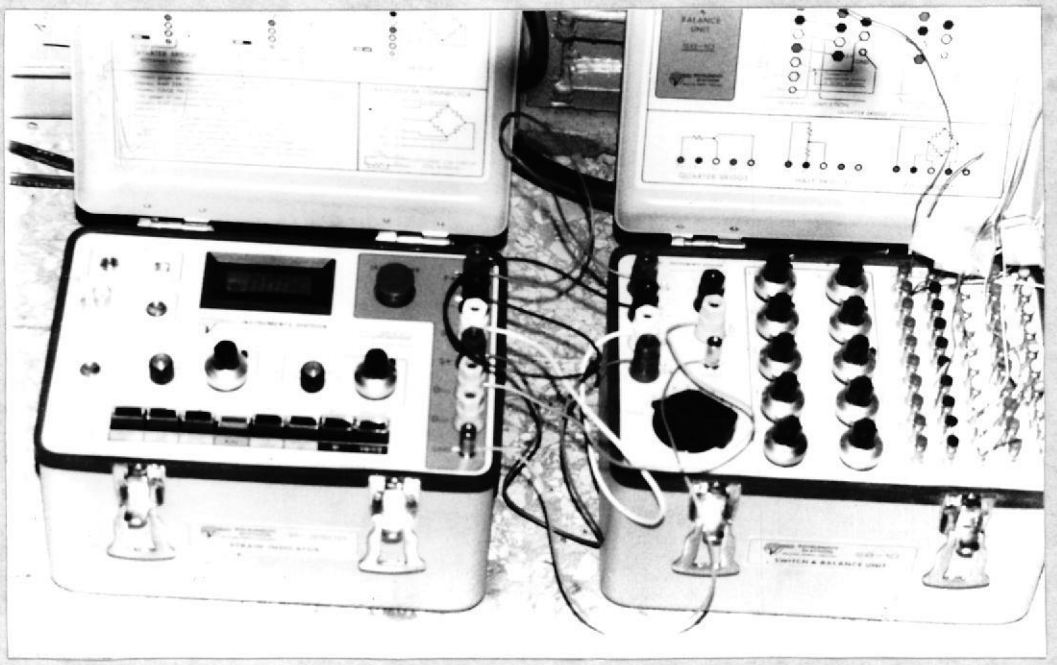


Fig. Nº 3.23 MEDIDOR DE DEFORMACIONES MICROMEASUREMENT MODELO P-3500 TRABAJANDO EN CONJUNTO CON EL SELECTOR MULTICANAL MICROMEASUREMENT MODELO SB-10.



Fig. Nº 3.24 MEDIDOR DIGITAL DE DEFORMACIONES ACOPLADO AL TRANSDUCTOR DE FUERZAS

Limite de deformación.- aproximadamente 5%.

Longitud del Medidor.- 6 mm.

Resistencia a la fatiga.- 10^8 ciclos a una deformación fluctuante entre ± 1200$\mu\epsilon$.

Además del uso de estos instrumentos el transductor de fuerzas contará en el futuro con su propio sistema de adquisición de datos, pudiendo los datos que se tomen al hacer cada lectura ser procesados en una microcomputadora para su posterior visualización tanto en gráficas: (Fuerza de sustentación vs ángulo de ataque, Fuerza de sustentación vs velocidad, etc), como en tablas; pudiendo éstas gráficas ser imprimidas para su correspondiente análisis posterior.

3.2 CONSTRUCCION

Se escojió como material para la construcción de las vigas que sensan la deformación aluminio laminado, cuyos valores de resistencia a la fluencia y resistencia última, obtenidos experimentalmente fueron:

$$S_y = 16 \text{ Kpsi}$$

$$S_{ut} = 17 \text{ Kpsi}$$

El material tuvo una dureza brinel de 33 BHN.

Al someter a otra probeta de aluminio de este mismo material a carga de flexión y midiendo la deformación

por medio de extensómetros de resistencia eléctrica o "strain gages", se obtuvo que esta tenía un módulo de elasticidad de 65.61 MPa.

Los soportes y las vigas transversales de soporte Fig Nº 3.25 fueron hechas de una aleación de aluminio conocida como ILZRO (aleación Zn-Aluminio cuyo porcentaje de aluminio es de aproximadamente 12%), que fue fundido en los hornos de la ESPOL. Este material tiene entre sus propiedades una densidad intermedia entre el aluminio y el acero.

Una vez construido el transductor se empezó la etapa de instrumentación del mismo, pegando los extensómetros de resistencia eléctrica en todos los puntos donde se iba a medir la deformación. Vale indicar que este proceso tuvo que hacerse cuidadosamente debido a la sensibilidad y fragilidad de este tipo de medidores.

Unas fotografías del instrumento se la observa en la figura 3.26 y 3.27.

3.3 CALIBRACION

Luego de haber pegado todos los medidores de deformación sobre el instrumento se procedió a la calibración del mismo, sometiendolo a la acción de cargas conocidas. Por medio de un sistema de vigas mutuamen-

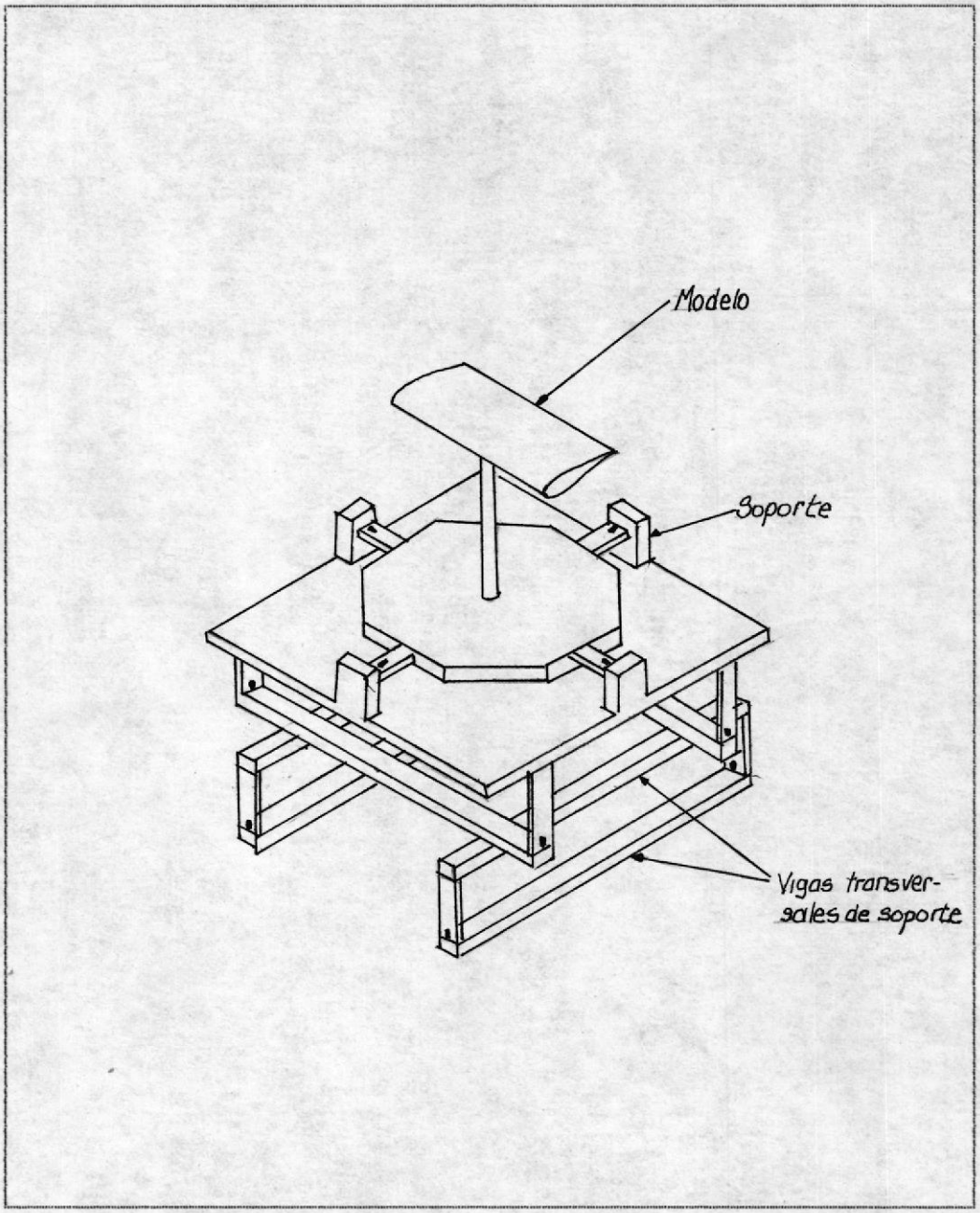


Fig.Nº3.25 UBICACION DE LOS SOPORTES Y LAS VIGAS TRANSVERSALES EN EL INSTRUMENTO (Ref.1).

BIBLIOTE

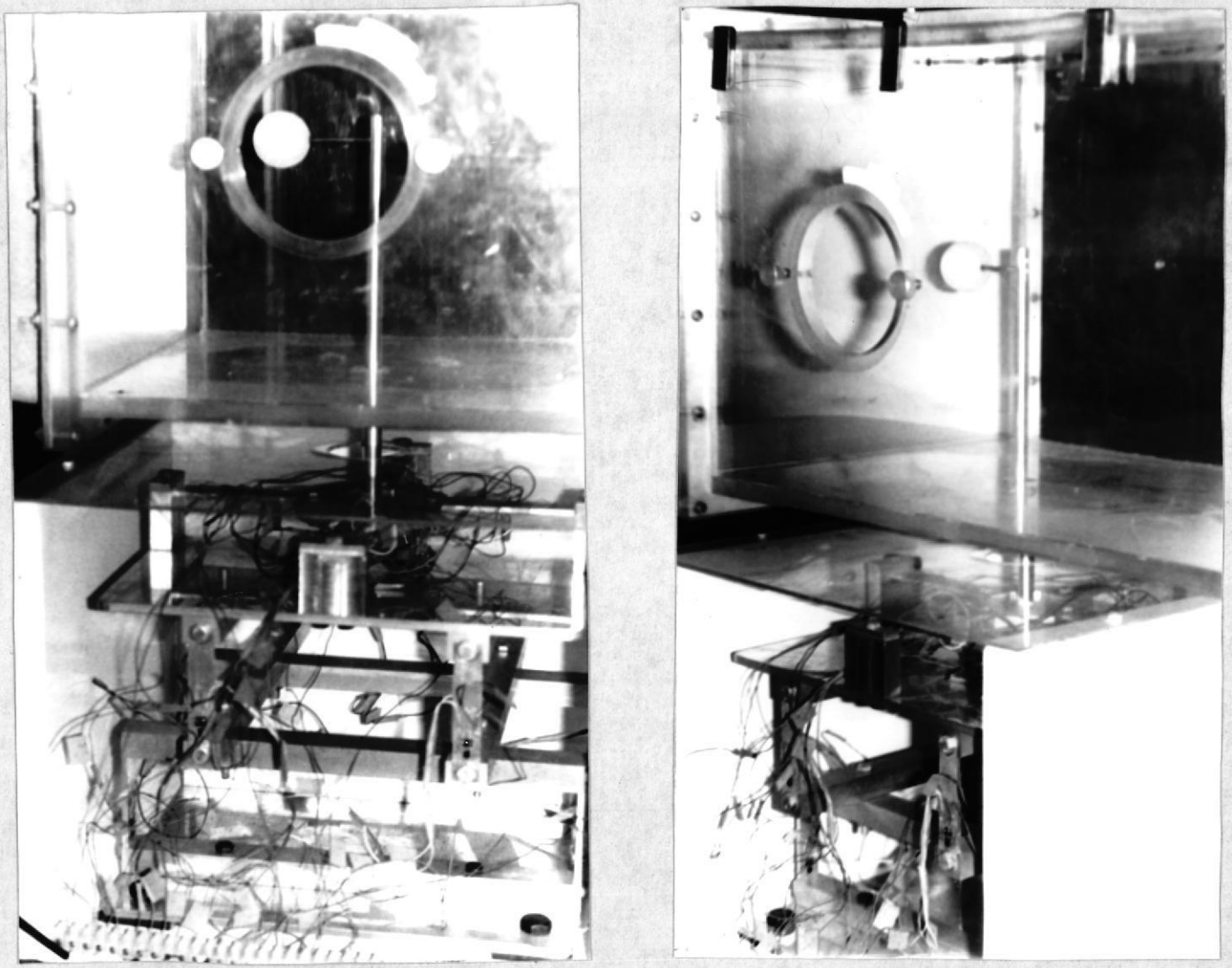


Fig. Nº 3.26 TRANSDUCTOR DE FUERZAS SENSANDO LA FUERZA DE ARRASTRE SOBRE UNA ESFERA.

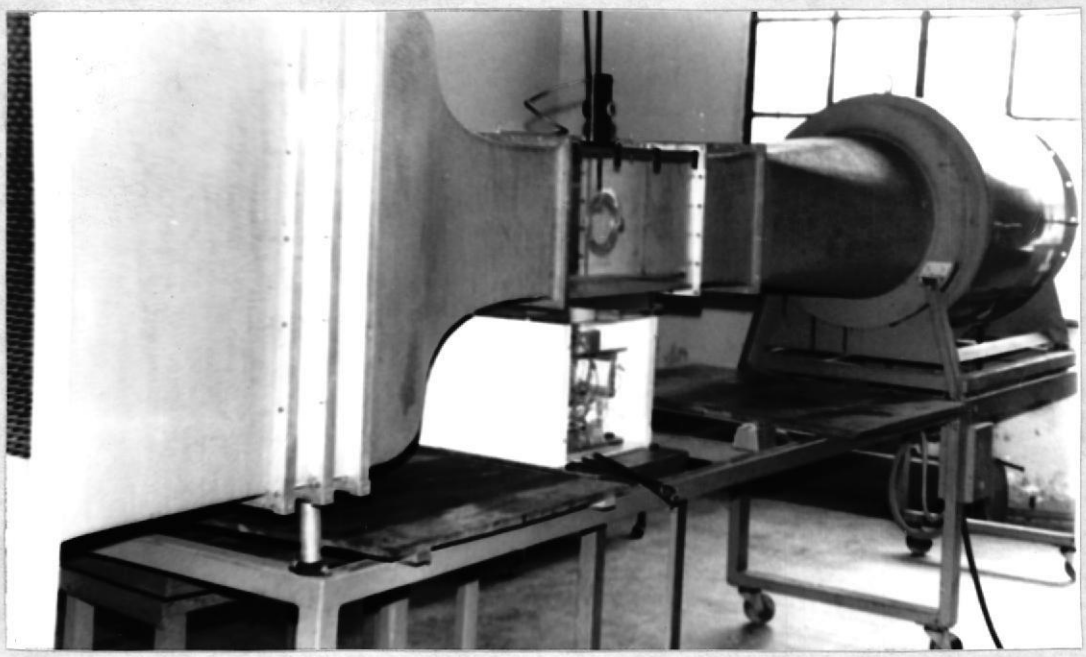


Fig. Nº 3.27 TRANSDUCTOR DE FUERZAS ACOPLADO AL TUNEL SUBSONICO DE VIENTO.

te perpendiculares se sometió al instrumento a cargas de sustentación, momento de volteo, momento de cabeceo, arrastre y fuerza lateral. Un dibujo esquemático del sistema de calibración se lo puede ver en la figura 3.28.

