

1
26
01161

**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE
MÉXICO**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**INESTABILIDAD AEROELÁSTICA DE UN EDIFICIO
ESBELTO DE PLANTA TRIANGULAR**

TESIS QUE PARA OBTENER EL GRADO DE:

**MAESTRÍA EN INGENIERÍA
(ESTRUCTURA)**

PRESENTA:

RODRÍGUEZ CUEVAS, NEFTALÍ

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

1996

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

1
2ej

**INESTABILIDAD AEROELÁSTICA DE UN EDIFICIO
ESBELTO DE PLANTA TRIANGULAR**

Maestro en Ingeniería.
(ESTRUCTURAS).

Alonso Díaz, Gabriel Angel.

1996.

TESIS

COMPLETA

DEDICATORIA

Este trabajo lo dedico con mucho amor y cariño a una generación que con gran entusiasmo ha empezado a abrirse camino por la vida:

mis sobrinos:

Sujuy, Balamkej, Tzitziki

y, muy en especial, a Ana Gabriela y Elvira de los Angeles.

AGRADECIMIENTOS

Para poder dejar constancia del muy grande agradecimiento que siento hacia las personas que me han dado mucho sin esperar nada a cambio, me encuentro ante la necesidad de emplear palabras. Estas son simplemente eso, palabras, y no podrán nunca expresar, con la precisión que yo quisiera, lo que realmente siento. Sin embargo, permítanme decirles GRACIAS a todos ustedes:

A mi maestro, tutor académico y director de tesis que tanto me ha apoyado y por concederme el privilegio de trabajar a su lado y aprender de él:

Profesor Neftalí Rodríguez Cuevas.

A mis Padres que me dieron la vida, una formación y me enseñaron como hacer las cosas:

Don Rogaciano Alonzo y Doña Olga Díaz

A mis hermanos que tanto me han motivado y apoyado:

Ana María Alonzo Díaz y José Gabriel Burgos Tejada

y

Juan Antonio Alonzo Díaz y Leonor Pineda Domínguez

A mi esposa y compañera que siempre me ha motivado y dado amor.

Ana Noemi Canales Cáceres

La realización de mi maestría y de esta tesis no hubiera sido posible sin el apoyo, que sinceramente agradezco, de cuatro de nuestras grandes instituciones y de los profesionales que las encabezan:

La Universidad Nacional Autónoma de México

El Instituto de Ingeniería de la UNAM

El Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología

y La Dirección General de Apoyo al Personal Académico, por patrocinar el proyecto IN100394 del Instituto de Ingeniería, UNAM, del cual este trabajo formó parte.

Quiero manifestar también mi agradecimiento a los miembros del jurado de examen de Maestría:

Dr. Luis Esteva Maraboto	Presidente
Prof. Neftalí Rodríguez Cuevas	Vocal
Dr. Gabriel Echávez Aldape	Secretario
Dr. Francisco Sánchez Sesma	Suplente
Dra. Sonia E. Ruíz Gómez	Suplente

por su invaluable tiempo dedicado a la revisión de este trabajo; y a los doctores Peter Boardman del Holmes Consulting Group, Auckland, Nueva Zelanda y Peter Cenek, Jefe de la Sección de Aerodinámica de los Laboratorios Centrales del Works Consultancy Services, Lower Hutt, Nueva Zelanda, por la gentileza de proporcionarnos los datos del edificio Coopers and Lybrand Tower estudiado en este trabajo.

TABLA DE CONTENIDO

	Página
LISTA DE FIGURAS	xi
LISTA DE TABLAS	xix
RESUMEN	xx
ABSTRACT	xxi
INTRODUCCIÓN	1
CAPÍTULO 1 ANTECEDENTES	3
CAPÍTULO 2 FLUJOS BIDIMENSIONALES CON POTENCIAL	
2.1 FLUJO SOBRE CUERPOS SIMÉTRICOS	9
2.2 FLUJO SOBRE CUERPOS ASIMÉTRICOS	21
CAPÍTULO 3 EL PROTOTIPO Y SU MODELO	
3.1 DESCRIPCIÓN DEL EDIFICIO EN ESTUDIO	28
3.2 DESCRIPCIÓN DEL SITIO DE DESPLANTE	33
3.3 MODELO DE LA ESTRUCTURA	35
3.4 MODELO DEL VIENTO	42

3.4.1 CARACTERÍSTICAS DEL VIENTO QUE DEBEN MODELARSE	42
3.4.2 TÚNEL DE VIENTO EMPLEADO	51
3.4.3 CAPA LÍMITE MODELADA	58
CAPÍTULO 4 ANÁLISIS DIMENSIONAL	73
CAPÍTULO 5 INSTRUMENTACIÓN DEL MODELO Y EQUIPO PARA LA ADQUISICIÓN DE DATOS	
5.1 INSTRUMENTACIÓN Y EQUIPO	84
5.2 SOFTWARE PARA LA ADQUISICIÓN Y EL ANÁLISIS DE SEÑALES	88
CAPÍTULO 6 TRABAJO EXPERIMENTAL	91
6.1 RESPUESTAS DINÁMICAS DE LA ESTRUCTURA	93
6.1.1 PERFILES DE PRESIONES Y ESPECTROS DE POTEN- CIAS DE PRESIONES EN EL PLANO VERTICAL DE SIMETRÍA	93
6.1.2 PERFILES DE COEFICIENTES DE PRESIONES EN VARIAS SECCIONES TRANSVERSALES DEL EDIFICIO	100
6.1.3 COEFICIENTES DE FUERZAS Y MOMENTOS	122
6.1.4 ACELERACIONES EN LA AZOTEA DEL EDIFICIO	136
6.2 VALORES MEDIOS Y RMS DE LAS RESPUESTAS DE LA ESTRUCTURA	166
6.2.1 PERFILES DEL PLANO VERTICAL DE SIMETRÍA	167
6.2.2 PERFILES EN VARIAS SECCIONES TRANSVERSALES	

DEL EDIFICIO	170
6.2.3 COEFICIENTES DE FUERZAS Y MOMENTOS	176
6.3 VALORES EXTREMOS DE LAS RESPUESTAS	181
6.3.1 ENVOLVENTES DE PRESIONES EN EL PLANO VERTICAL DE SIMETRÍA	181
6.3.2 ENVOLVENTES DE PRESIONES EN VARIAS SECCIONES TRANSVERSALES DEL EDIFICIO	185
6.3.3 COEFICIENTES DE FUERZAS Y MOMENTOS	191
CAPÍTULO 7 DISCUSIÓN DE RESULTADOS.	
7.1 MODELADO DEL VIENTO	194
7.2 RESPUESTAS DE LA ESTRUCTURA	202
CONCLUSIONES	206
REFERENCIAS CITADAS	
APÉNDICE A. PROGRAMA EN FORTRAN DEL MÉTODO DE LOS PANELES PARA CUERPOS BIDIMENSIONALES ASIMÉTRICOS.	

LISTA DE FIGURAS

Figura	Pág.
1.1 Tres modelos aeroelásticos ensayados en túnel de viento (Ref. (4))	6
1.2 Algunos resultados de pruebas en túnel de viento (Ref (5))	6
1.3 Modelo de las "Theme Towers" ensayado en túnel de viento (Ref (5))	7
2.1 Distribución de fuentes empleada en el método de los paneles	11
2.2 Discretización de la superficie del cuerpo empleada en el método de los paneles	12
2.3 Rel. entre las coordenadas globales y locales en el método de los paneles	16
2.4 Coef. de Pres. sobre un cilindro sujeto a un flujo uniforme con potencial	19
2.5 Coef. de Pres. de la sección NACA0024 obtenidos con el método de los paneles	20
2.6 Coefs. de Pres. de la sección transversal del edificio en estudio obtenidos con el método de los paneles	20
2.7 Distribución de las velocidades tangenciales de una sección circular con flujo potencial uniforme y diferentes circulaciones con sentido horario	24
2.8 Distribución de los coeficientes de presión alrededor de una sección circular con flujo potencial uniforme y diferentes circulaciones con sentido horario	24
2.9 Coeficientes de presión de la planta del edificio en estudio cuando sobre él actúa un flujo uniforme y una circulación de 200 unidades en sentido horario	25
2.10. Coeficientes de presión de la planta del edificio en estudio cuando sobre él actúa un flujo uniforme y una circulación de 500 unidades en sentido horario	25
2.11 Vórtices uniformemente repartidos empleados para modelar una circulación constante en sentido horario	26
3.1 Edificio en estudio (Ref. (15))	29
3.2 Planta típica del edificio en estudio (tomado de la Ref. (15))	30

3.3 Azotea del edificio en estudio (tomado de la Ref. (23))	30
3.4 Orientación del edificio en estudio y sistema coordinado seleccionado para el trabajo experimental	31
3.5. Elevación de las vigas precoladas (tomado de la Ref.(15))	32
3.6 Sección transversal de las vigas precoladas TT (tomado de la Ref. (15))	32
3.7 Rosa de vientos de la Cd de Auckland, Nueva Zelanda (tomado de la Ref. (23))	33
3.8 Vista norte del modelo aeroelástico ensayado en el túnel de viento	37
3.9 Vista general del modelo aeroelástico empleado en este trabajo y la torre en la que se encuentra sujeto el dispositivo de apoyo	39
3.10. Espectro de potencias de aceleraciones resultante de la calibración	41
3.11 Segmento de una de las historias de aceleraciones, en la dirección del eje X, que se emplearon en el cálculo de frecuencias y amortiguamientos	42
3.12 Secc. de pruebas del túnel de viento de viento del Inst. de Ing., UNAM	51
3.13 Planta arquitectónica del Laboratorio del Túnel de Viento	52
3.14 Cara de barlovento de las agujas generadoras de turbulencia	54
3.15 Cara de sotavento de las agujas generadoras de turbulencia	55
3.16 Aspec. Gral. de la Secc. de pruebas del túnel de viento del Inst. de Ing.	57
3.17 Relación entre las velocidades medias horarias a 205 mts de altura, a escala real, y la frecuencia de rotación de la hélice del túnel de viento	60
3.18 Variación de $\bar{U}(1hr, z)$	61
3.19 Variación de $\bar{U}(15 seg, z)$	61
3.20 Variación de $\frac{\bar{U}(1hr, z)}{\bar{U}(15 seg, z)}$	62
3.21 Formación de vórtices en el plano vertical detrás de los obstáculos empleados para modelar la rugosidad del terreno	63
3.22 Vórtices que pueden encontrarse en el plano vertical de una estructura, al actuar un flujo de viento sobre ella	63
3.23 Variación de $u'(1hr, z)$	64
3.24 Variación de $I(1hr, z)$	64