Para cada valor de carga se tomó su correspondiente valor de deformación, obteniendose curvas que relacionan el valor de la fuerza (pesos conocidos) y la deformación para cada una de las componentes aerodinámicas.

Vale anotar que para la calibración de las vigas que sensan tanto la fuerza de arrastre como la fuerza lateral se tuvo que usar un sistema de cuerdas y poleas que causaron fricción, produciendo un ligero error en las lecturas. Se hubiese obtenido resultados más exactos si se lograba, de alguna forma, empotrar el instrumento de tal manera que los pesos fuesen colgados directamente desde la columna del intrumento.

Los valores experimentales de calibración se los muestra en la tabla VI.

Con los valores obtenidos se hizo una regresión para cada cada curva obteniendo las ecuaciones que relacionen la deformación con los correspondientes valores de fuerza, estas curvas de calibración se mues-

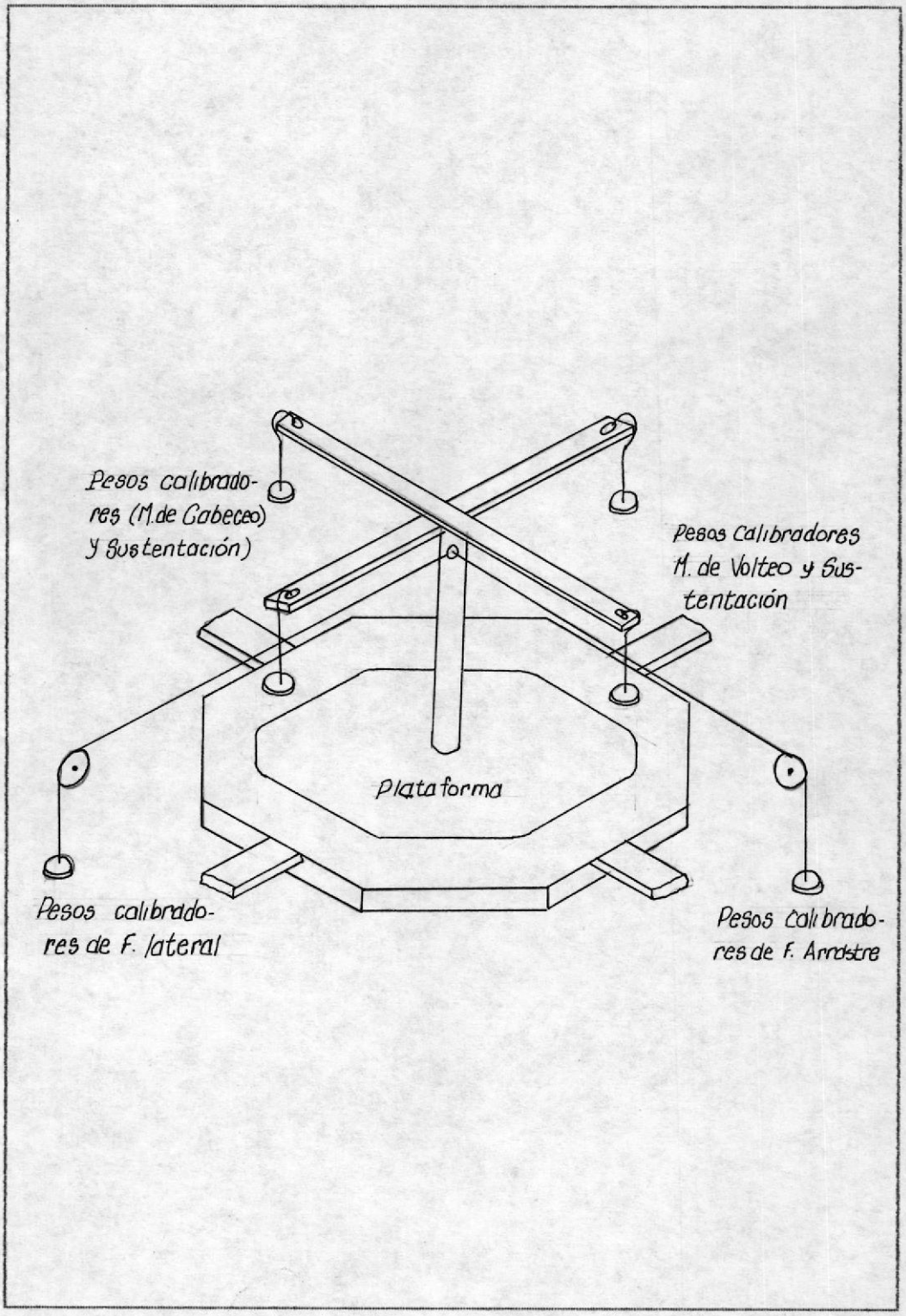


Fig.Nº3.28 ESQUEMA DEL SISTEMA DE CALIBRACION.

TABLA Nº VI

VALORES OBTENIDOS EN LA CALIBRACION DEL INSTRUMENTO

FUERZA DE SUSTENTACION

REGRESION DE LA RECTA:

$$Fs = 0.0729 * \epsilon$$

donde:
ϵ=deformación(micrones/m)
Fs=Fuerza de Sustentación(N)

FUERZA newtons	DEFORMACION micrones/mt
0	0
1.962	24.5
3.934	48.5
9.897	130.5
11.859	158.5
13.832	187.5
19.742	270.5
21.704	295.5
23.677	325.5
29.568	407
31.541	436
33.503	462

MOMENTO DE CABECEO

REGRESION DE LA RECTA:

$$Mc = 0.004013 * \epsilon$$
$$Fa = 0.01672 * \epsilon$$

donde:
ϵ=deformación(micrones/m)
Mc=Momento de Cabeceo(N*m)
Fa=Fuerza de Arrastre(N)

MOMENTO N*m	DEFORMACION micrones/mt
0	0
0.202	50
0.405	100.5
1.019	252.5
1.221	303.5
1.425	356.5
2.034	507
2.237	557
2.439	607.5

MOMENTO DE VOLTEO

REGRESION DE LA RECTA:

$$Mv = 0.005275 * \epsilon$$

donde:
ϵ=deformación(micrones/m)
Mv=Momento de volteo

MOMENTO N*m	DEFORMACION micrones/m
0	0
0.202	40
0.405	78

FUERZA DE ARRASTRE

REGRESION DE LA RECTA:

$$Fa = 0.607 * \epsilon$$

donde:
ϵ=deformación(micrones/m)
Fa=Fuerza de arrastre

FUERZA newtons	DEFORMACION micrones/m
0	0
1.96	3
6.87	12

TABLA VI (CONTINUACION)

MOMENTO N*m	DEFORMACION microns/m	FUERZA newtons	DEFORMACION microns/m
1.019	182	11.77	19
1.221	229		
1.424	271.5		
2.034	384.5		
2.235	425.5		
2.438	466		

FUERZA LATERAL

REGRESION DE LA RECTA: $F1 = 0.614 * \epsilon$

donde: ϵ = deformación (microns/m)

F1= Fuerza lateral (Newtons)

FUERZA newtons	DEFORMACION microns/mt
0	0
1.96	3
6.87	12
11.77	19

TABLA VI (CONTINUACIÓN)

MOMENTO	DEFORMACIÓN	FUERZA	DEFORMACIÓN
N•m	m/cero	Newtons	micrones/m
1.019	182	11.77	14
1.221	229		
1.424	271.5		
2.034	384.5		
2.238	425.5		
2.438	466		

FUERZA LATERAL

PRESIÓN DE LA REGLA: P1 = 0.41A3E

donde: ε = deformación (micrones/m)

P1= Fuerza lateral (Newtons)

FUERZA	DEFORMACIÓN
Newtons	micrones/mt
1.79	3
6.87	12
11.77	19

tran en las figuras 3-29, 3-30, 3-31, 3-32 y 3-33.

Con la ayuda de estas curvas podemos someter el instrumento a pruebas y en base a las deformaciones, cambios de resistencia o cambios de voltaje obtenidos (dependiendo si uso el medidor de deformaciones, o algún otro instrumento que mida los cambios de voltaje), es posible calcular los valores de fuerza para cada una de las componentes aerodinámicas.

Adicionalmente, como en el caso de un aeroforme se puede medir la sustentación y el arrastre simultáneamente, medimos la iteracción que sobre el arrastre causa la fuerza de sustentación (fig. 3.34).

3.4 OBTENCION DE DATOS EXPERIMENTALES A PARTIR DEL INSTRUMENTO

Se hicieron pruebas tanto para el aeroforme NACA 0012 como para un disco circular y una esfera. Cuerpos que por sus características son los más comunes pudiendose luego cotejar estos resultados con los datos teóricos.

Al disco circular y a la esfera se les hicieron pruebas a distintas velocidades. Debido a que la columna portamodelo creaba un arrastre adicional se hicieron pruebas del arrastre con solo la columna, y luego con

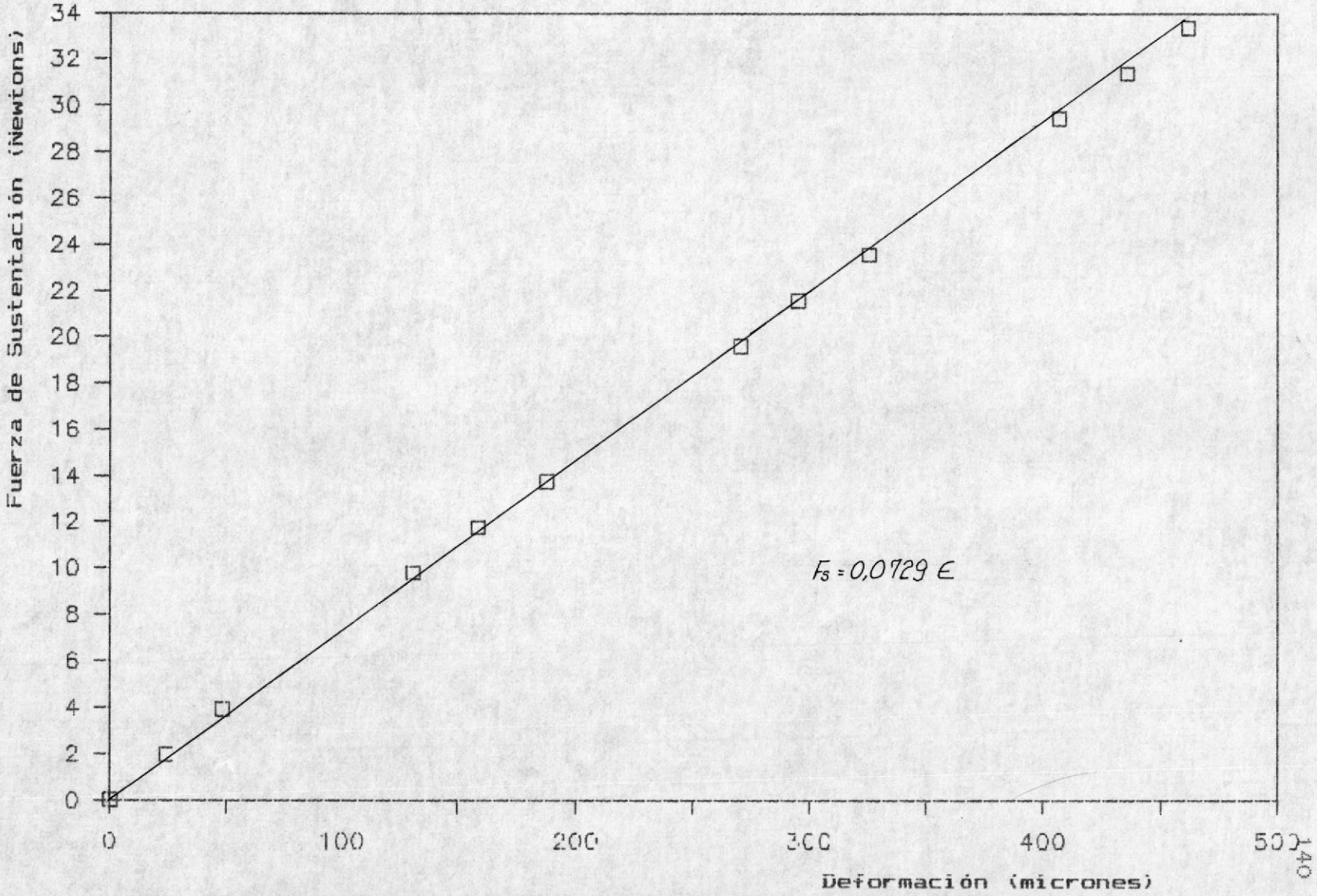


Fig. Nº 3.29 CURVA DE CALIBRACION (SUSTENTACION VS DEFORMACION)

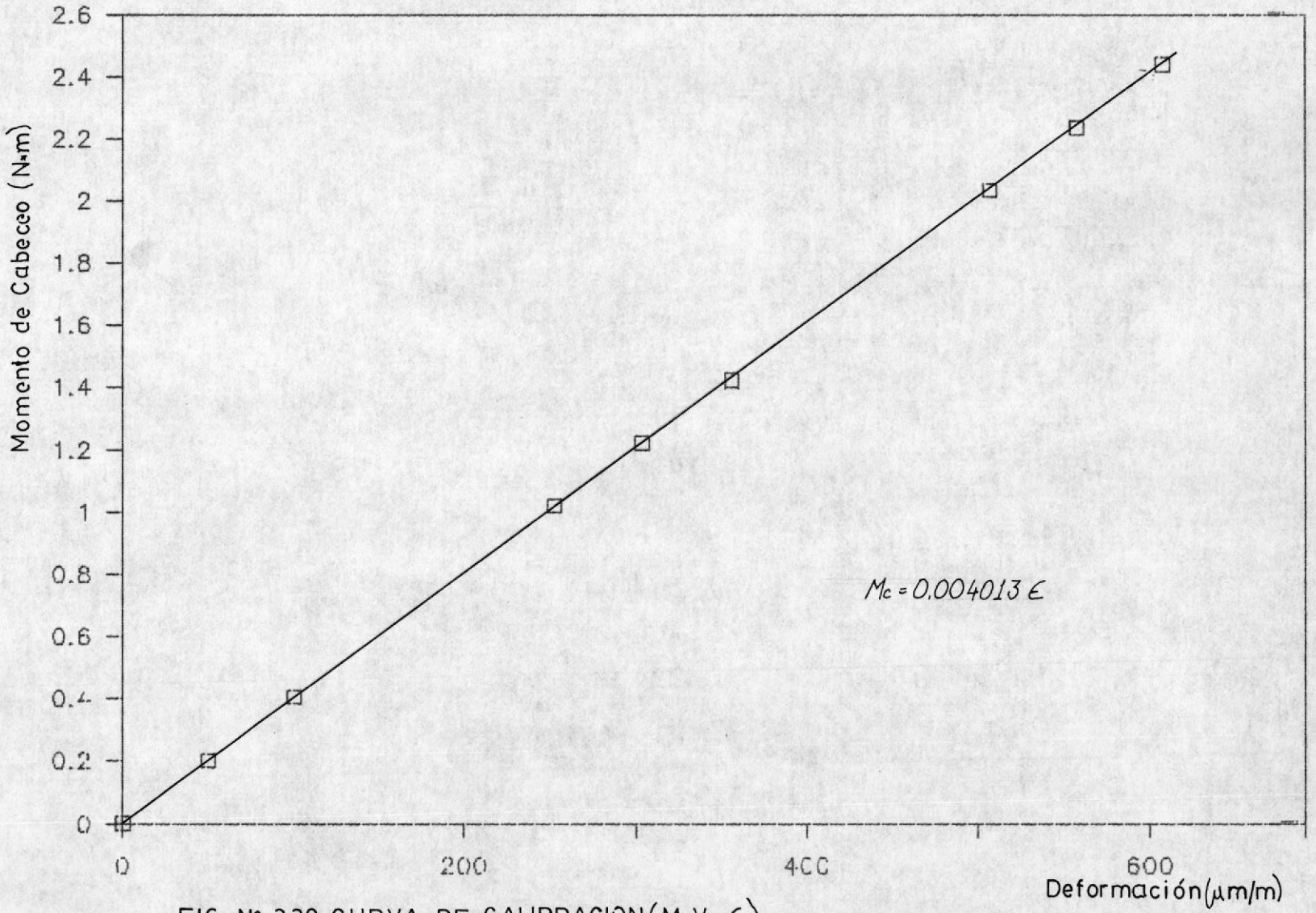


FIG. Nº 3.30 CURVA DE CALIBRACION (M_c Vs ϵ)

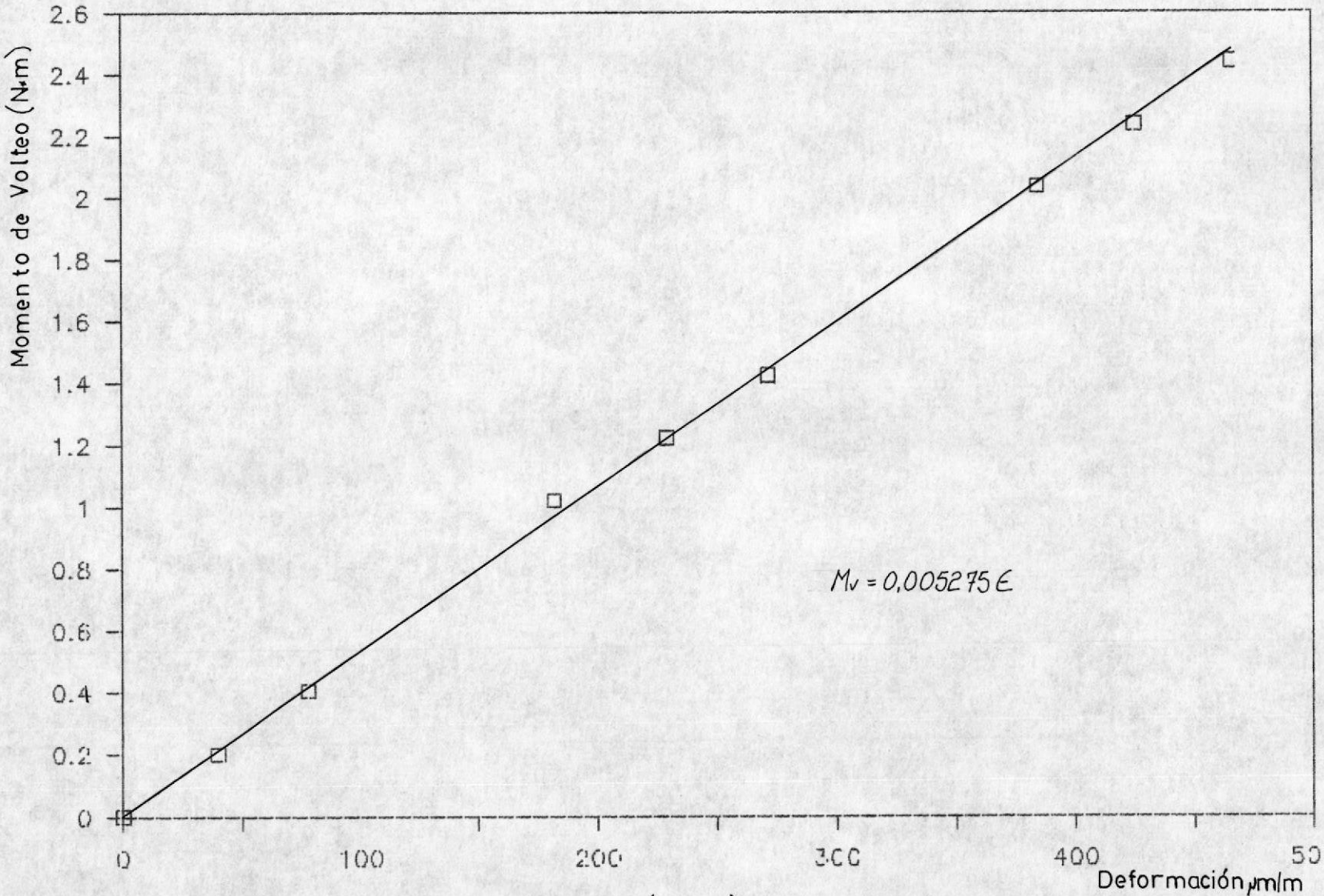


FIG Nº 3.31 CURVA DE CALIBRACION (M_v Vs ϵ)

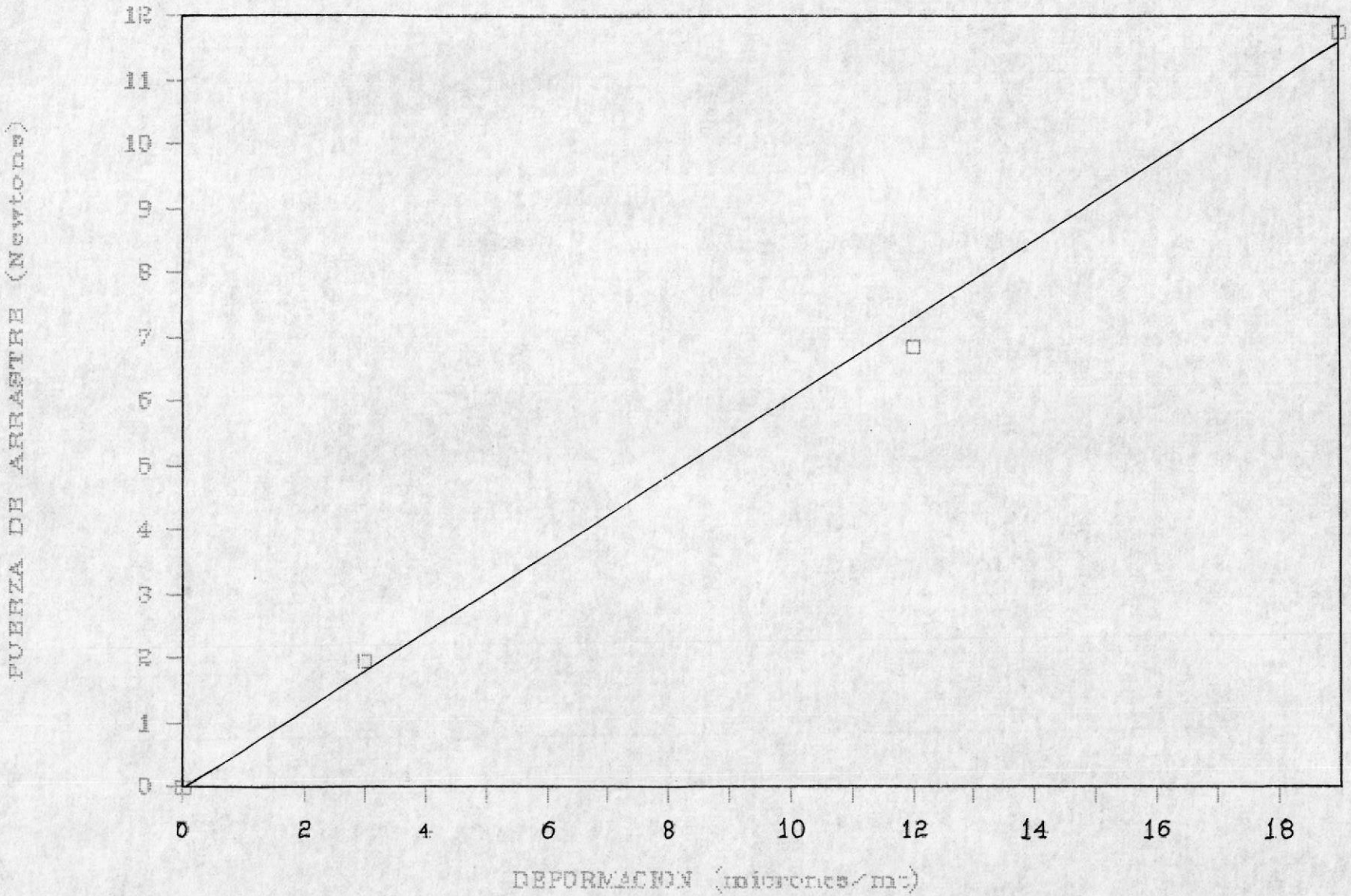


FIG N 3.32 CURVA DE CALIBRACION (ARRASTRE Vs DEFORMACION)

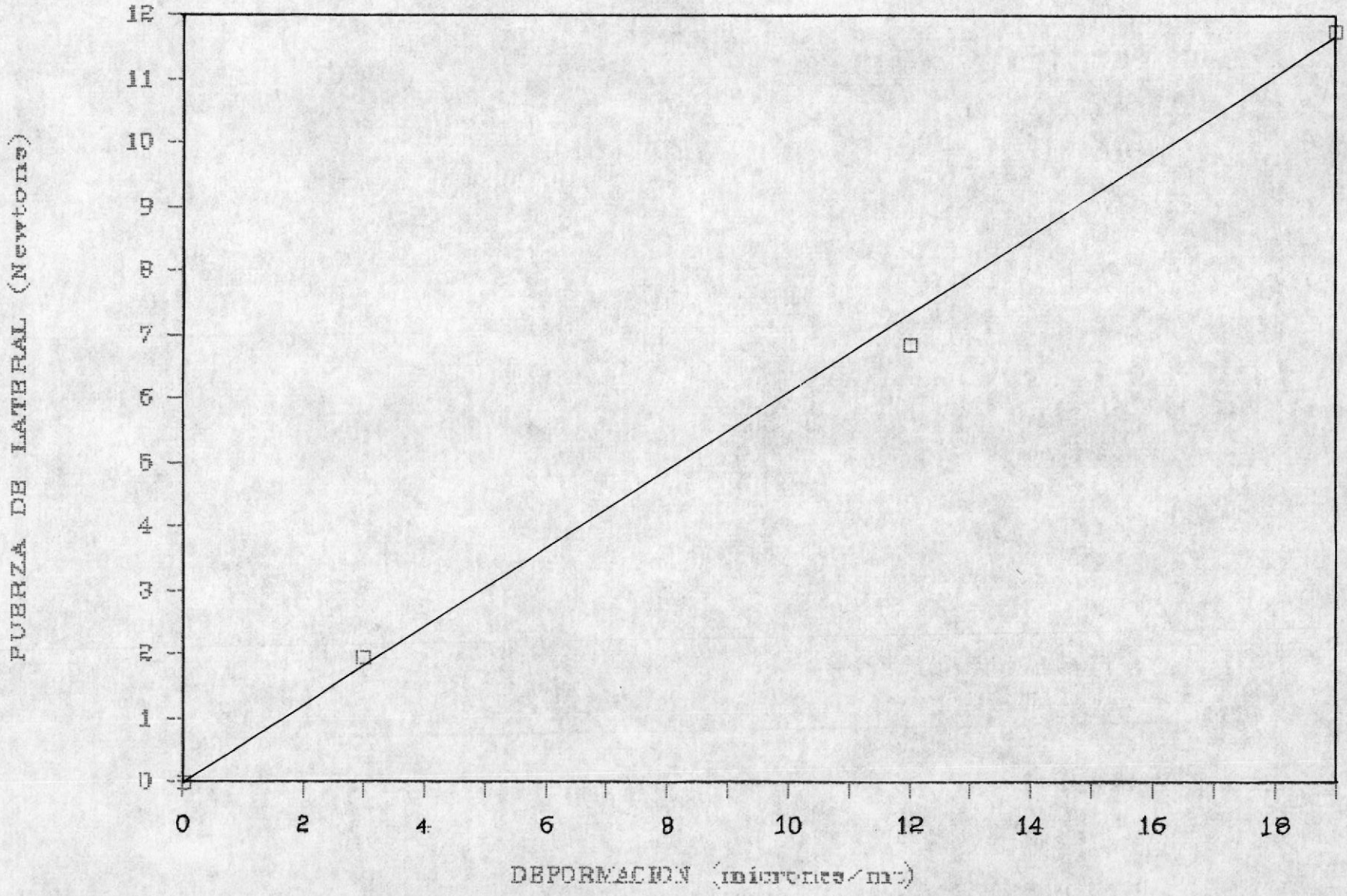


FIG N 3.33 CURVA DE CALIBRACION (F. LATERAL Vs DEFORMACION)