3.25. Comparación del espectro medido a 35 mts de altura, para un nivel de velocidad horaria de 62.69 m/seg a 205.00 mts de altura; con el espectro de Harris para diferentes valores de L	65
3.26 Espectros de potencia de velocidades, a escala del modelo, medidos a 35 mts de altura y espectros de Harris con $L = 600$ m	66
3.27 Espectros de potencia de velocidades, a escala del modelo, medidos a 133 mts de altura y espectros de Harris con $L = 600$ m	66
3.28 Espectros de potencia de velocidades, a escala del modelo, medidos a 205 mts de altura y espectros de Harris con $L = 600$ m	67
3.29. Autocorrelogramas, a escala del modelo, de las velocidades de Reynolds medidas en varias alturas sobre la sección de pruebas del túnel de viento	69
3.30. Autocorrelogramas a escala del modelo, para el intervalo $\tau_s \tau_o$, de las velocidades de Reynolds medidas a varias alturas dentro del túnel	70
3.31 Longitudes integrales de turbulencia, a escala del modelo, para varias alturas sobre la base de la sección de pruebas del túnel de viento	72
5.1 Puntos de medición de presiones sobre la superficie del modelo	85
5.2 Módulos SCXI y sistema Hyscan 1000 empleado para acondicionar, calibrar y ajustar los ceros de los transductores de presión ZOC23B	87
5.3 Programa fuente, en lenguaje G, del instrumento virtual que simula un analizador de espectros HP-3582-A con características mejoradas	89
5.4 Una pantalla del instrumento virtual programado en lenguaje G, que simula un analizador de espectros HP-3582-A con características mejoradas	90
6.1 Secuencia de 28 perfiles de presiones en el plano vertical de simetría	96
6.2 Espectros de potencia de presiones en los puntos de medición del plano vertical de simetría	97
6.3 Espectros de potencia de presiones en los puntos de medición del plano vertical de simetría	98
6.4 Espectros de potencia de presiones en los puntos de medición del plano vertical de simetría	99

6.5 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno, cuando el viento con ángulo de ataque cero tenía una velocidad de 112.0 km/h a 205 mts de altura	101
6.6 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel medición uno	102
6.7 Secuencia de 56 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando el viento con ángulo de ataque cero tenía una velocidad de 184.1 km/h a 205 mts de altura	106
6.8 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando el viento con ángulo de ataque cero tenía una velocidad de 221.0 km/h a 205 mts de altura	107
6.9 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel de medición uno, cuando el viento actuaba con ángulo de 0° y con varias Vels.	108
6.10 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando el viento con ángulo de ataque cero tenía una velocidad de 299.5 km/h a 205 mts de altura	110
6.11 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel de medición uno, cuando el viento actuaba con ángulo de 0° y con varias Vels.	111
6.12 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición cuatro cuando el viento con ángulo de ataque cero tenía una velocidad de 184.1 Km/h a 205 mts de altura	113
6.13 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición cuatro cuando el viento con ángulo de ataque cero tenía una velocidad de 199.5 Km/h a 205 mts de altura	114
6.14 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel de medición cuatro	115
6.15 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando el viento con ángulo de ataque de 60° tenía una velocidad de 165.4 km/h a 205 mts de altura	117
6.16 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de	

medición uno cuando el viento con ángulo de ataque de 60° tenía una velocidad de 184.1 km/h a 205 mts de altura	119
6.17 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando el viento con ángulo de ataque de 60° tenía una velocidad de 299.5 km/h a 205 mts de altura	120
6.18 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel de medición uno, cuando el viento actuaba con ángulo de 60° y con varias Vels.	121
6.19 Historias de coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes correspondientes al nivel de medición dos, cuando el viento actuaba con un ángulo de ataque de 0° con seis diferentes velocidades a la altura de 205 m	124
6.20 Historias de coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes correspondientes al nivel de medición dos, cuando el viento actuaba con un ángulo de ataque de 150° con cinco diferentes velocidades a la altura de 205 m	126
6.21 Historias de coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes correspondientes al nivel de medición dos, cuando el viento actuaba con siete ángulos de ataque y una velocidad de 299.5 Km/h a la altura de 205 m	129
6.22 Espectros de potencias de los coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes del nivel dos, cuando sobre el modelo actuaba un viento con ángulo de ataque de 0° y seis niveles de velocidad a la altura de 205 m	131
6.23 Espectros de potencias de los coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes del nivel dos, cuando sobre el modelo actuaba un viento con ángulo de ataque de 90° y seis niveles de velocidad a la altura de 205 m	133
6.24 Espectros de potencias de los coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes del nivel dos, cuando sobre el modelo actuaba un viento con ángulo de ataque de 180° y cinco niveles de velocidad a la altura de 205 m	135
6.25 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque cero y varias velocidades a la altura de 205 m	137
6.26 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 60° y varias velocidades a la altura de 205 m	139
6.27 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para	

un viento con ángulo de ataque de 90° y varias Vels. a la altura de 205 m	141
6.28 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 180° y varias Vels a la altura de 205 m	143
6.29 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del Edificio, para un viento con ángulo de ataque de 0° y varias Vels. a la altura de 205 m	146
6.30 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del Edificio, para un viento con ángulo de ataque de 60° y varias Vels. a la altura de 205 m	149
6.31 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 90° y varias Vels. a la altura de 205 m	150
6.32 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 180° y varias Vels. a la altura de 205 m	152
6.33 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 0° y varias Vels. a la altura de 205 m	155
6.34 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 60° y varias Vels. a la altura de 205 m	159
6.35 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 90° y varias Vels. a la altura de 205 m	161
6.36 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 180° y varias Vels. a la altura de 205 m	165
6.37 Perfiles de presiones medias y de RMS de las fluctuaciones de las presiones respecto a su media, para varios niveles de Vel. a la altura de 205 m	167
6.38 Perfiles de presiones medias y de RMS de las fluctuaciones de las presiones respecto a su media, para varios niveles de Vel. a la altura de 205 m	168
6.39 Perfiles de Coefs. de presiones medias para seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m	169
6.40 Perfiles de Coefs. de presiones medias para ráfagas de cinco minutos y seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m	169
6.41 Perfiles de coeficientes de presión medios correspondientes al nivel de medición uno, para seis niveles de Vels. de viento a la altura de 205 m	171
6.42 Perfiles de RMS de los coeficientes de presión, correspondientes al nivel	

de medición uno, para seis niveles de Vels. de viento a la altura de 205 m	173
6.43 Perfiles de coeficientes de presión medios correspondientes al nivel de medición cuatro, para varias Vels de viento a la altura de 205 m	174
6.44 Perfiles de RMS de coeficientes de presión correspondientes al nivel de medición cuatro, para varias Vels. de a la altura de 205 m	174
6.45 Perfiles de coeficientes de presión medios correspondientes al nivel de medición uno, para varias Vels. de a la altura de 205 m	175
6.46 Perfiles de RMS de coeficientes de presión correspondientes al nivel de medición cuatro, para varias Vels de a la altura de 205 m	175
6.47 Coefs. de Fuer. y Moms. Tors. a varias alturas, cuando el viento actuaba con un ángulo de ataque de 0° y una Vel. de 184.1 Km/h a la altura de 205 m	176
6.48 Coefs. medios de Fuer. y Moms. Tors. para diferentes ángulos de ataque y velocidades a la altura de 205 m	177
6.49 RMS de los Coefs. de Fuer. y Moms. Tors. para diferentes ángulos de ataque y velocidades a la altura de 205 m	178
6.50 Coefs. medios de Fuer. y Moms. Tors. para diferentes ángulos de ataque y números de Reynolds	179
6.51 RMS de Coefs. de Fuer. y Moms. Tors. para diferentes ángulos de ataque y números de Reynolds	180
6.52 Perfiles de presiones Mínimas y Máximas para varios niveles de velocidad a la altura de 205 m. La escala indica diezmilésimas de Kg/cm ²	181
6.53 Perfiles de presiones Mínimas y Máximas para varios niveles de velocidad a la altura de 205 m. La escala indica milésimas de Kg/cm ²	182
6.54 Perfiles de Coefs. de presiones mínimas para seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m	183
6.55 Perfiles de Coefs. de presiones mínimas para ráfagas de cinco minutos y seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m	183
6.56 Perfiles de Coefs. de presiones máximas para seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m	184
6.57 Perfiles de Coefs. de presiones mínimas para ráfagas de cinco minutos	

y seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m	184
6.58 Perfiles de Coefs. de presiones máximas y mínimas, correspondientes al nivel de medición uno, para seis niveles de Vels. de viento a la altura de 205m	187
6.59 Perfiles de Coefs. de presiones máximas y mínimas, correspondientes al nivel de medición cuatro, para varias Vels. de viento a la altura de 205m	188
6.60 Perfiles de Coefs. de presiones máximas y mínimas, correspondientes al nivel de medición uno, para varias velocidades de viento a la altura de 205m	190
6.61 Coefs. máximos de Fuer. y Moms. Tors., para diferentes ángulos de ataque y velocidades a la altura de 205 m, normalizados con sus valores medios	192
6.62 Coefs. máximos de Fuer. y Moms. Tors., para diferentes ángulos de ataque y números de Reynolds, normalizados con sus valores medios	193
7.1 Perfil de Vels. medias horarias del viento obtenido en el túnel y ecuación de potencias con $z_0 = 34.2$ m y $\alpha = 0.34$	195
7.2 Perfiles de Vels. medias horarias y de ráfagas de 15 segundos obtenidos en el túnel y ecuación de potencias con $z_0 = 205$ m	195
7.3 Perfiles de velocidades medias horarias y de ráfagas de 15 segs. obtenidos en el túnel de viento y expresión del Reglamento Británico con $Y = 25$ m	197

LISTA DE TABLAS

3.1 Características del edificio en estudio	28
3.2. Velocidades medias horarias que ocurren una vez por año a una altura de referencia de 150 m sobre la ciudad de Auckland, N. Z (Ref. 23)	34
3.3 Velocidades de viento de diseño para el edificio en estudio	34
3.4 Parámetros estadísticos de las diferencias absolutas entre algunos espectros de potencias de velocidades medidos y los teóricos correspondientes	68
4.1 Variables que influyen en el fenómeno en estudio	77
4.2 Productos adimensionales empleados en este trabajo	80
4.3 Escalas de similitud adoptadas con base en las limitaciones de las instalaciones	81
4.4 Condiciones de semejanza empleadas en el escalado del edificio en estudio	82
4.5 Semejanzas adicionales a las de la tabla 4.4, entre el modelo y el prototipo	82
7.1 Coeficientes de rugosidad para varios tipos de terrenos	198

RESUMEN

En el túnel de viento del Instituto de Ingeniería ,UNAM, fue ensayado el modelo de un edificio esbelto de planta triangular con las esquinas redondeadas. El modelo consistió de un sistema de tres grados de libertad formado por un cuerpo rígido sobre una base flexible que le permitía flexionarse y torcerse. El edificio estudiado es el más alto de Nueva Zelanda, sus frecuencias de flexión alrededor de dos ejes centroidales y principales son 0.22 y 0.25 Hz y fue construido en la ciudad de Auckland.