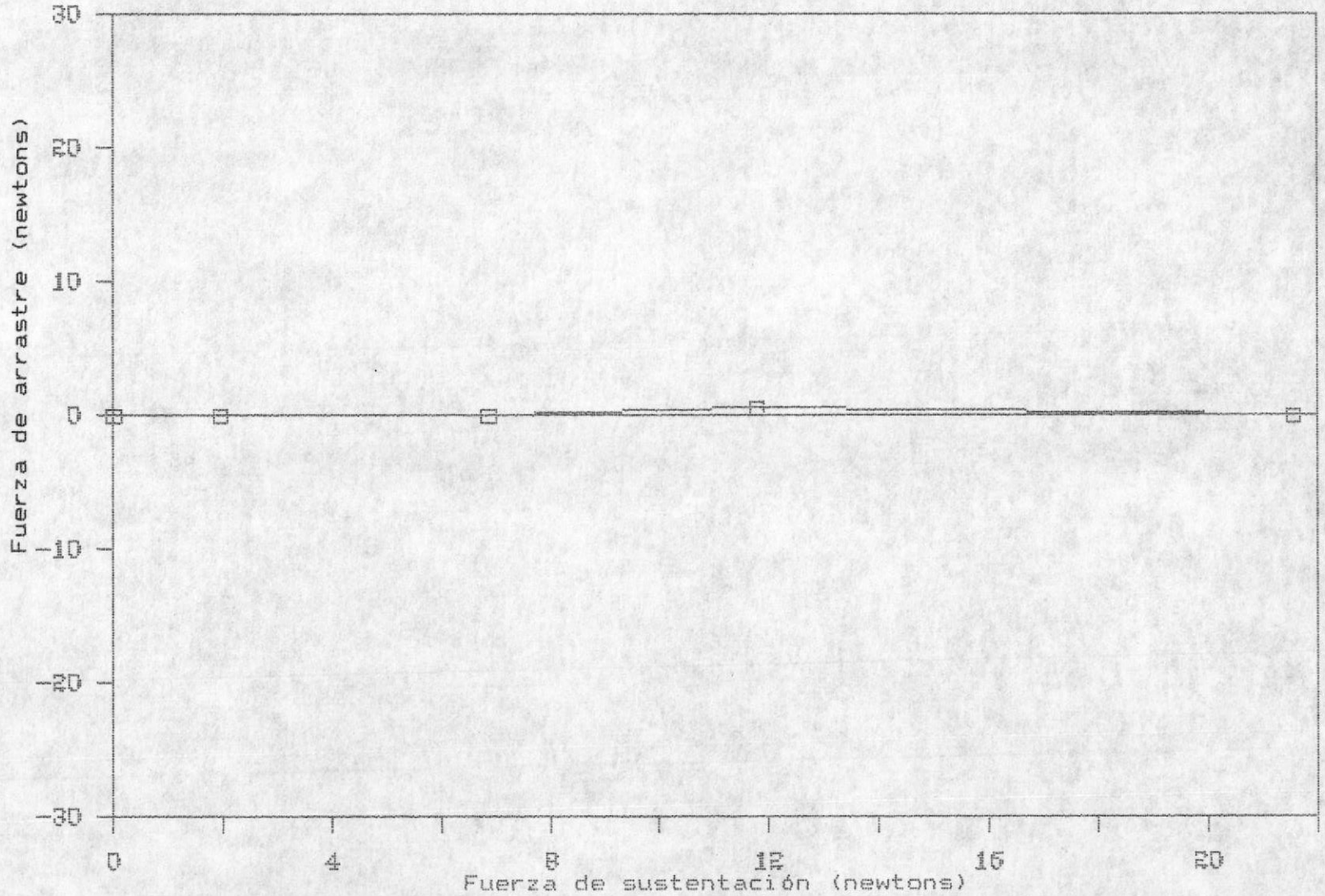


Fig Nº 3.34 Interacción entre la fuerza de sustentación y el arrastre

la columna y el modelo, siendo el arrastre del modelo la resta de estas dos lecturas.

Para el aeroforme NACA 0012 se hicieron pruebas de fuerza de sustentación a distintas velocidades variando a cada velocidad el ángulo de ataque.

Los datos para todos estos cuerpos se encuentran tabulados en las tablas VII, VIII, IX y en las figuras 3.35, 3.36 y 3.37.

147

TABLA VII

VALORES DE FUERZAS Y COEFICIENTES DE ARRASTRE OBTENIDOS PARA UNA ESFERA

DENSIDAD: 1.165 Kg/m3
VISCOSIDAD CINEM.: 0.000016 m²/seg
DIAMETRO DE LA ESF: 0.0381 m

VELOCIDAD	COLUMNA SOLA	COLUMNA Y MODELO	LECTURA NETA	FUERZA	COEF. DE ARRASTRE	Re
m/seg	micrones/m	micrones/m	micrones/m	newtons	adimen.	adimen.
41.67	62	93	31	0.518	0.449	99227
31.5	45	61.5	16.5	0.276	0.418	75009
23.88	30	39.5	9.5	0.159	0.419	56864
21.85	20	28	8	0.134	0.423	52030
17.27	18	22.5	4.5	0.075	0.378	41124

TAB. VIII

VALORES DE FUERZAS Y COEFICIENTES DE ARRASTRE OBTENIDOS PARA UN DISCO

DENSIDAD: 1.165 Kg/m3
VISCOSIDAD CINEM.: 0.000016 m²/seg
AREA DEL DISCO: 0.00114 m²

VELOCIDAD	COLUMNA SOLA	COLUMNA Y MODELO	LECTURA NETA	FUERZA	COEF. DE ARRASTRE	Re
m/seg	micrones/m	micrones/m	micrones/m	newtons	adimen.	adimen.
41.67	62	128	66	1.104	0.957	99202
40.65	63	127.5	64.5	1.078	0.982	96798
29.47	40	78	38	0.635	1.101	70175
24.39	26	53	27	0.451	1.142	58079
20.83	15	34	19	0.318	1.104	49601

TABLA IX

VALORES OBTENIDOS PARA EL AEROFORME NACA 0012

TEMPERATURA AMBIENTE: 30 oC
VISCOSIDAD CINEMATICA: 0.000016 m²/seg
CUERDA DEL ALA: 0.1016 m
EMVERGADURA DEL ALA: 0.3 m

ANGULO DE ATAQUE grados	LECTURA micrones/mt	FUERZA DE SUSTENT. newtons	COEF. DE SUSTENT. adimen.	Re adimen.
VELOCIDAD: 20.83 m/s				
0	8	0.5832	0.0757	132271
5	72	5.2488	0.6814	"
10	78	5.6862	0.7381	"
VELOCIDAD: 30.99 m/s				
0	22	1.6038	0.0941	196787
6	144	10.4976	0.6157	"
10	226	16.4754	0.9662	"
15	220	16.038	0.9406	"
VELOCIDAD: 41.66 m/s				
0	10	0.729	0.0237	264541
5	216	15.7464	0.511	"
7	275	20.0475	0.6506	"
15	330	24.057	0.7807	"

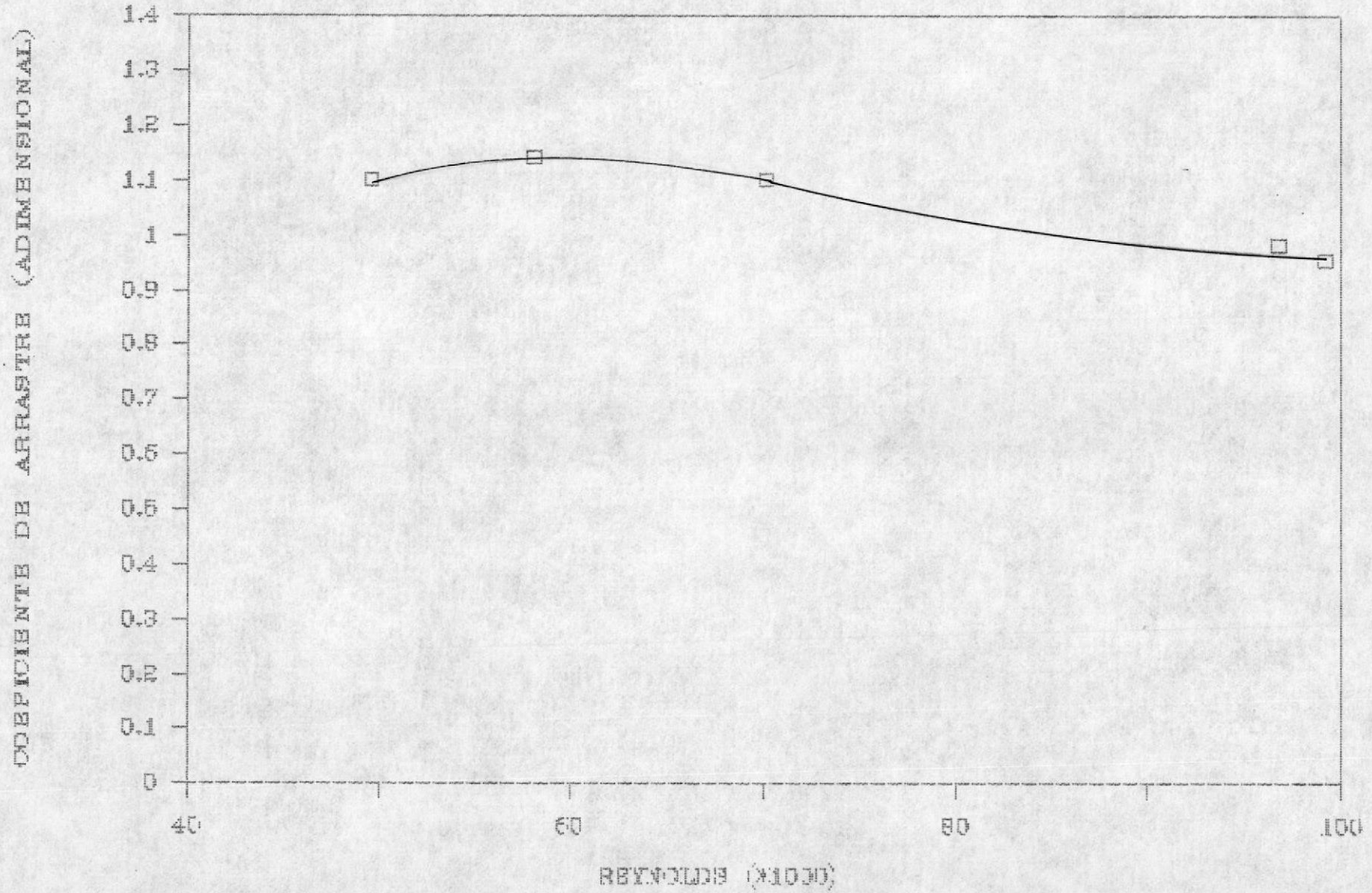


FIG. Nº 335 COEFICIENTE DE ARRASTRE V_s R_e (DISCO)

FIG. Nº 336 COEFICIENTE DE ARRASTRE V_s R_e (ESFERA)

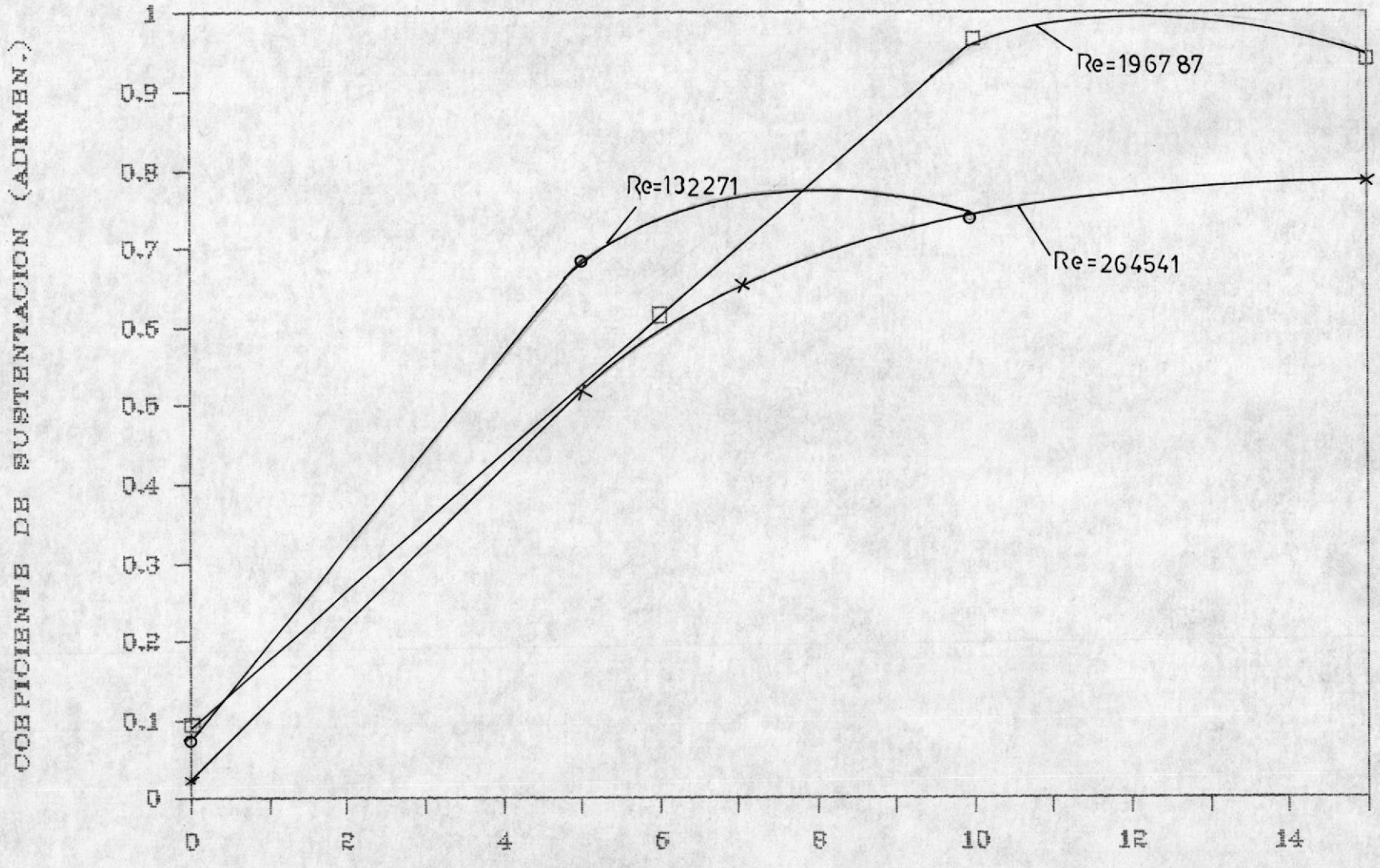


Fig Nº 337 COEFICIENTE DE SUSTENTACION V_s ANGULO DE ATAQUE (NACA 0012)

CAPITULO IV

ANALISIS DE RESULTADOS

Análisis de los resultados obtenidos al medir la fuerza de sustentación.-

- El instrumento muestra buena sensibilidad para la medición de la fuerza de sustentación en el aeroforme NACA 0012. Las lecturas de deformación variaron de 0 a 330 micrones/mt para un rango máximo de velocidad del viento de 0 a 41.66 m/seg, prueba de la buena sensibilidad del dispositivo en la medición de esta fuerza.