Se modeló la capa atmosférica límite colocando unas agujas generadoras de turbulencia en la entrada de la sección de pruebas del túnel, el cual es de circuito cerrado, y unos bloques en su base. Las características de la capa límite resultante fueron comparadas con varios Reglamentos de construcción y, en particular, el perfil de velocidades coincidió perfectamente con la expresión propuesta en el Código Británico. Los espectros de potencia de velocidades concordaron muy bien con el espectro de Harris generalizado para tomar en cuenta su dependencia con la altura.

El propósito fundamental del estudio fue determinar las velocidades críticas de desprendimiento de vórtices y de separación de la capa límite. Para tal efecto, se probó el modelo bajo vientos con siete ángulos de ataque diferentes y seis niveles de velocidad a la altura gradiente. En cada uno de estos 42 casos se midieron presiones dinámicas en 85 puntos distribuidos en la superficie del modelo. También se midieron aceleraciones en las direcciones de los dos ejes centroidales y principales, en el nivel de la azotea. Los datos fueron adquiridos y analizados mediante instrumentos virtuales construidos dentro de LabView para Windows.

Se presentan distribuciones de presiones, coeficientes de fuerzas, de momentos y sus espectros de potencias. El número de Strouhal resultó ser igual a 0.21, la velocidad crítica de desprendimientos de vórtices fue 16 % más grande que la velocidad de diseño para un periodo de retorno de 50 años y la de separación de capa límite fue 81 % más grande que dicha velocidad de diseño.

ABSTRACT

A three degree-of-freedom-model of a slender triangular-plan-shaped building with rounded corners has been tested, in a boundary layer wind tunnel, to find the critical wind velocities of vortex shedding and boundary layer separation, and their effects on the building. The 37 story building was the tallest in New Zealand, its bending frequencies of vibration around two principal centroidal axes were 0.22 Hz and 0.25 Hz and was built in a suburban area of Auckland.

The atmospheric boundary layer corresponding to that zone was modeled using a closed circuit wind tunnel with spires at the entrance of its test section and blocks on its floor. The characteristics of the resulting boundary layer were compared with several codes. The Harris's spectrum was generalized to take into account its dependence with height and the spectra measured in the tunnel agreed quite well with that model.

The model was tested considering seven different wind directions, from 0° to 180° each 30°, with six different levels of velocities at the gradient height. High sensitive piezoresistive pressure transducers were utilized to measure the dynamic pressures on 85 points on the surface of the model, and piezoelectric accelerometers were used to register the accelerations in the directions of the two principal centroidal axes at the top of the model. All the data were acquired and processed using virtual instruments constructed in the compiler LabView for Windows.

Vortex shedding and boundary layer separation were clearly identified and their effects on the building were evaluated. Interesting changes in pressure distributions, accelerations and their power spectra are presented. The Strouhal number and force coefficients are presented too.

The critical velocity of vortex shedding resulted 16 % greater than the 50 years recurrence period design speed, and the boundary layer separation velocity exceeded in 81 % that speed.

INTRODUCCIÓN

La vulnerabilidad de las estructuras a la acción dinámica del viento turbulento, depende de su configuración geométrica, esbeltez y características dinámicas. Los edificios con periodo fundamental mayor que un segundo o relación de aspecto mayor que cinco, son sensibles a las ráfagas del viento y los prismáticos de planta irregular pueden tener problemas aerodinámicos más serios que los de planta circular o cuadrada.

En nuestro país y en el mundo se han construido varios edificios de planta triangular con periodos de vibrar superiores a un segundo. Sin embargo, se han realizado muy pocos estudios sobre su comportamiento bajo la acción de los vientos esperados en el sitio de desplante, y ninguno sobre su inestabilidad aeroelástica. Esta carencia de conocimientos y los problemas que algunos de los edificios mencionados han experimentado, como es el caso de uno en San Luis Potosí, ponen de manifiesto la necesidad de estudiarlos para garantizar su diseño confiable y, con esto, la seguridad y comodidad de sus ocupantes.

Este trabajo tuvo como objetivo fundamental la obtención de parámetros para el diseño contra los efectos dinámicos del viento. Específicamente, se buscó determinar las velocidades críticas de desprendimiento de vórtices y de separación de la capa límite y sus efectos sobre los edificios arriba mencionados. Para ello se probó en un túnel de viento el modelo, a escala 1:190, de un edificio de planta triangular de 37 niveles con período fundamental de 4.5 segundos. El edificio, de nombre Coopers and Lybrand Tower, es el más alto de Nueva Zelanda y fue construido en la ciudad costera de Auckland.

La ciudad de Auckland puede ser clasificada como zona suburbana⁽²³⁾ y, por lo tanto, este es el tipo de zona que se modeló en el túnel de viento del Instituto de

Ingeniería, UNAM, el cual es de circuito cerrado. Para simular la capa atmosférica límite, se emplearon agujas generadoras de turbulencia en la entrada de la sección de pruebas del túnel y bloques en su base.

El índice de turbulencia, la variación de las velocidades medias con la altura, la escala integral longitudinal de turbulencia y los espectros de potencia de velocidades fueron adecuadamente modelados. En particular, cabe mencionarse que el perfil de velocidades obtenido en el túnel coincidió con la expresión propuesta en el Reglamento Británico. Otra característica interesante de la capa límite obtenida, es que los espectros de potencia de velocidades concordaron muy bien con el espectro de Harris generalizado para tomar en cuenta su dependencia con la altura.

El modelo estructural consistió en un sistema de tres grados de libertad que simuló la geometría del edificio, su distribución de masas y sus frecuencias de vibrar en flexión alrededor de dos ejes centroidales y principales. El tercer grado de libertad, no controlado, correspondió a la torsión del edificio.

El modelo fue ensayado bajo vientos con siete ángulos de ataque y seis niveles de velocidades a la altura en la que no son importantes los efectos de la rugosidad del terreno (altura gradiente). Se midieron presiones dinámicas en 85 puntos sobre la superficie del modelo y aceleraciones en la azotea en las direcciones de los dos ejes centroidales y principales. Para esto, se empleó el sistema Hyscan 1000 equipado con los transductores de presión ZOC-23B y, para las aceleraciones, se emplearon acelerómetros piezoeléctricos. El control del equipo y el procesamiento de las señales se hizo por medio de Instrumentos Virtuales construidos dentro del compilador LabView para Windows.

Se identificaron plenamente las velocidades críticas buscadas y se evaluaron el número de Strouhal, las aceleraciones, los coeficientes de presiones, de fuerzas y de momentos torsionantes.

CAPÍTULO 1

ANTECEDENTES

En el estudio de la acción del viento sobre las estructuras es necesario considerar la influencia de una gran cantidad de variables. Esto hace difícil predecir la respuesta que tendrán cuando sobre ellas actúa un viento de características dadas y la tarea se vuelve compleja al complicarse la geometría de dichas estructuras.

Existen dos caminos alternos y muchas veces complementarios para intentar conocer esa respuesta: el analítico y el experimental. En la etapa de diseño de estructuras comunes, es posible aplicar métodos analíticos que los reglamentos de construcción vigentes consideren aceptables. Sin embargo, para las estructuras no contempladas en los reglamentos sólo queda la opción de recurrir a resultados de estudios experimentales, con modelos a escala, en túnel de viento. Por otro lado, cuando se trata de estudiar estructuras que han sido construidas, también se pueden hacer estudios ambientales, instrumentándolas adecuadamente.

Los criterios analíticos actualmente aceptados en México y en casi todo el mundo, son el determinista y el estadístico⁽¹⁾. Estos aceptan el uso de ciertos métodos de análisis estructural y ciertos parámetros de diseño dependiendo del tipo de estructura^{(2),(3)}. Consideran vulnerables a la acción dinámica de las ráfagas de viento a las estructuras que tienen un periodo fundamental de vibrar mayor que un segundo.

CAPÍTULO 1

ANTECEDENTES

En el estudio de la acción del viento sobre las estructuras es necesario considerar la influencia de una gran cantidad de variables. Esto hace difícil predecir la respuesta que tendrán cuando sobre ellas actúa un viento de características dadas y la tarea se vuelve compleja al complicarse la geometría de dichas estructuras.

Existen dos caminos alternos y muchas veces complementarios para intentar conocer esa respuesta: el analítico y el experimental. En la etapa de diseño de estructuras comunes, es posible aplicar métodos analíticos que los reglamentos de construcción vigentes consideren aceptables. Sin embargo, para las estructuras no contempladas en los reglamentos sólo queda la opción de recurrir a resultados de estudios experimentales, con modelos a escala, en túnel de viento. Por otro lado, cuando se trata de estudiar estructuras que han sido construidas, también se pueden hacer estudios ambientales, instrumentándolas adecuadamente.

Los criterios analíticos actualmente aceptados en México y en casi todo el mundo, son el determinista y el estadístico⁽¹⁾. Estos aceptan el uso de ciertos métodos de análisis estructural y ciertos parámetros de diseño dependiendo del tipo de estructura^{(2),(3)}. Consideran vulnerables a la acción dinámica de las ráfagas de viento a las estructuras que tienen un periodo fundamental de vibrar mayor que un segundo.

Para el diseño de las estructuras con periodo fundamental menor que o igual a un segundo y relación de aspecto, altura/menor dimensión lateral, menor que cinco, se permite emplear un análisis estructural estático, al considerar que la estructura se encuentra sujeta a cargas estáticas equivalentes, resultantes de la acción media del viento. Aquellas de forma regular, con periodo fundamental entre uno y cinco segundos o relación de aspecto mayor que cinco, pueden analizarse como las anteriores. Sin embargo, las cargas se determinan de un análisis dinámico y se emplea un factor de amplificación de respuesta dinámica debida a ráfagas⁽²⁾. Las estructuras que además de tener las características de estas últimas, presentan oscilaciones importantes transversales al flujo, pueden diseñarse como las anteriores, pero además se debe revisar su capacidad para resistir los empujes dinámicos transversales generados por los vórtices alternantes o algún otro fenómeno.

Los métodos propuestos por los reglamentos⁽²⁾ para determinar la acción transversal al viento, son criterios simplistas aplicables a estructuras cilíndricas o prismáticas de sección transversal rectangular. Sin embargo, las estructuras que por su forma poco común, por su irregularidad geométrica o en rigideces, por su gran flexibilidad o por tener periodos próximos entre sí, presentan problemas aerodinámicos especiales poco comprendidos. En estos casos solo queda la opción de estudiar modelos a escala en túneles de viento.

El propósito de estudiar modelos de edificios en túneles de viento es, entre otras cosas, evaluar:

- Las resultantes de cargas sobre la estructura del edificio y de su cimentación.
- Las cargas locales en las fachadas y recubrimientos.
- Los niveles de aceleración y desplazamiento en los entresijos.
- Los aspectos de medio ambiente en zonas como plazas y restaurantes en la azotea y otras que lo requieran.

Además, uno de los propósitos primordiales de los estudios en túnel de viento es tratar de comprender y explicar fenómenos aeroelásticos factibles de presentarse durante la vida útil de una estructura, con el fin de realizar diseños más confiables. Estos fenómenos pueden ser el desprendimiento de vórtices, la separación de la capa límite, golpeteo (buffeting) y sus efectos sobre las estructuras.

En este trabajo se estudia el edificio descrito en la sección 3.1 y como antecedentes, adicionales a lo ya mencionado, se tienen las investigaciones en estructuras similares que a continuación se resumen.

En los túneles de viento de las universidades de Ontario Occidental en London, Canadá y del Estado de Colorado en Fort Collins, EE.UU., se han estudiado modelos de edificios con plantas de diferentes formas. Tres de ellos, de escala 1/2000, igual área en planta, idénticas alturas y densidades de masa, se muestran en la figura 1.1.

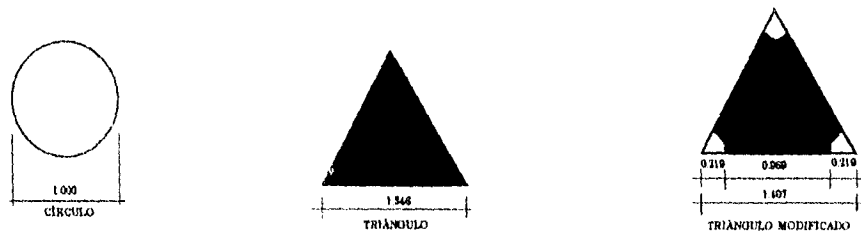


Fig. 1.1 Modelos aeroelásticos de igual área en planta, densidad de masa y $h/d = 4.28$ (tomado de la Ref. (4)).

Estos modelos fueron probados en un terreno correspondiente a zona urbana y algunos de los resultados que se obtuvieron se indican en la figura 1.2⁽⁴⁾.

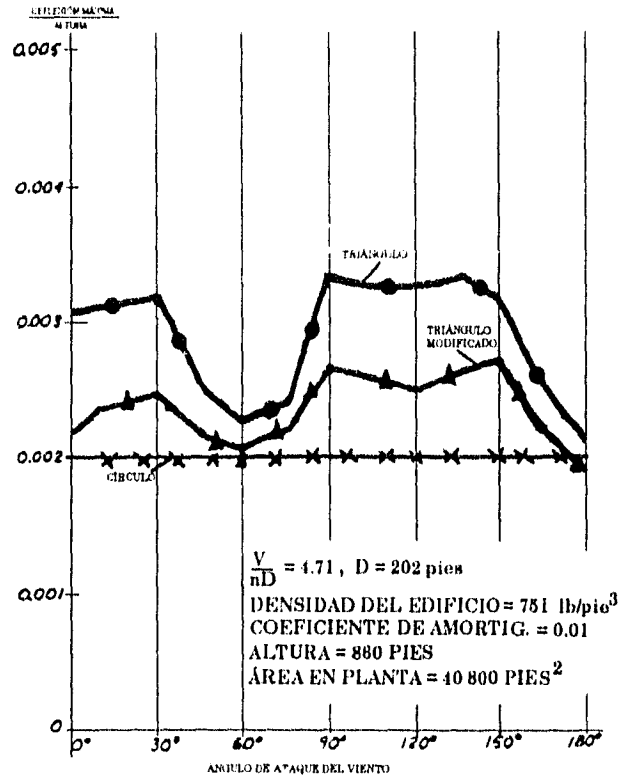


Fig. 1.2 Deflexiones máximas obtenidas con los modelos aeroelásticos mostrados en la figura 1.1 (tomado de la Ref. (4)).

También en la Universidad de Ontario Occidental se realizaron las pruebas experimentales a escala geométrica 1/400 de las "Theme Towers"⁽⁵⁾. Estas torres, ubicadas en la "Century City" de Los Ángeles, consisten de dos prismas triangulares con alturas de 175 m y 76 m de lado. Los modelos mostrados en planta en la figura 1.3, consistieron de sistemas masa-resorte de cinco grados de libertad con frecuencias fundamentales a flexión y a torsión de 16.7 y 24.3 Hz respectivamente, siendo de 0.24 y 0.32 Hz las de los prototipos.

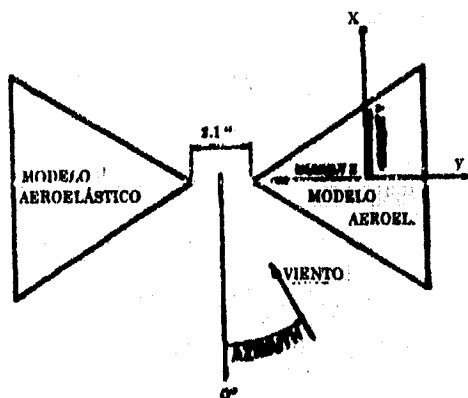


Fig. 1.3 Arreglo en planta y convención de signos del modelo de las "Theme Towers" de los Angeles (tomado de la Ref. (5))

Los espectros de respuesta que se obtuvieron indicaron que las respuestas dinámicas fueron predominantemente las del modo fundamental de flexión, particularmente a altas velocidades. Otros resultados importantes que se hallaron son:

- Las respuestas torsionales media y dinámica fueron pequeñas en comparación con las de flexión.
- No se presentó inestabilidad dinámica hasta una velocidad de 225 Km/h en la altura gradiente, a escala real.
- A velocidades menores que 225 Km/h, la acción de golpeteo (o buffeting, descrita abajo) fue la que motivó las repuestas dinámicas.
- No se observaron efectos adversos como resultado de la yuxtaposición de los dos edificios.

La acción de golpeteo, mencionada arriba, se define⁽¹⁸⁾ como la carga no estacionaria que sobre una estructura ejercen las fluctuaciones de velocidad del viento.

Cuando dichas fluctuaciones son debidas a la turbulencia de la estela de viento de un obstáculo localizado en barlovento de la estructura en estudio, la acción de golpeteo se suele nombrar: golpeteo de estela. En el caso particular de las Theme Towers, es el golpeteo el causante de las respuestas dinámicas.

Cabe mencionarse que aún no existen modelos analíticos para la descripción del fenómeno de golpeteo de estela y que en la referencia 18 se dan expresiones para determinar coeficientes de fuerzas provocadas por el golpeteo en cuerpos bidimensionales alargados (line-like structures).

Otros estudios que incluyen a un edificio con forma de prisma triangular son los de las referencias 6 y 7; y en las referencias 8, 9 y 10 se presentan resultados interesantes de investigaciones en cilindros de sección transversal triangular rígidos o montados sobre resortes, útiles para el diseño de elementos estructurales con esa geometría y condición de apoyo.

CAPÍTULO 2

FLUJOS BIDIMENSIONALES CON POTENCIAL

Es deseable tener métodos analíticos que puedan sustituir las pruebas experimentales en túnel de viento; sin embargo, hasta ahora (1996) no se cuenta con ellos. La teoría de flujos bidimensionales o tridimensionales con potencial no puede representar fenómenos en los que haya separación del flujo, puesto que trata con flujos ideales no viscosos, pero, al menos, proporciona una idea de los resultados que se pueden esperar de las investigaciones experimentales. Por esta razón se dedica este capítulo a los flujos bidimensionales con potencial, se desarrolla un programa de elementos de frontera, conocido como método de los paneles, y se estudian diversos cuerpos bidimensionales.

2.1 FLUJO SOBRE CUERPOS SIMÉTRICOS

El flujo alrededor de ciertos cuerpos acotados por superficies de revolución puede ser modelado empleando una fuente o una fuente y un sumidero de gastos idénticos⁽¹⁾. De acuerdo con esto, es natural especular sobre la posibilidad de modelar el flujo sobre cuerpos, de forma más general, usando diversas fuentes y sumideros distribuidos sobre uno de los ejes coordenados. Desde principios de siglo, 1911, se consiguió hacerlo para cuerpos factibles de encontrar en la práctica. El método consiste en determinar el cuerpo resultante de una distribución específica de fuentes y sumideros⁽¹⁾ pero, para propósitos de análisis y diseño, interesa resolver el problema inverso de saber

seleccionar la variación de gastos de fuentes, (un sumidero corresponde a una fuente con gasto negativo), para obtener el flujo alrededor de una forma dada.

El segundo problema mencionado se resolvió en 1924⁽¹¹⁾ para cuerpos esbeltos, es decir, cuerpos alargados con forma de líneas de corriente como, por ejemplo, las secciones transversales de las alas de aviones⁽¹²⁾. La solución consiste en distribuir fuentes o dobletes^{(1),(13)} en las abscisas, dentro del cuerpo, el cual proporciona resultados aproximados a menos que el cuerpo sea infinitamente delgado y la pendiente de su contorno sea muy pequeña. Dada esta limitación en su aplicación, dejaremos a un lado este método y nos concentraremos en el método de los paneles, el cual no tiene este inconveniente.

El método de paneles para secciones simétricas modela el flujo potencial alrededor de un cuerpo distribuyendo fuentes sobre su superficie y para secciones asimétricas considera, además, la presencia de vórtices que simulen la circulación, como se verá en la sección 2.2. De esta manera puede calcularse el flujo potencial sobre un cuerpo de cualquier forma con una gran precisión⁽¹²⁾. El método fue desarrollado por la "Douglas Aircraft Company" en 1967 y su planteamiento es el siguiente:

Si un cuerpo es colocado en un flujo uniforme de velocidad U , de idéntica manera que para el caso del cuerpo oval de Rankine^{(1),(12),(13)}, entonces el potencial de velocidad para el flujo uniforme que se aproxima puede ser superpuesto a la del flujo perturbado, alrededor del cuerpo, para obtener un potencial total de velocidad de la forma^{(12),(13)}:

$$\Phi = U x + \phi \quad 2.1$$

donde ϕ es el potencial de perturbación y x es la posición del punto en cuestión apartir de un origen arbitrariamente seleccionado.

El flujo potencial de perturbación alrededor de un cuerpo de cualquier forma puede modelarse por medio de una distribución de fuentes sobre la superficie del cuerpo, como se muestra esquemáticamente en la figura 2.1.

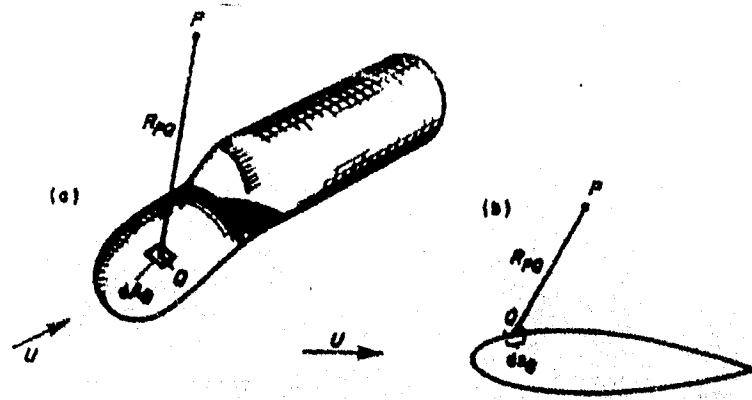


Fig. 2.1. Fuentes distribuidas en la superficie de un cuerpo.
 (a) cuerpo tridimensional con fuentes por unidad de área,
 (b) cuerpo bidimensional con fuentes por unidad de arco.