- Al medir la sustentación en el aeroforme NACA 0012 se obtuvieron valores de coeficientes de sustentación entre 0 y 0.9406 para ángulos de ataque entre 0 y 15º a un $Re \approx 2.6 * 10^4$, siendo los valores esperados de coeficiente de sustentación de 0 a 1 para un aeroforme de este tipo (ref. 7). Se puede decir entonces que los resultados obtenidos se asemejan en mucho a los resultados esperados.

Análisis de los resultados obtenidos al medir la fuerza arrastre.-

- En cuanto a la medición de la fuerza de arrastre, la máxima lectura para el disco circular fue de 66 micrones/mt y para la esfera fue de 31, en ambos casos para una velocidad máxima de 41.66 m/seg. Este rango se lo puede tomar como aceptable tomando en cuenta que para dichos modelos sólo se toma una lectura para cada valor de velocidad.

- Para el disco circular se obtuvieron coeficientes de arrastre entre 1.142 y 0.957 en números de Reynolds que iban de $4.9*10^4$ hasta $9.9*10^4$. El valor esperado de coeficiente de arrastre para un disco circular es de 1.17 para Re > 1.000 (tabla II). Podemos decir entonces que los valores de coeficiente de arrastre obtenidos por nuestro instrumento se asemejan mucho a los valores esperados.

- En el caso de la esfera se obtuvieron coeficientes de arrastre entre 0.378 y 0.449 en números de Reynolds que iban desde $4.1*10^4$ hasta $9.9*10^4$. En el capítulo 2 vimos que para una esfera el coeficiente de arrastre entre estos números de Reynolds varía entre 0.4 y 0.5. Entonces, podemos decir que los resultados experimentales se ajustaron satisfactoriamente a los resultados esperados.

Análisis del funcionamiento general del instrumento.-

- En las pruebas efectuadas con el transductor de fuerzas éste mostró un funcionamiento y una resolución relativamente satisfactorios. En vista de ser un instrumento nuevo (recientemente construido e implementado), se detectaron fallas, no tanto del instrumento en sí, sino en la adaptación de éste para trabajar en conjunto con el túnel de viento.

- Ninguna provisión se hizo para medir el momento de derrapamiento por dos razones: (1) Este no iba a ser sensado en los modelos aerodinámicos usados en la práctica y (2) pegar los extensómetros sobre la columna, como es necesario hacer para sensar el momento de derrapamiento, crearía un molestoso impedimento para enroscar o desenroscar la columna en la plataforma.

- Inicialmente se presentó un problema cuando en el momento de tomar lecturas se ubicó al instrumento sobre la estructura que soporta al túnel de viento, porque ésta no se encontraba lo suficientemente aislada y transmitía a nuestro dispositivo una vibración proveniente del motor del túnel. En vista de carecer de un filtro digital que nos diera un valor de deformación promedio, se obtenían lecturas de deformación que variaban entre +/- 5 micrones/mt. Si bien este efecto no invalida los resultados, en cambio si es molestoso, para la persona que realiza las lecturas, el tener que sacar un promedio del valor de

deformación obtenido por el instrumento. Tal inconveniente se lo remedió completamente ubicando al instrumento sobre una mesa directamente asentada sobre el piso, sin contacto rígido con la estructura del túnel de viento.

- Un problema que se tuvo al medir la fuerza de arrastre, fue que el arrastre causado por la columna portamodelo era también sensado por el instrumento. Debido a lo pequeños que eran nuestros modelos, el arrastre de la columna era comparativamente apreciable. Se tomaron lecturas del arrastre producido solo por la columna, luego de la columna y el modelo. La lectura neta obtenida (sólo del modelo) será la resta de ambas lecturas. La presición que se obtuvo con esta asunción al computarse los resultados experimentales fue satisfactoria.

- Debido a que la columna se la enroscaba por un lado a la plataforma y por el otro lado al modelo, se producía una "fuga" entre los hilos de la rosca. Este inconveniente se lo remedió en el momento de hacer las pruebas, usando teflón para enroscar la columna a la plataformà.

- La sensibilidad como medida de la mínima lectura obtenida por el instrumento fue de 1 micrón/mt, lo que equivale a 0.0729 newtons para la fuerza de sustentación y a 0.0167 newtons para la fuerza de arrastre.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

1.- Se cumplió con el objetivo inicial de diseñar un transductor capaz de poder medir en forma continua las seis componentes que actúan sobre un modelo aerodinámico en movimiento a través de una corriente de aire. A pesar de que el transductor se encuentra en una etapa experimental, las pruebas realizadas dan cuenta de un funcionamiento que si bien no es impecable, si es bastante satisfactorio. La hoja de especificaciones del transductor se la muestra en el apéndice C.

2.- En vista de los costos exhorbitantes de las máquinas y equipos importados, se debe fomentar aún más el diseño y construcción de equipos fabricados en el país. Los costos comparativos hablan a las claras, el costo del transductor de fuerzas nacionales es de casi una centésima parte del costo del transductor importado (tabla X). Aún cuando, la calidad y confiabilidad del modelo nacional sea inferior a la del importado,lo cual está por probarse, no es

menos cierto que el avance tecnológico que se obtiene al diseñar y construir instrumentos nacionales, amerita esta posible disminución en calidad y confiabilidad.

Tabla Nº X

Costo de cada transductor

Transductor	US $ dólares 1986	US $ dólares 1988(x1.4)	Sucres 1988
Transductor importado	8.798*	12.317	6'774.460
Transductor nacional	-----	------	75.000

* Cotización del transductor de fuerzas de 3 componentes marca Plint and Partners (Hoja de adquisiciones proyecto BID ESPOL II).

De la tabla X vemos que el costo del transductor de fuerzas importado es casi 90 veces mayor que el nacional. Aún cuando, se debe tomar en cuenta que en el costo del transductor nacional, no se incluye el del aparato medidor de deformaciones P-3500 que utiliza éste y que es parte de los equipos con que cuenta el Laboratorio de Solidos.

Por otro lado, en cuanto a las características generales de cada instrumento, vemos en la tabla XI que el transductor nacional es capaz de medir 2 componentes más que el transductor importado. Aún cuando, los rangos

máximos de carga del transductor importado sean mayores, ésto sólo tiene una importancia relativa ya que los modelos a ser ensayados en el túnel están por debajo de estos rangos. Finalmente, es importante notar que el transductor nacional fue diseñado especialmente para que tenga un funcionamiento óptimo dentro del rango de fuerzas esperado para el túnel de viento de la Facultad de Ingeniería Mecánica, cosa que no ocurre con el transductor importado.

Tabla Nº XI

Rango máximo de carga

Tipo de Fza. aerodinámica	Transductor nacional	Transductor importado
Sustentación	0 - 35 N	0 - 90 N
F. arrastre	0 - 25 N	0 - 40 N
F. lateral	0 - 25 N	no mide
Momento de cabeceo	0 - 5 N*m	0-2.5 N*m
Momento de volteo	0 - 5 N*m	no mide

RECOMENDACIONES

1.- Una forma de subsanar el inconveniente de tomar dos lecturas para medir la fuerza de arrastre (de la columna y la columna con el modelo) será recubriendo a la columna con alguna especie de escudo metálico; de tal manera que el aire que fluye a través de la sección de ensayos no esté en contacto con la columna, siendo el arrastre producido por ésta última no sensado por el instrumento. Aquí habrá que hacer un estudio de la distorsión que este tipo de escudo pudiera hacer sobre la corriente de aire y consecuentemente sobre el flujo a través del modelo.

Adicionalmente se podría reducir el diámetro de la columna portamodelo, teniendo cuidado de no reducir ésta a diámetros muy pequeños (menores de 8 mm.). Un diámetro de columna demasiado pequeño podría causar una deflexión excesiva del modelo, lo que podría, hasta cierto punto, invalidar los resultados experimentales.

2.- Con el fin de incrementar la sensibilidad del transductor se podría pensar en construir modelos más grandes (ésto solo sería posible para ciertas clases de modelos aerodinámicos). Como vimos en el capitulo 2.2, el coeficiente de arrastre para una esfera baja subitamente para $Re > 2*10^5$. Nosotros en nuestro

caso tenemos un Re máximo de $1*10^5$. Por lo tanto, hacer un modelo mucho más grande en cuanto a la esfera no sería adecuado, en vista de que caeríamos dentro de la zona de bajo coeficiente de arrastre. Por otro lado, aumentar el diámetro del disco causará una perturbación apreciable en el flujo que dificultará las tomas de las lecturas de velocidad. Este inconveniente podría ser remediado tomando la lectura de velocidad antes de colocar el modelo en la sección de ensayos. En el caso de los perfiles aerodinámicos la sensibilidad del transductor fue bastante satisfactoria. Por lo tanto, no es necesario hacer perfiles de mayor tamaño.

3.- En el futuro se podría pensar en optimizar el transductor existente cambiando el material de las vigas por uno de mayor resistencia. Pudiendo de esta manera rebajar la sección transversal de las vigas sensoras, obteniendo asi una mayor resolución.

4.- En base a los resultados obtenidos con este instrumento, se podría diseñar otro más sencillo que mida solamente la sustentación y el arrastre. Estas son las fuerzas aerodinámicas más conocidas y que más se presentan en la práctica.

5.- Como un complemento importante al transductor de fuerzas, se podrá acoplar a éste en el futuro un

sistema de adquisición de datos. Por medio de éste los datos obtenidos en la práctica serán ingresados directamente a una microcomputadora, pudiendose hacer gráficas para los distintos modelos que relacionen las fuerzas aerodinámicas con la velocidad ó con el ángulo de ataque.

A P E N D I C E S

A P E N D I C E A

CARACTERISTICAS TECNICAS DEL TUNEL SUBSONICO DE VIENTO

CARACTERISTICAS TECNICAS DEL TUNEL DE VIENTO

La máxima velocidad en la sección de ensayos es aproximadamente 140 FPS (42.7 m/seg); el control de velocidad es llevado a cabo por un simple arreglo de bypass que permite una variación continua de velocidad hasta 1/4 de la velocidad máxima.

La sección de ensayos está construida de planchas de 1/2 pulgada de plexiglass, pudiendose tener acceso al interior de la misma.

Las especificaciones del túnel son:

Dimensiones de la sección de ensayos:	12"*12"*24"
Longitud total:	16 pies
Altura total:	5' 10"
Ancho:	3' 6"
Ventilador:	10 HP,
	27 Amperios
	230 V
	Trifásico

Una foto del túnel se la muestra en la figura A1.

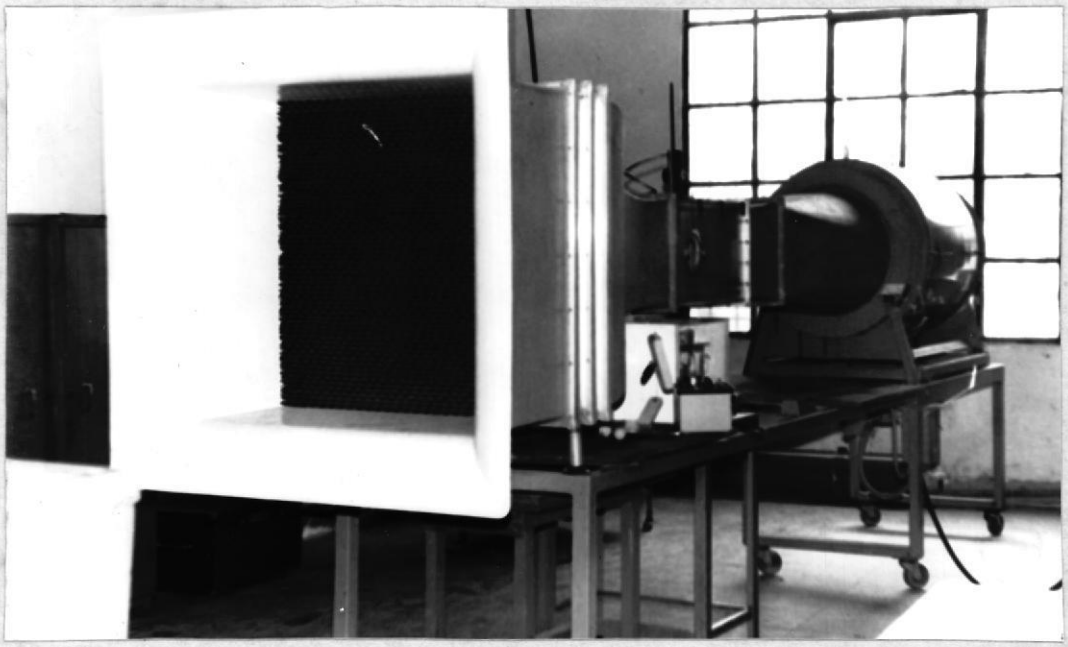


Fig. Nº A1 TUNEL SUBSONICO DE VIENTO.

A P E N D I C E B

FOTOGRAFIAS DEL TRANSDUCTOR DE FUERZAS

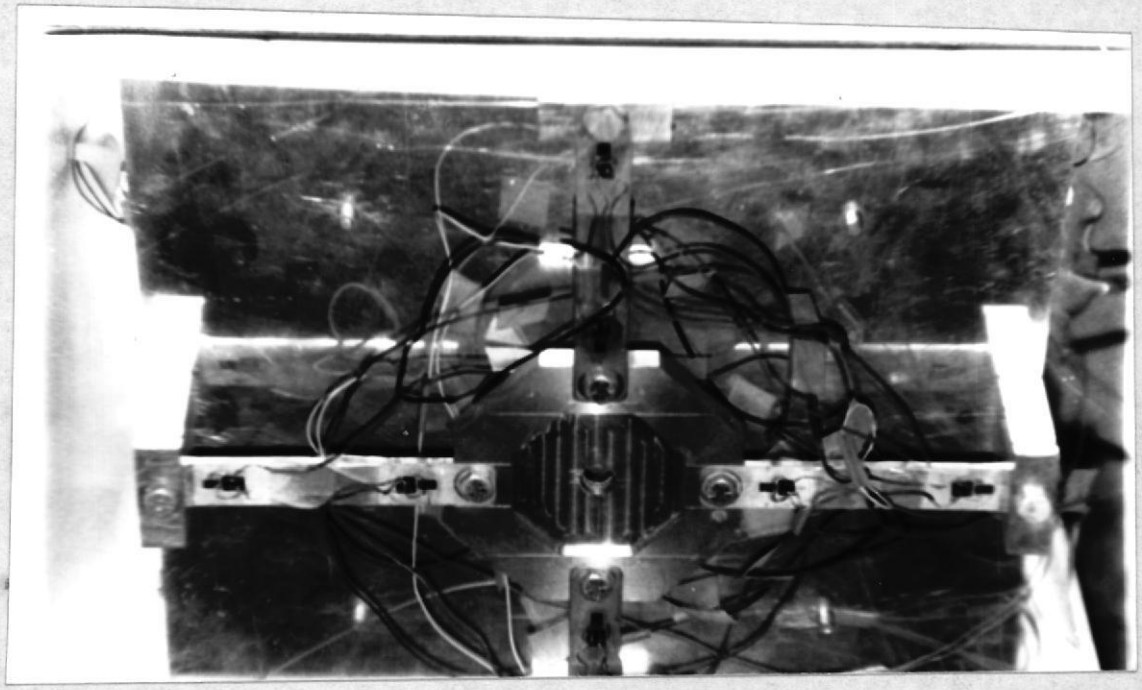


Fig. Nº B1 VISTA SUPERIOR DEL TRANSDUCTOR DE FUERZAS.

BIBLIOTECA

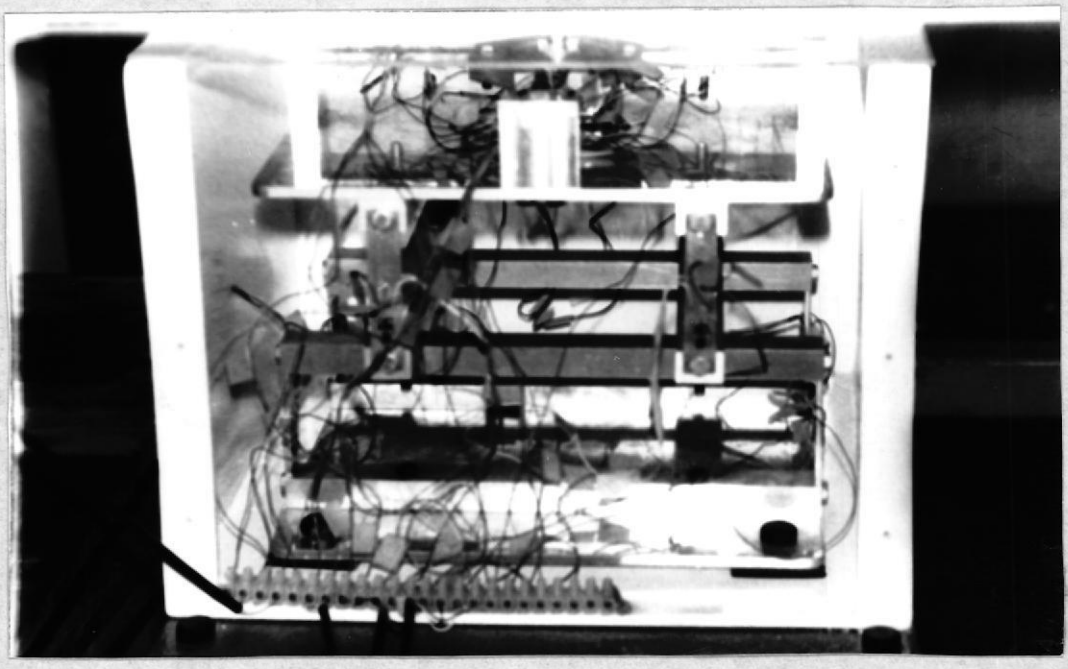


Fig. Nº B2 VISTA FRONTAL DEL TRANSDUCTOR DE FUERZAS.

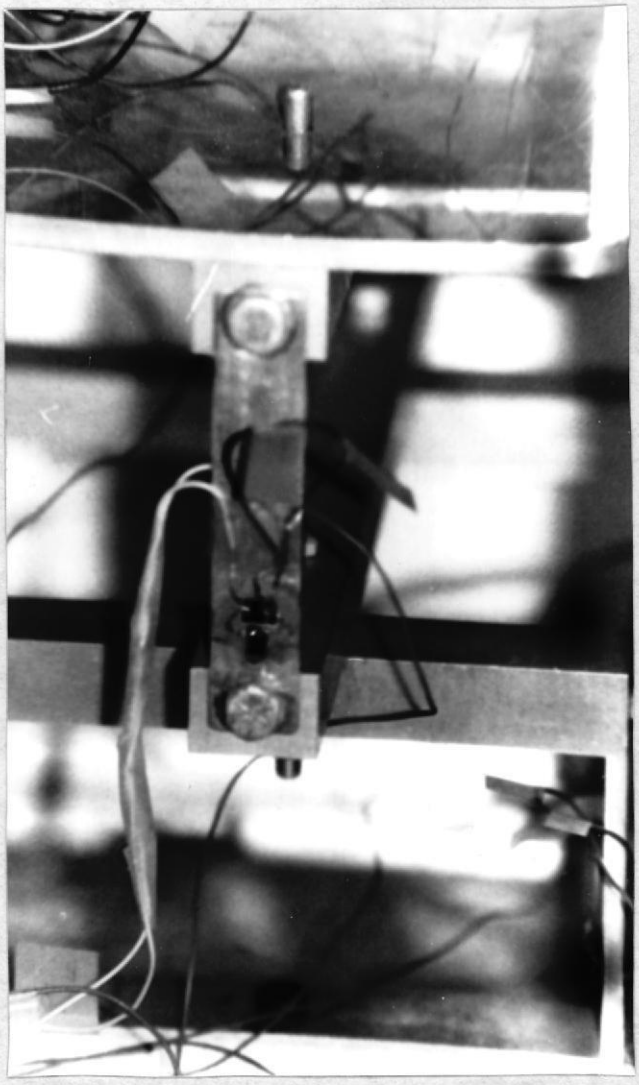


Fig. Nº B3 DETALLE DE LAS VIGAS SENSORAS DE LA FZA DE ARRASTRE.

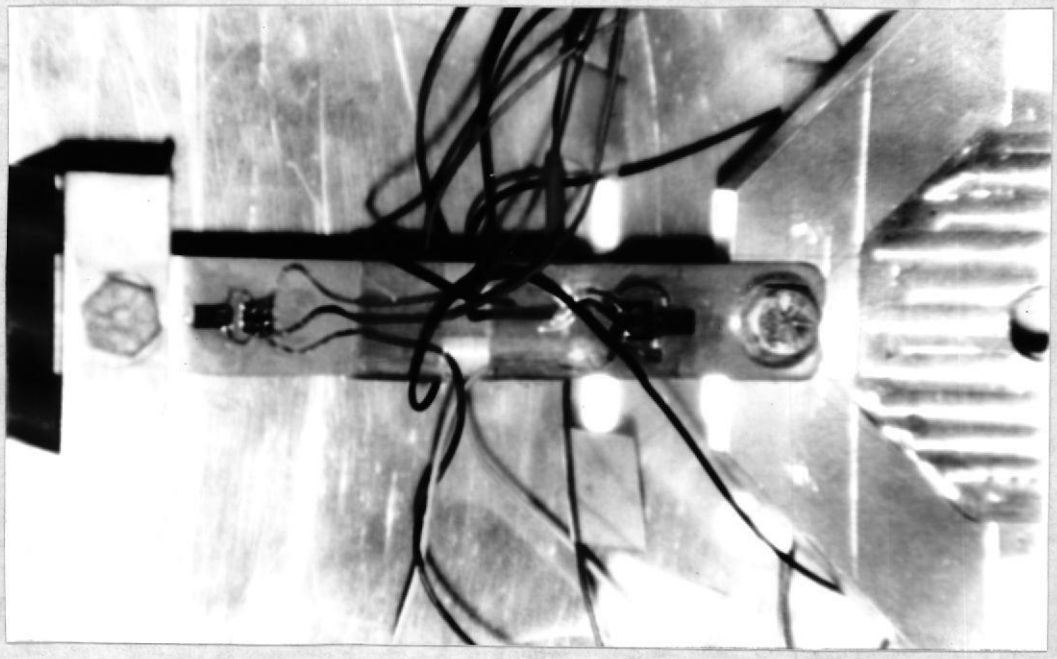


Fig. Nº B4 DETALLE DE LAS VIGAS SENSORAS DE LA FUERZA DE SUSTENTACION Y DEL MOMENTO DE CABECEO.

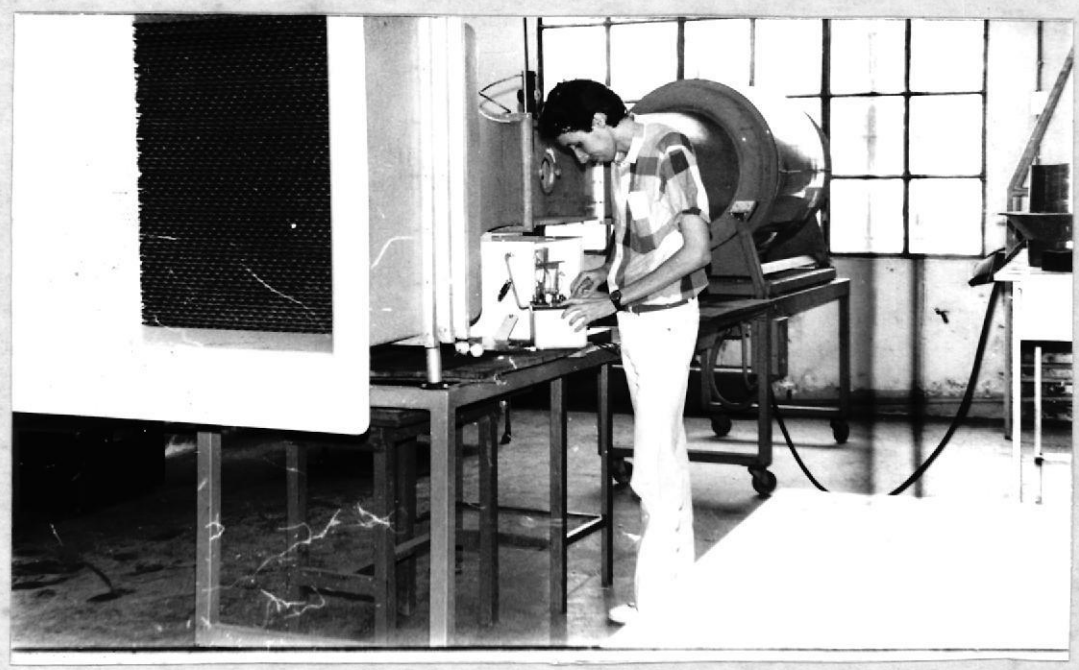


Fig. Nº. B5 TRANSDUCTOR DE FUERZAS EN OPERACION.

A P E N D I C E C

HOJA DE ESPECIFICACIONES DEL TRANSDUCTOR DE FUERZAS

HOJA DE ESPECIFICACIONES DEL TRANSDUCTOR DE FUERZAS

RANGO MAXIMO DE CARGA:

Para las fuerzas aerodinámicas:

Sustentación:	35 Newtons
Arrastre :	25 Newtons
Lateral :	25 Newtons

Para los momentos aerodinámicos:

Cabeceo :	5 N*m
Volteo:	5 N*m

NIVEL DE RESOLUCION:

La resolución es de 1 micrón/metro lo que equivale en cada una de las fuerzas y momentos aerodinámicos a:

Sustentación:	0.0749 N
Arrastre:	
utilizando el circuito de arrastre:	0.613 N
utilizando el circ. de M. de cabeceo:	0.017 N
Lateral:	0.613 N
Cabeceo:	0.0041 N*m
Volteo:	0.0047 N*m

CARACTERISTICAS DE LA INSTRUMENTACION:

Número de puentes de Wheatstone:	5
Voltaje de exitación de c/puente:	2 V c.c.

Número de extensómetros de resistencia eléctrica:	32
F.G. de los extensómetros:	2.04 ± 0.5%
Resistencia nominal:	120 ± 0.3%

CUBIERTA:

Material: fibra de vidrio

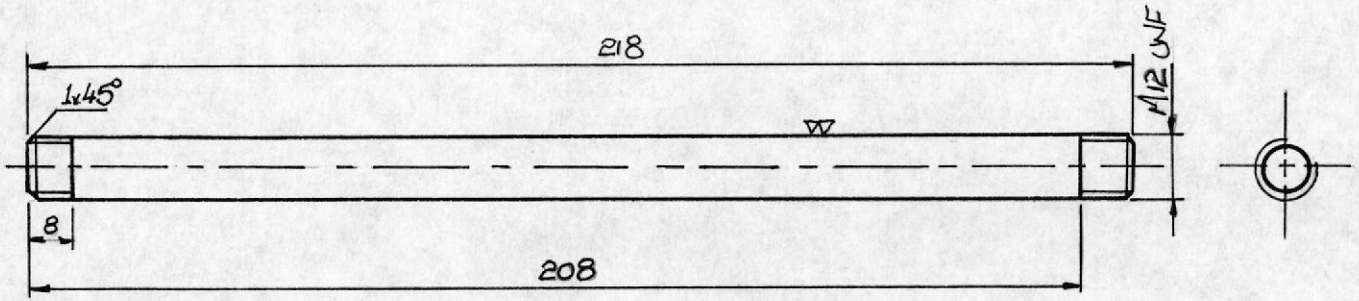
La cubierta protectora puede ser desmontada, pudiendo tener un fácil acceso al interior del transductor.