Haciendo referencia de los elementos diferenciales de área y de arco, de los puntos P y Q, y de la distancia R_{PQ} que los separa, se puede demostrar que el potencial de velocidad total en el punto P, debido a las fuentes por unidad de arco o área distribuidas en todos los elementos diferenciales Q, está dado por⁽¹¹⁾:

$$\phi_P = Ux + \oint \sigma_Q \ln R_{PQ} ds_Q \quad 2.2$$

para el caso bidimensional y,

$$\phi_P = Ux + \iint \frac{\sigma_Q}{R_{PQ}} dA_Q \quad 2.3$$

para el caso tridimensional. Donde σ_Q es el gasto de las fuentes por unidad de arco o área, según sea el caso.

Estas integrales son la base del método de los paneles, el cual consiste en resolver numéricamente dichas ecuaciones después de discretizar la superficie del cuerpo en elementos de frontera (paneles). Para el caso tridimensional se seleccionan elementos de frontera planos y para el bidimensional elementos lineales rectos, como se indica en la figura 2.2.

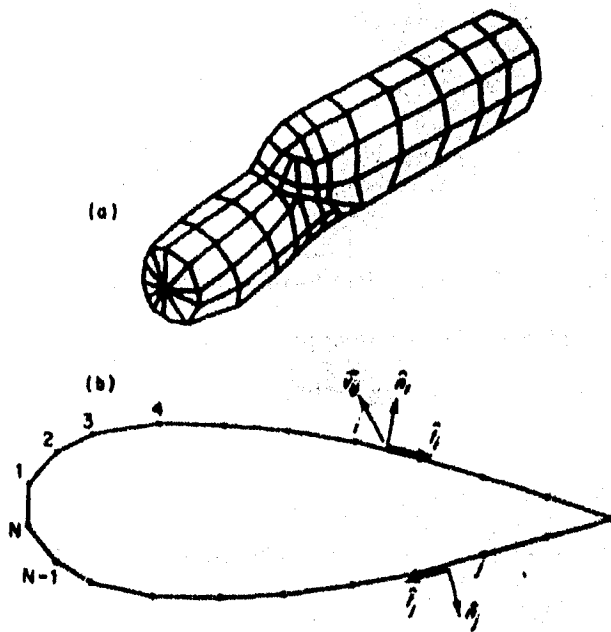


Figura 2.2. Discretización de la superficie del cuerpo. (a) cuerpo tridimensional con elementos bidimensionales como elementos de frontera. (b) cuerpo bidimensional con líneas rectas como elementos de frontera.

En esta sección se detallará el método para el caso de cuerpos simétricos bidimensionales y en la siguiente sección se tratarán aquellos que carecen de un eje de simetría, o bien, que están sujetas a un flujo que no actúa sobre un eje de simetría. Para cuerpos tridimensionales puede seguirse un proceso análogo al que a continuación se plantea.

El primer paso que debe hacerse en el método de los paneles es el de numerar, de 1 hasta N, los vértices o nodos de los elementos de frontera seleccionados como se indica en la figura 2.2. Hecho esto, se admitirá que a cada panel y a su punto medio, conocido como punto de colocación, les corresponde el número del nodo que se tiene a la izquierda cuando se observa el panel desde afuera del cuerpo. Los puntos de colocación serán los puntos en los que se cumplirán las condiciones de frontera de flujo perpendicular nulo y donde se evaluarán las velocidades y presiones.

En la figura 2.2 se definen los vectores unitarios, \hat{n}_i y \hat{t}_i , normal y tangencial al elemento de frontera i respectivamente. En el método de los paneles consideraremos que en cada panel se distribuyen uniformemente fuentes de igual gasto por unidad de longitud, caso bidimensional, pero que este puede variar de un panel a otro. Las fuentes distribuidas sobre un panel j cualquiera inducen una velocidad, \vec{v}_{ij} , en el punto de colocación i. Las componentes de \vec{v}_{ij} perpendicular y tangencial a la superficie en el punto de colocación i están dadas por los productos escalares $\vec{v}_{ij} \cdot \hat{n}_i$, y $\vec{v}_{ij} \cdot \hat{t}_i$ respectivamente. Ambas cantidades son proporcionales^{(1),(13)} al gasto σ_j de las fuentes del panel j y por lo tanto pueden ser escritas en las formas:

$$v_{ij_n} = \vec{v}_{ij} \cdot \hat{n}_i = \sigma_j N_{ij} \quad 2.4$$

$$v_{ij_t} = \vec{v}_{ij} \cdot \hat{t}_i = \sigma_j T_{ij} \quad 2.5$$

N_{ij} y T_{ij} son las velocidades perpendicular y tangencial inducidas en el punto de colocación del panel i por las fuentes de gasto unitario distribuidas sobre el panel j. Se les denomina coeficientes de influencia normal y tangencial.

La velocidad total perpendicular a la superficie en el punto de colocación i es la suma de: las velocidades perpendiculares inducidas por las fuentes de cada uno de los N paneles más la contribución del flujo uniforme con dirección al eje de simetría y velocidad \vec{U} . Por tanto:

$$v_{ni} = \sum_{j=1}^N \sigma_j N_{ij} + \vec{U} \cdot \hat{n}_i \quad 2.6$$

y de manera similar, la velocidad tangencial en el punto de colocación i está dada por:

$$v_{ti} = \sum_{j=1}^N \sigma_j T_{ij} + \vec{U} \cdot \hat{t}_i \quad 2.7$$

Si la superficie representada por los paneles corresponde a una superficie cerrada, entonces, la velocidad perpendicular total debe ser nula. Esta condición puede ser representada matemáticamente como:

$$v_{ni} = 0 \quad 2.8$$

por tanto:

$$\sum_{j=1}^N \sigma_j N_{ij} = -\vec{U} \cdot \hat{n}_i \quad 2.9$$

Para relacionar las presiones que actúan en el punto de colocación i con las velocidades tangenciales en dicho punto, se hará uso de la ecuación de Bernoulli. La ecuación de Bernoulli, es una versión de la Ley de la Conservación de la Energía. Al expresarla en función de las energías de dos puntos, uno en el seno del flujo, con presión idéntica a la de la atmósfera, y otro en el punto de colocación i , en la superficie del cuerpo en estudio, resulta:

$$P_0 + \frac{1}{2} \rho (\vec{U})^2 = P_i + \frac{1}{2} \rho (v_{ti})^2$$

donde: P_0 y P_i son las presiones atmosférica y del punto de colocación i , respectivamente, ρ es la densidad del fluido, en este caso del aire, y las otras variables han sido definidas previamente.

Dividiendo la diferencia de presiones $\Delta P = P_i - P_0$ entre la presión dinámica, dada por $\frac{1}{2} \rho \left(\vec{U} \right)^2$, se obtiene un coeficiente adimensional denominado coeficiente de presión. Así, despejando de la ecuación anterior, se concluye que la ecuación de Bernoulli en términos de un coeficiente de presión está dada por⁽¹⁾:

$$C_{p_i} = 1 - \left(\frac{v_{ti}}{\left| \vec{U} \right|} \right)^2 \quad 2.10$$

En las páginas 17 y 18 se describe con detalle la secuencia que se recomienda para el empleo de las ecuaciones anteriormente presentadas.

El cálculo de los coeficientes de influencia es una parte central y esencial del método de los paneles y esta cuestión será la que se tratará a continuación. Como primer paso consideremos el cálculo de la velocidad inducida en un punto de colocación i , por las fuentes de gasto unitario distribuidas sobre un panel j .

En términos del sistema coordenado local del panel j , indicado en la figura 2.3, el potencial de perturbación está dado por:

$$\phi_{ij} = \int_{-\Delta_s/2}^{\Delta_s/2} \ln \sqrt{(x_Q - \xi)^2 + y_Q^2} d\xi \quad 2.11$$

donde ξ es una variable de integración. Los parámetros restantes que intervienen en esta ecuación se definen en la figura 2.3.

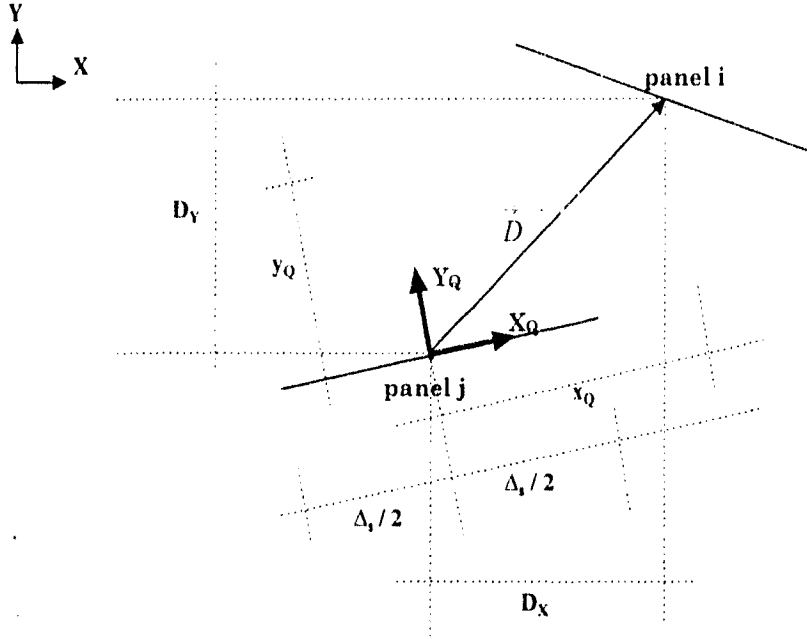


Figura 2.3. Relación entre las coordenadas globales X, Y y las locales X_Q , Y_Q del panel j.

Las magnitudes de las componentes de la velocidad en el punto de colocación i, en las direcciones de los ejes X_Q y Y_Q , debido a las fuentes de gasto unitario distribuidas en el panel j, están dados por⁽¹⁾:

$$v_{ij} x_Q = \frac{\partial \phi_{ij}}{\partial x_Q} = \frac{1}{2} \ln \left[\frac{(x_Q + \Delta_s/2)^2 - y_Q^2}{(x_Q - \Delta_s/2)^2 + y_Q^2} \right] \quad 2.12$$

$$v_{ij} y_Q = \frac{\partial \phi_{ij}}{\partial y_Q} = \left[\tan^{-1} \left(\frac{x_Q + \Delta_s/2}{y_Q} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{x_Q - \Delta_s/2}{y_Q} \right) \right] \quad 2.13$$

La definición de las variables que intervienen se dan en la figura 2.3.

Al tener estos resultados de las componentes de velocidad en el punto de colocación i debido a las fuentes de gasto unitario distribuidos en el panel j , solo falta, de acuerdo con la definición de los coeficientes de influencia, determinar sus resultantes en las direcciones perpendicular y tangencial al panel i .

La resultante de la velocidad en el punto de colocación i está dada, en forma vectorial, por:

$$\vec{v}_{ij} = v_{ij} x_Q \hat{t}_j + v_{ij} y_Q \hat{n}_j \quad 2.14$$

Por tanto, las componentes de este vector velocidad en las direcciones normal y tangencial al panel i , que son los coeficientes de influencia, están dados por :

$$N_{ij} = \vec{v}_{ij} \cdot \hat{n}_i = v_{ij} x_Q \hat{t}_j \cdot \hat{n}_i + v_{ij} y_Q \hat{n}_j \cdot \hat{n}_i \quad 2.15$$

$$T_{ij} = \vec{v}_{ij} \cdot \hat{t}_i = v_{ij} x_Q \hat{t}_j \cdot \hat{t}_i + v_{ij} y_Q \hat{n}_j \cdot \hat{t}_i \quad 2.16$$

El desarrollo de estas ecuaciones que componen el método de los paneles, es una tarea que puede resultar muy laboriosa, por esto, para este fin se elaboró un programa, en Fortran, con la secuencia descrita a continuación:

1. Al emplear las coordenadas de los extremos de los paneles, se procede a calcular las coordenadas de los puntos de colocación, la longitud Δ_s de cada panel, los vectores unitarios \hat{n}_i y \hat{t}_i , y las componentes x_Q y y_Q del vector \vec{D} .

2. Con las ecuaciones 2.12, 2.13, 2.15 y 2.16 se calculan las matrices de coeficientes de influencia N_{ij} y T_{ij} , para $i, j = 1, 2, 3, \dots, N$. Donde N es el número de paneles en los que se considera discretizado el cuerpo bajo análisis. Cabe hacer notar que cuando $i = j$, de las ecuaciones 2.12 y 2.13 se concluye que:

$$v_{ij} \cdot x_Q = \ln(1) = 0 \quad \text{y que} \quad v_{ij} \cdot y_Q = \tan^{-1}(\infty) - \tan^{-1}(-\infty) = \pi.$$

3. Se soluciona el sistema de ecuaciones dado por la ecuación 2.9 con el fin de conocer los gastos por unidad de arco, σ_i , para $i = 1, 2, 3, \dots, N$, de las fuentes distribuidas en el perímetro del cuerpo.
4. Con ayuda de las ecuaciones 2.16, 2.7 y 2.10 se calculan los coeficientes de presión en los N puntos de colocación.

Con el propósito de calibrar el programa, se han realizado dos ejemplos cuyas soluciones fueron determinadas en la literatura por medio de métodos exactos^{(1),(12),(14)}. El primer ejemplo es un cilindro de sección transversal circular, radio unitario y longitud infinita, sobre el cual actúa un flujo uniforme con potencial. Para su análisis se procedió a discretizar la sección en 32 paneles de igual longitud y se ejecutó el programa proporcionando como datos el número de paneles, las coordenadas de los extremos de los paneles y las componentes de velocidad $U_X = 1$ m/s y $U_Y = 0$.

En la figura 2.4 se muestra el perfil de coeficientes de presión descrito por los coeficientes de presión C_p que se obtuvieron en los 32 puntos de colocación. Los perfiles de coeficientes de presión se construyeron dibujando dichos coeficientes sobre la geometría de la sección en estudio. La línea que describe la sección corresponde al eje cero y en dirección transversal a cada uno de sus puntos se dibujaron, a escala, los coeficientes de presión correspondientes. Los coeficientes de presión dibujados por fuera de la sección indican presiones y los interiores indican succiones.

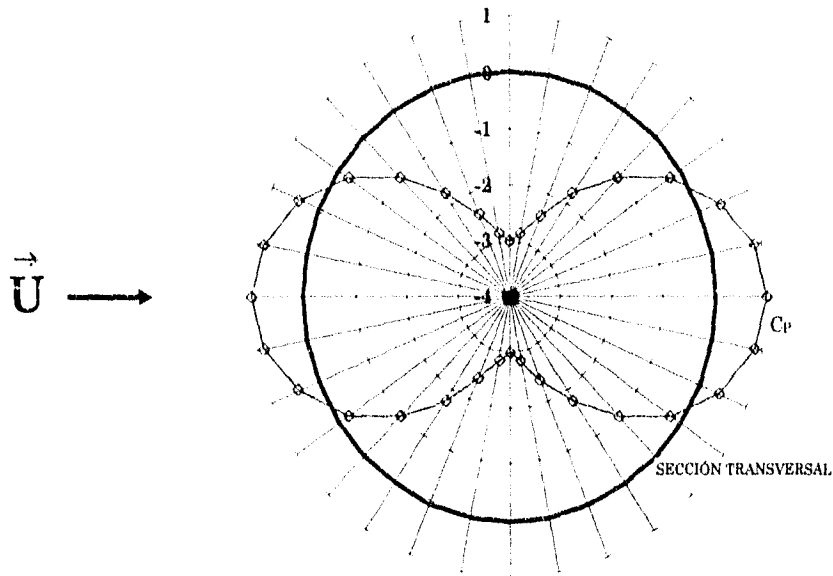


Fig. 2.4 . Coeficientes de presión sobre un cilindro de sección transversal circular sujeto a un flujo uniforme con potencial.

Al comparar estos resultados con los publicados en las referencias (1), (12) y (14), se observa la gran precisión obtenida con el método de los paneles. Cabe mencionarse que en una ejecución preliminar del programa, con una selección de diez paneles, se obtuvo una curva menos suavizada pero con idénticos valores máximos. Esto indica que el método de los paneles converge rápidamente y que una selección de no más que 50 paneles es satisfactoria.

El segundo ejemplo corresponde al de una sección transversal de ala de avión de las denominadas NACA de cuatro dígitos, la sección NACA0024. Los puntos de colocación para la mitad de la sección, resultantes de la discretización seleccionada, y los coeficientes de presión que se obtuvieron, se indican en la figura 2.5. Esta figura es una de dos excepciones que se hicieron en este escrito, en lo referente a la construcción del perfil de presiones. En este caso los coeficientes de presión no se dibujaron normal a los puntos correspondientes de la sección, sino que se dibujaron tomando como línea de ceros el eje X del sistema coordenado empleado. Los resultados obtenidos concuerdan perfectamente con los publicados⁽¹¹⁾.

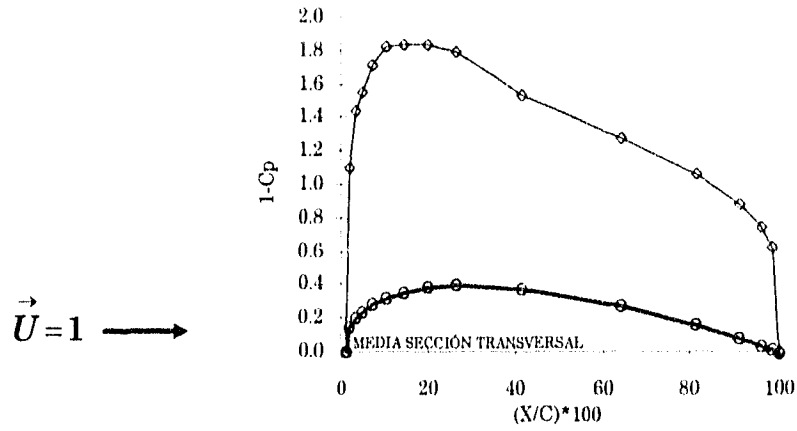


Fig. 2.5 Resultados del análisis de la sección NACA0024 empleando el método de los paneles.

El tercer ejemplo realizado es el de un cilindro con sección transversal igual a la planta del edificio que se estudia en este trabajo. En la figura 2.6 se muestran los puntos de colocación y el perfil de coeficientes de presión resultante.

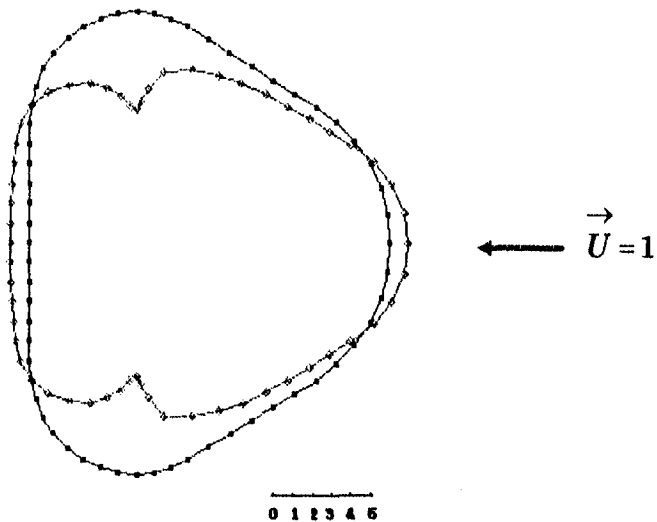


Fig. 2.6 Coeficientes de presión en la sección transversal del edificio en estudio sujeto a un flujo uniforme con potencial.

2.2 FLUJO SOBRE CUERPOS ASIMÉTRICOS

Cuando actúa un flujo uniforme sobre un cuerpo asimétrico o con un ángulo de ataque diferente de cero sobre uno simétrico, se presenta una fuerza transversal al flujo uniforme. Esta fuerza, denominada fuerza de sustentación (Lift), es debida a las diferencias de presiones generadas por el flujo conocido como circulación que rodea al cuerpo y que tiene una velocidad relativa a éste. Así, para modelar esta fuerza es necesario generar circulación alrededor del cuerpo introduciendo vórtices en el contorno de la sección^{(1),(11),(12),(14)}, figura 2.11.

La teoría vista en la sección anterior se extendió para su uso en secciones transversales de alas de avión y, en esta tarea, se tuvo el problema de satisfacer la condición de Kutta^{(12), (14)} en el "trailing edge". La manera en la que se abordó el problema consistió en distribuir fuentes y vórtices. Las fuentes se distribuyeron de manera idéntica a la expuesta en la sección anterior y los vórtices se consideraron de circulación (equivalencia de gasto) uniforme por unidad de longitud idéntica en todos los paneles. De esta manera se contó con $N+1$ incógnitas. Para la solución se emplearon las N ecuaciones similares a las N empleadas en la sección anterior y, una condición de frontera equivalente a la de Kutta, proporcionó la ecuación faltante.