TAMAÑO Y PESO:

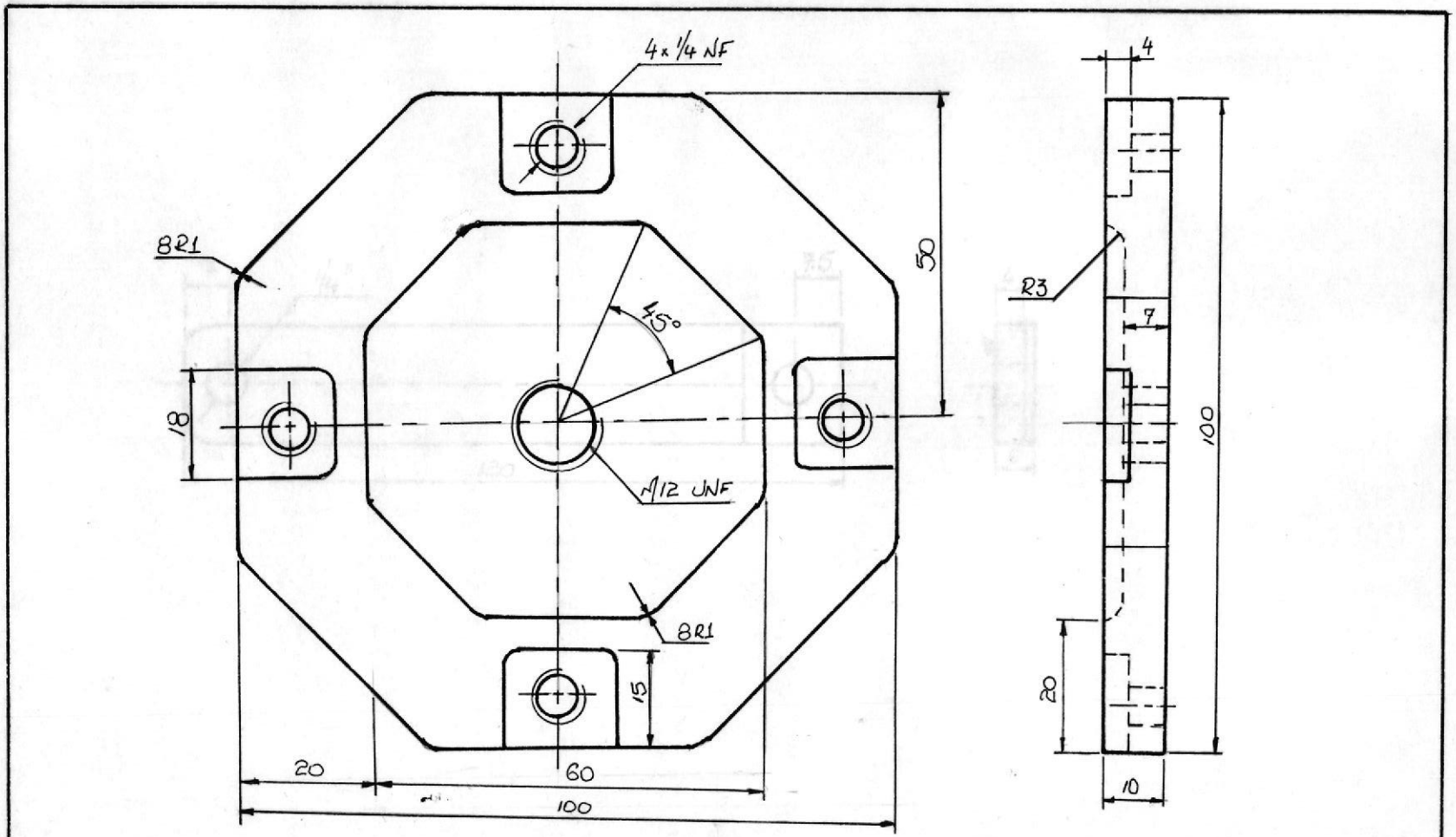
Tamaño:	310 x 310 x 280 mm
Peso:	7.27 Kg (sin incluir la cubierta)

A P E N D I C E D

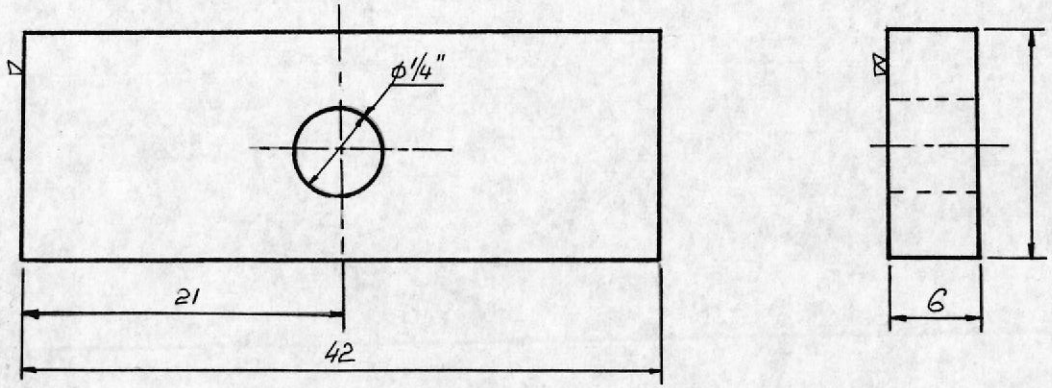
PLANOS DE DISEÑO



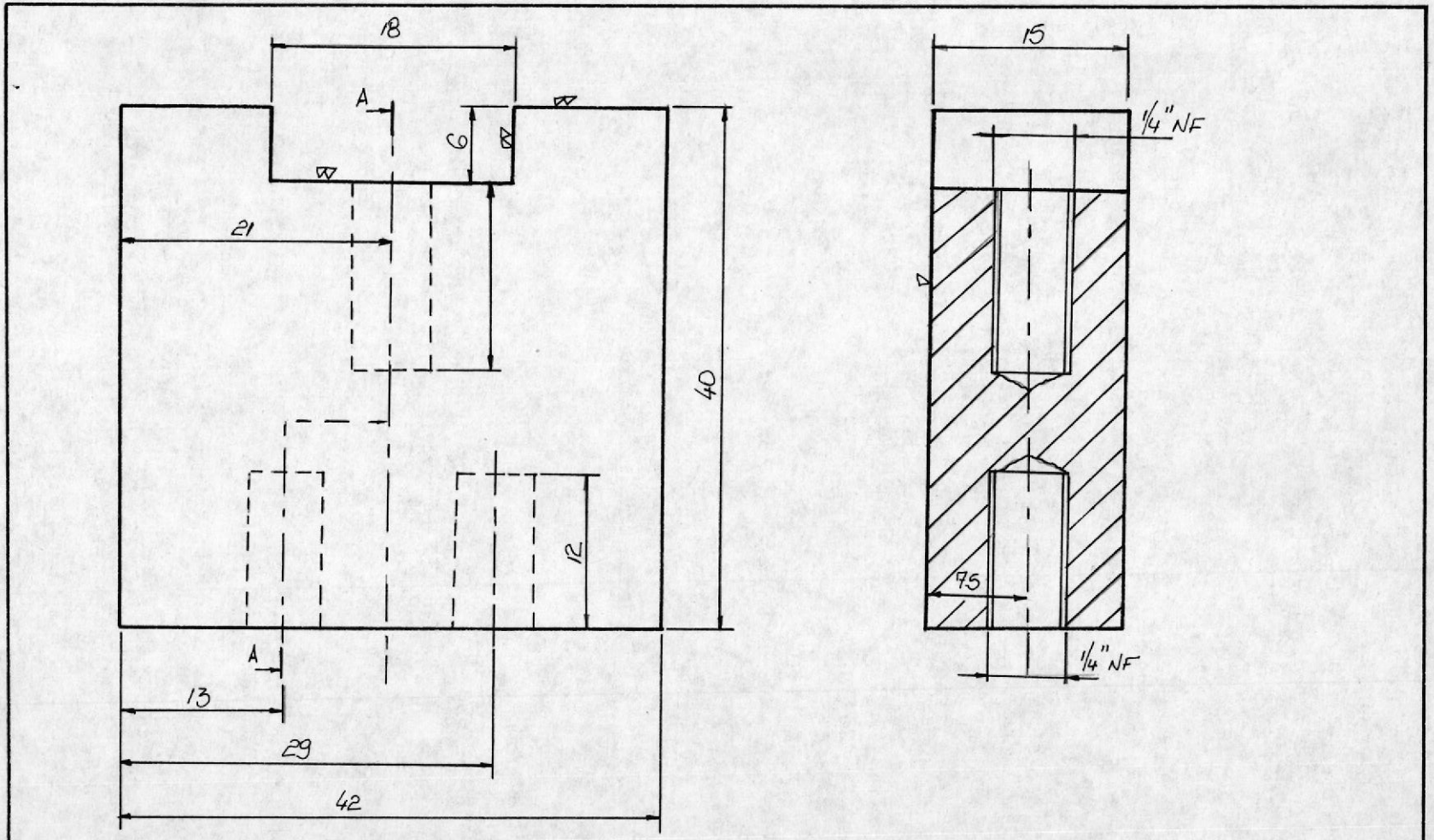
Pieza # 1	Columna Portamodelo	Aluminio	E 1:1.5



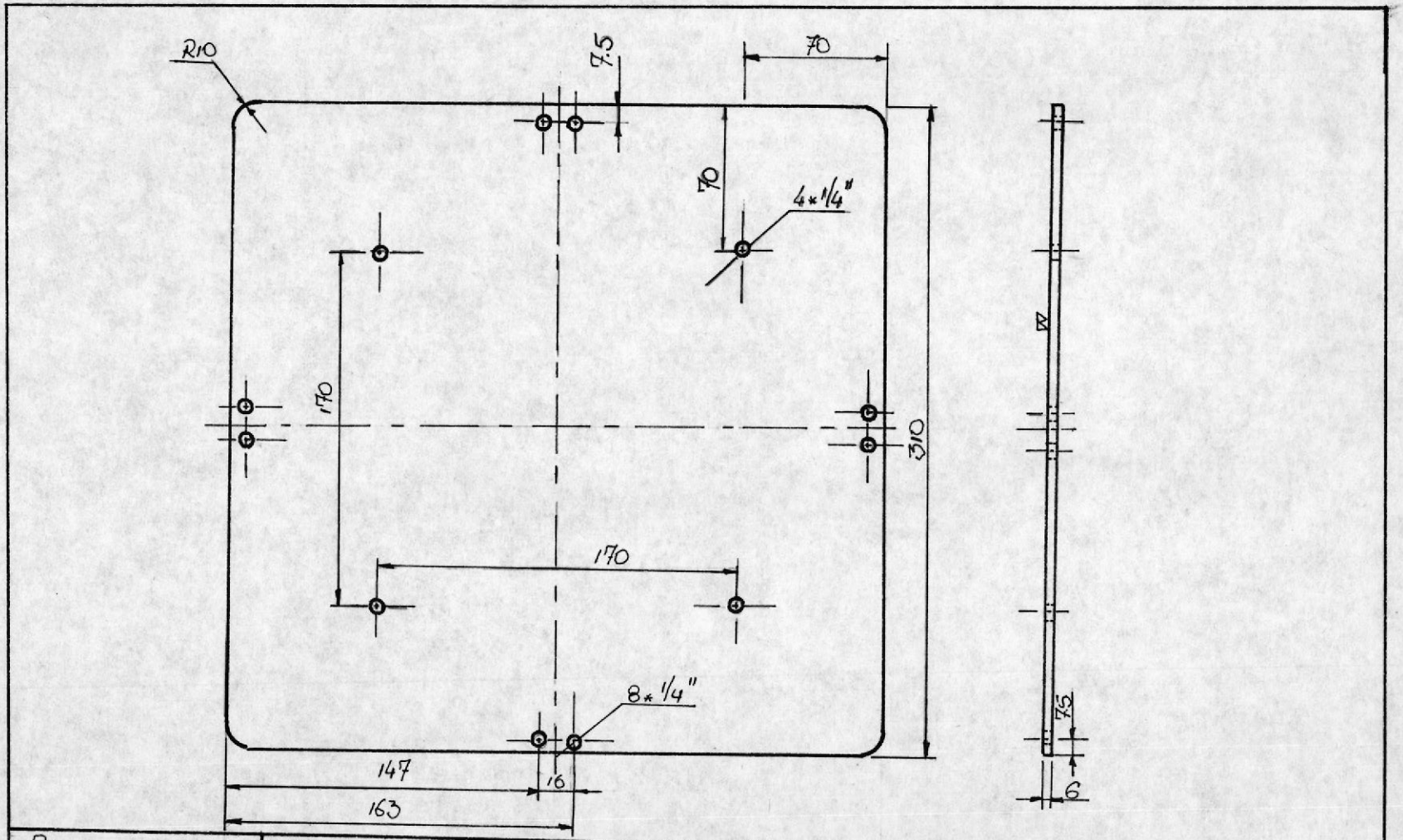
Pieza #2	Plataforma	Aluminio	E 1:1



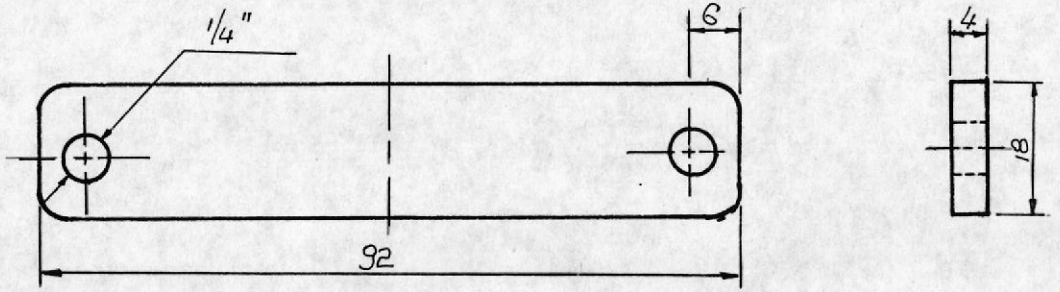
Pieza # 4	Tapa de Soporte	Aluminio	E 2:1