En el estudio de secciones arbitrarias, que no requieren satisfacer la condición de Kutta, haremos una adaptación. Haremos las mismas consideraciones anteriores para el modelado, pero consideraremos conocida la circulación uniforme por unidad de longitud, γ , de los vórtices distribuidos alrededor de la sección.

Con esto en mente, resulta claro que la única diferencia de este caso (de flujo con circulación) y el caso tratado en la sección 2.1, es considerar la contribución de los vórtices en las velocidades normal y tangencial y consecuentemente en el sistema de ecuaciones que deberá ser resuelto. Este sistema de ecuaciones resulta, como en el caso anterior, de la condición de velocidad normal total igual a cero en cada punto de

colocación. La velocidad normal total es debida a todas las fuentes, vórtices y al flujo uniforme que se aproxima, así, si los vórtices uniformes por unidad de longitud cambiaran de panel en panel, dicho sistema sería :

$$\sum_{j=1}^N \sigma_j N'_{ij} = -\vec{U} \cdot \hat{n}_i - \sum_{j=1}^N \gamma_j N'_{ij} \quad 2.17$$

donde:

$$\begin{aligned} N'_{ij} &= \vec{v}'_{ij} \cdot \hat{n}_i = v'_{ij} x_{Qj} \hat{t}_j \cdot \hat{n}_i + v'_{ij} y_{Qj} \hat{n}_j \cdot \hat{n}_i \\ &= v_{ij} y_{Qj} \hat{t}_j \cdot \hat{n}_i - v_{ij} x_{Qj} \hat{n}_j \cdot \hat{n}_i \end{aligned} \quad 2.18$$

La velocidad tangencial, que sustituye a la ecuación 2.7, en el punto de colocación i , para vórtices de circulación diferentes en cada panel, esta dada por:

$$v_{ti} = \sum_{j=1}^N \sigma_j T'_{ij} + \vec{U} \cdot \hat{t}_i + \sum_{j=1}^N \gamma_j T'_{ij} \quad 2.19$$

donde:

$$\begin{aligned} T'_{ij} &= \vec{v}'_{ij} \cdot \hat{t}_i = v'_{ij} x_{Qj} \hat{t}_j \cdot \hat{t}_i + v'_{ij} y_{Qj} \hat{n}_j \cdot \hat{t}_i \\ &= v_{ij} y_{Qj} \hat{t}_j \cdot \hat{t}_i - v_{ij} x_{Qj} \hat{n}_j \cdot \hat{t}_i \end{aligned} \quad 2.20$$

Para el caso particular de vórtices de circulación constante se tiene $\gamma_j = \gamma$, para $j = 1, 2, 3, \dots, N$

Las variables con "prima", indicadas como superíndice, son las equivalentes a las definidas en la sección 2.1, pero debidas a los vórtices; las otras variables se han definido en la sección 2.1.

Para desarrollar estas expresiones se modificó el programa en Fortran empleado en la sección 2.1. El programa resultante se muestra en el apéndice A. La calibración de este segundo programa se realizó por medio del ejemplo que a continuación se presenta.

El ejemplo es el mismo que el primero de la sección 2.1 pero se consideran cuatro valores diferentes de circulaciones, con sentido horario, alrededor del cilindro. En la figuras 2.7 y 2.8 se presentan los resultados obtenidos, en los que se incluye el caso de circulación nula ya resuelto. Cabe mencionarse que las dimensiones de las cantidades físicas que intervienen pueden ser cualesquiera, pero compatibles, es decir, las velocidades en unidades de longitud entre tiempo y las circulaciones en unidades de longitud cuadrada entre tiempo.

Los coeficientes de presión hallados, figura 2.8, no se encuentran en la literatura; sin embargo en la referencia (14), entre otras, se deducen las posiciones de los puntos de estancamiento (puntos de velocidad tangencial igual a cero) que pueden servir para validar el método. En la figura 2.7 se puede observar la variación de la posición de los puntos de estancamiento con la circulación, la cual resulta justamente la calculada en la referencia mencionada.

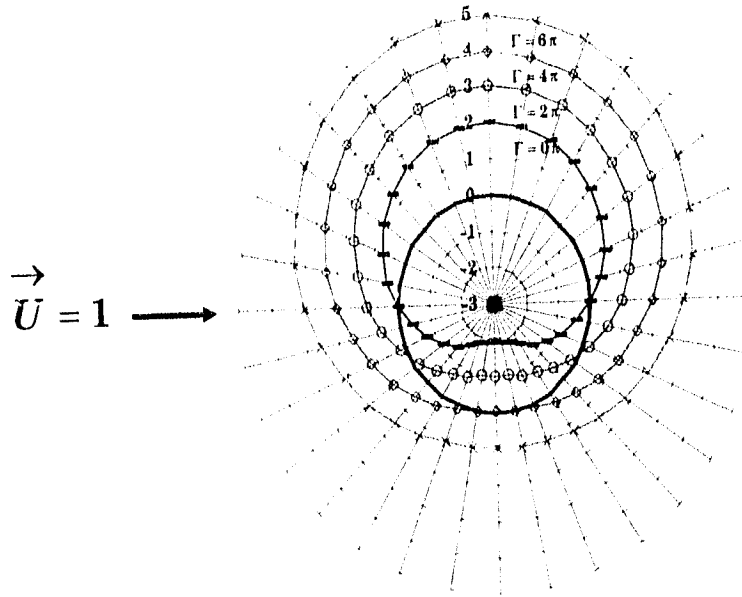


Fig. 2.7 Distribución de las velocidades tangenciales de una sección circular con flujo potencial uniforme y diferentes circulaciones con sentido horario.

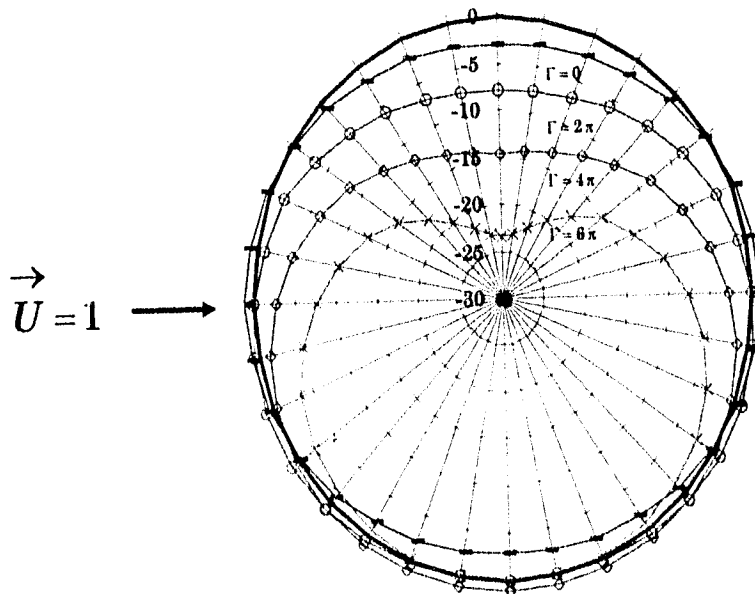


Fig. 2.8 Distribución de los coeficientes de presión alrededor de una sección circular con flujo potencial uniforme y diferentes circulaciones con sentido horario.

Una vez comprobado el funcionamiento del programa, se analizó de nuevo la planta del edificio pero ahora con dos niveles de circulación, 200 y 500, en sentido horario. Las circulaciones tienen unidades de longitud al cuadrado entre tiempo.

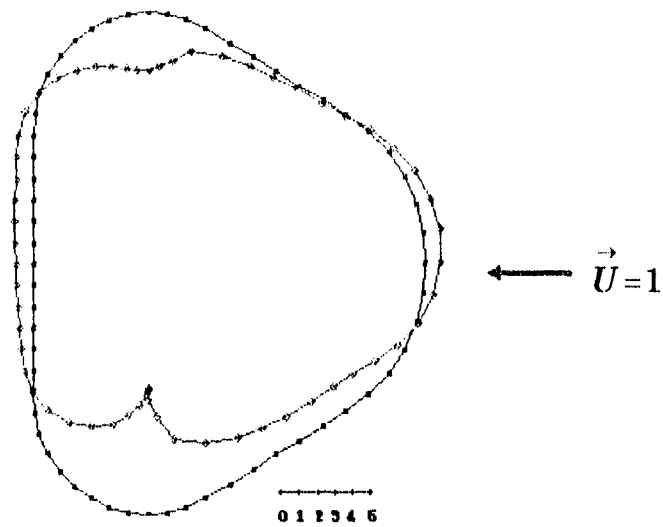


Fig. 2.9. Coeficientes de presión de la planta del edificio en estudio con flujo uniforme y una circulación de 200 unidades en sentido horario.

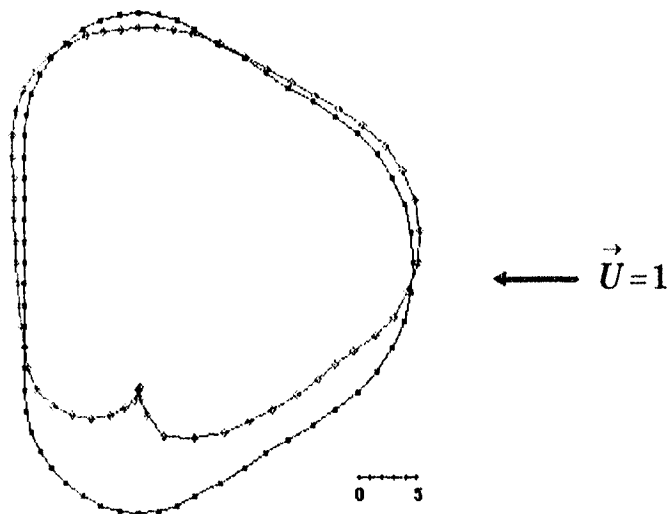


Fig. 2.10. Coeficientes de presión de la planta del edificio en estudio cuando sobre el actúa un flujo uniforme y una circulación de 500 unidades en sentido horario.

Estos resultados son importantes para el estudio de los flujos con potencial. Pueden interpretarse como las distribuciones de presiones que se tendrían si los cilindros se someten a un flujo uniforme, al mismo tiempo que se giran respecto a su eje longitudinal con una velocidad angular proporcional a la circulación^{(12),(13)}. Esta condición descrita no simula lo que sucede cuando el viento actúa sobre las estructuras.

Las líneas de corriente que se tienen cuando el viento actúa sobre un cuerpo, rodean el cuerpo si el número de Reynolds es pequeño. Al crecer el número de Reynolds, empiezan a presentarse dos vórtices de circulación contraria en la cara de sotavento. Posterior a este estado es de esperarse que se desprendan los vórtices en forma alternada, es decir, que se presente el "tren de vórtices de Von Karman"⁽¹¹⁾. A números de Reynolds mayores, las líneas de corriente tienden a separarse del cuerpo en la zona de sotavento.