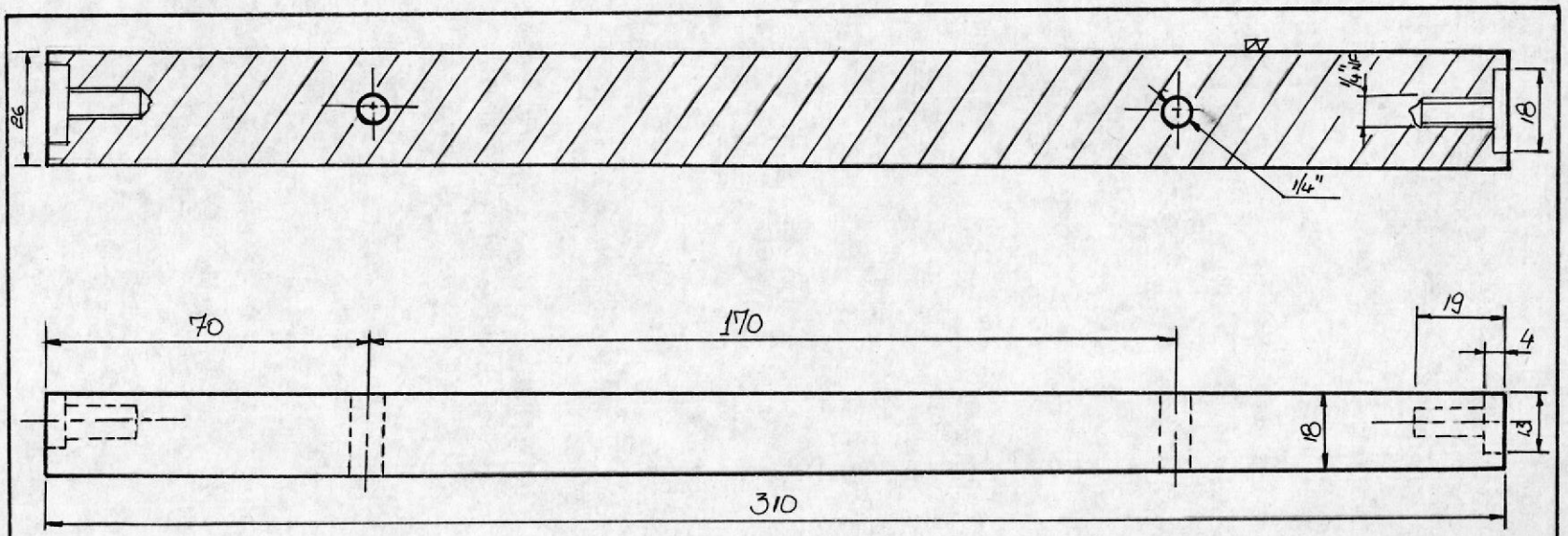
Pieza # 5	Soporte	Aluminio	E 2:1



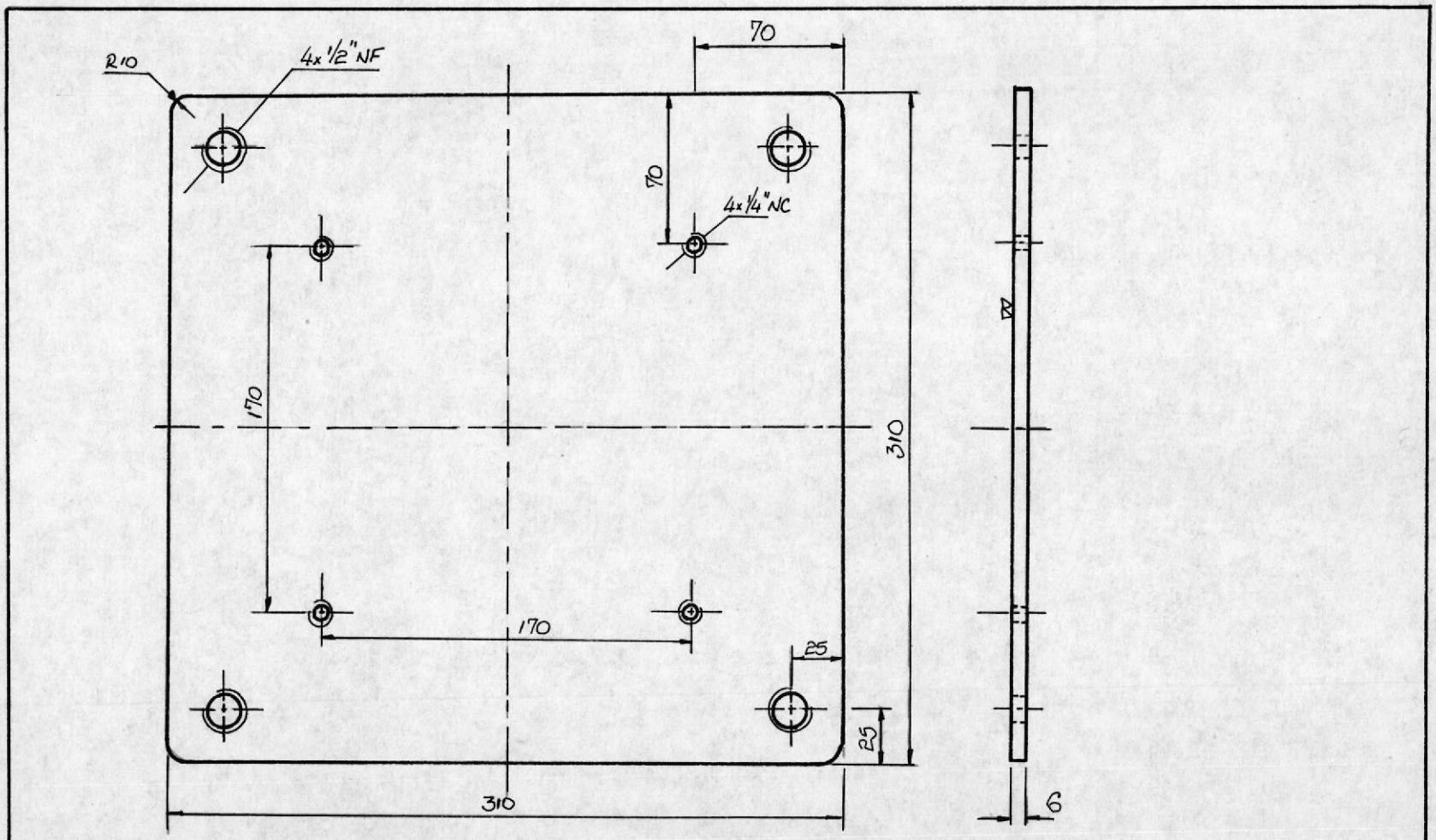
Pieza #6	Base Intermedia	Alumimio	E 1:3



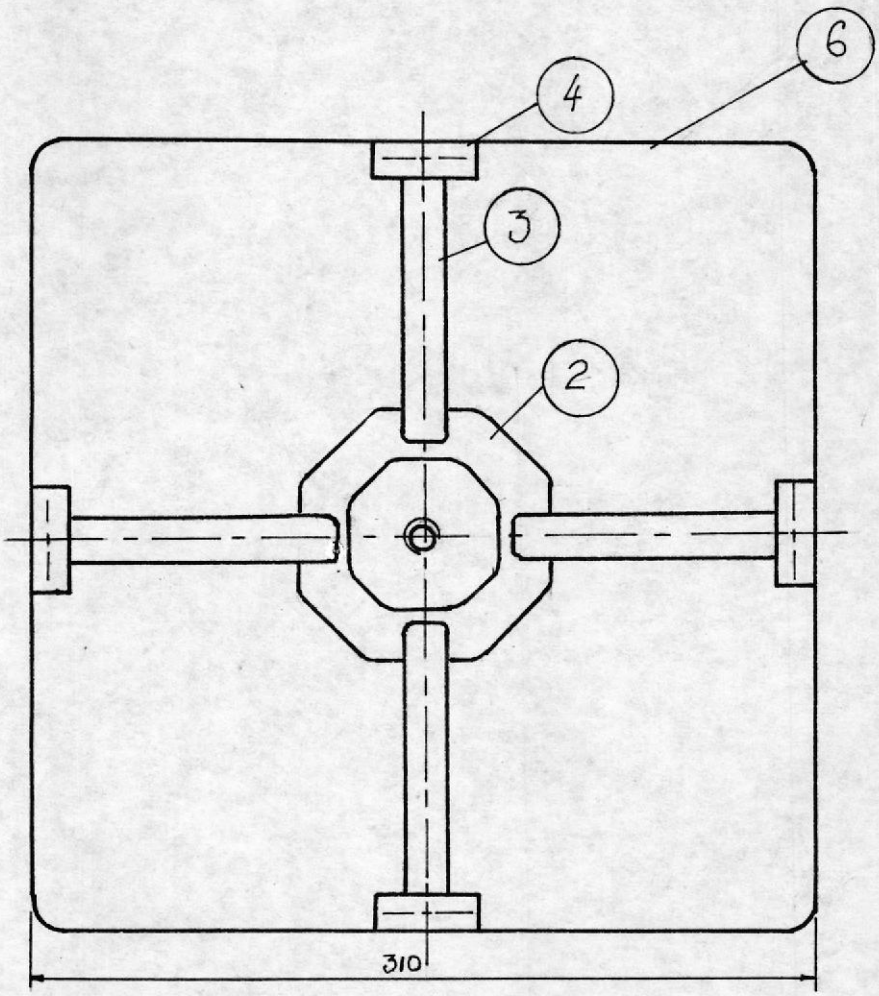
Piezas # 7 y 8	Vigas de F. de arrastre y F. lateral	Aluminio	E 1:1



Pieza #9	Soporte de Vigas 7 y 8	Aluminio	E 1:1.5

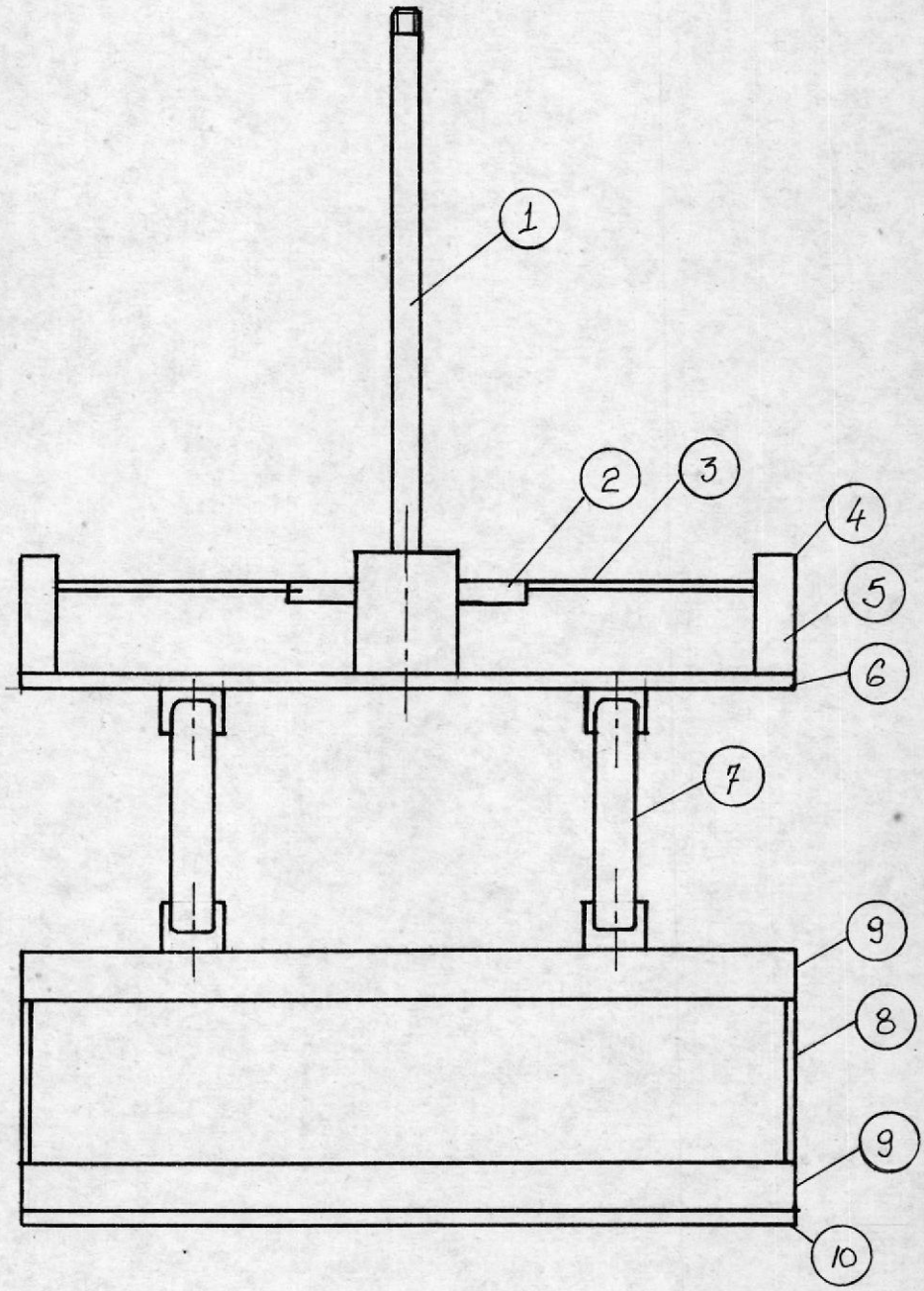


Pieza # 10	Base del Instrumento	Aluminio	E 1:3



BIBLIOTECA

Transductor de Fuerzas (Vista Superior)	E 1:3



Transductor de Fuerzas (vista frontal) | E 1:3

B I B L I O G R A F I A

1. PERRY,C. The Strain Gage Primer, New York, N. Y., Mc Graw Hill, 1962, Pg 238-243.
2. DALLY, J. Experimental Stress Analysis, New York, N.Y.,McGraw-Hill, 1978, Pg 89-151.
3. BERGHAUS, D. Calculations for Experimental Stress Analysis, Dearborn, Michigan, SESA Spring meeting, Mayo 31 a Junio 4 de 1981, Pg 17-24.
4. MACHINE DESIGN. Revista edición Noviembre de 1974, Pg 86-89.
5. FOX-MCDONALD. Introduction to Fluid Mechanics, New York, N.Y., John Wiley and Sons, 1978, Pg 424-446.
6. HEMKE, P. Elementary Applied Aerodynamics, Prentice Hall, 1946, Pg 38-51.
7. ABBOT, I. Theory of Wing Sectiones (Including a summary or Airfoils Data), Dover Publications, 1949, Pg 462.
8. STREETER, V. Mechanichs of Fluids, New York, N.Y., Mc Graw-Hill,1975, Pg 276-284.
9. ENGINEERING LABORATORIES, Manual de intrucción

del transductor de fuerzas tipo LVDT, Memorias del Túnel Subsónico, Laboratorio de Fluidos de la Facultad de Ingenieria Mecánica, ESPOL, 1979.

10. LEBOW, J. An Autographic Wind Tunnel Balance, Detroit, Michigan, Master Thesis, Wayne State University, 1949, Pg 12-16.

11. MATAIX, C. Mecánica de Fluidos y Máquinas hidráulicas, Madrid, Harla, 1970, Pg 316-322.

12. POPE, A. Low Speed Wind Tunnel Testing, New York, N.Y., John Wiley and sons, 1966, Pg 126-191.

13. CEDEÑO, C. Diseño de un Modelo de Túnel Subsónico de Tipo Abierto, Tesis de grado, Facultad de Ingenieria Mecánica, ESPOL, 1979, Pg 97-106.

14. MEASUREMENT GROUP INC. Manual de instrucción del Medidor Digital de Deformaciones P-3500, Raleigh, North Carolina, 1983.