El estado en el que se presentan los vórtices simétricos, de circulación contraria, "adheridos" en sotavento, no se ha modelado adecuadamente en los ejemplos anteriores, figura 2.11. En esta figura se puede observar que en la mitad de la sección se tienen vórtices con sentidos contrarios a los que pueden presentarse, de acuerdo con lo descrito.

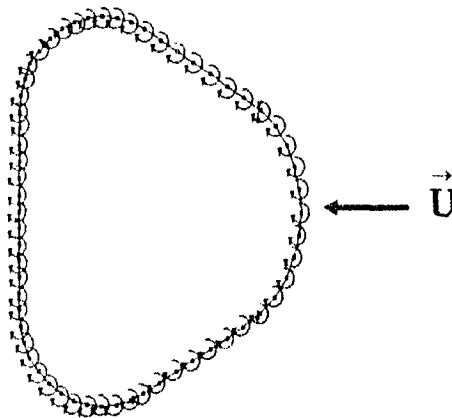


Fig. 2.11 Vórtices uniformemente repartidos por unidad de longitud empleados para modelar una circulación constante en sentido horario.

Con el fin de intentar corregir la incongruencia mencionada y tratar de simular las condiciones que se presentan cuando el viento actúa sobre una estructura, se consideró que la circulación no es uniforme en todo el perímetro de la sección. Para este caso la condición de velocidad normal en todos los puntos de colocación es la expresada por la ecuación 2.17 y la velocidad tangencial en esos puntos son las proporcionadas por la ecuación 2.21.

Se modificó el programa antes empleado y se ejecutó sin obtener mejores resultados. Los resultados no mejoraron porque, cuando se consideran vórtices de circulación contraria en sotavento, al solucionar el sistema de ecuaciones 2.23 se mantiene la paradoja de D'Alembert en el punto donde cambian de signo las circulaciones. Con esto, los perfiles resultan similares a los de la figura 2.6 y en algunos casos se presentaron cambios abruptos similares al cambio de las circulaciones que se consideraron.

Se concluye que con esta teoría no se puede simular adecuadamente los fenómenos que se presentan cuando el viento actúa sobre un cuerpo. Sin embargo, puesto que en los resultados anteriores se modelaron condiciones críticas de circulación, los resultados obtenidos permitieron seleccionar los puntos de medición descritos en el capítulo 5.

CAPÍTULO 3.

EL PROTOTIPO Y SU MODELO

3.1 DESCRIPCIÓN DEL EDIFICIO EN ESTUDIO

El edificio que se modeló para ensayar en el túnel de viento del Instituto de Ingeniería de la UNAM, es de 32 niveles de oficinas, dos niveles y una cúpula de zona comercial en la parte superior, dos niveles de zona comercial en la parte inferior y cinco niveles para estacionamientos en el sótano, figura 3.1. La planta del edificio es un triángulo isósceles con las esquinas redondeadas como se muestra en las figuras 3.2 y 3.3.

Las características del edificio, que se requieren para su modelado, se resumen en la tabla 3.1, en la cual se hace referencia de los ejes mostrados en la figura 3.4. La altura h que se incluye corresponde a la altura del edificio medida desde del nivel L7 y sin considerar la zona comercial.

Tabla 3.1 Características del edificio en estudio

Altura h , (m)	126.6
Ancho equivalente b , (m)	42.2
Largo equivalente d , (m)	35.4
Área en planta A , (m^2)	1200
Densidad del edificio ρ_E , (Kg/m^3)	256
Masa por unidad de altura m , (ton/m)	307
Frecuencia natural f_x , (Hz)	0.22
Frecuencia natural f_y , (Hz)	0.25
Cociente de Amort. crítico supuesto ξ	0.04
Relación de aspecto, h/d	3.60
Coefficiente de esbeltez \sqrt{A}/h	0.27

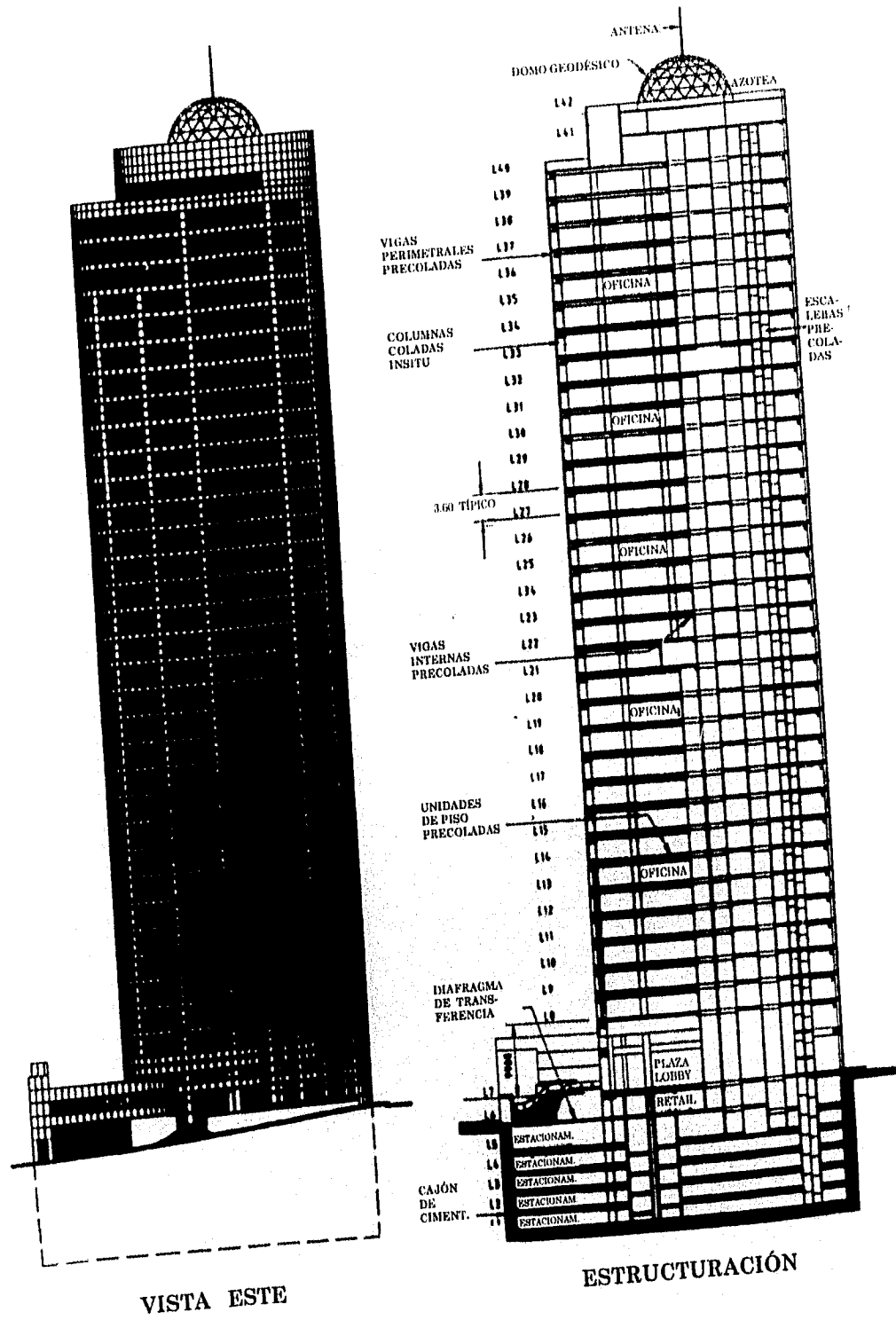


Figura 3.1 Edificio en estudio (tomado de la Ref. (15))

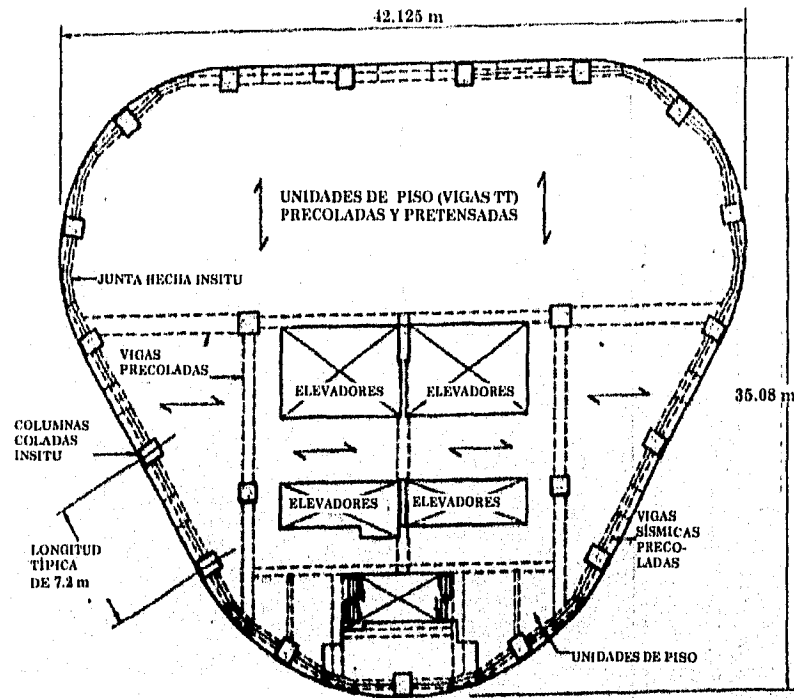


Fig. 3.2 Planta típica del edificio en estudio (tomado de la Ref. (15))

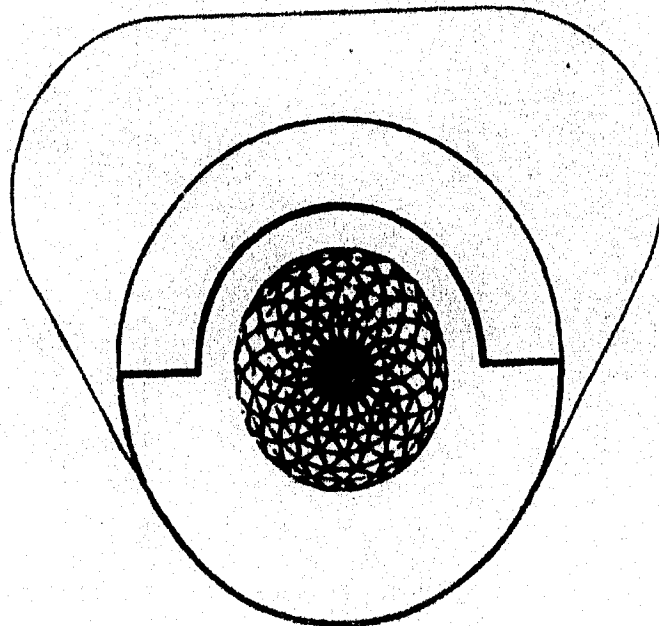


Fig. 3.3 Azotea del edificio en estudio (tomado de la Ref. (23))

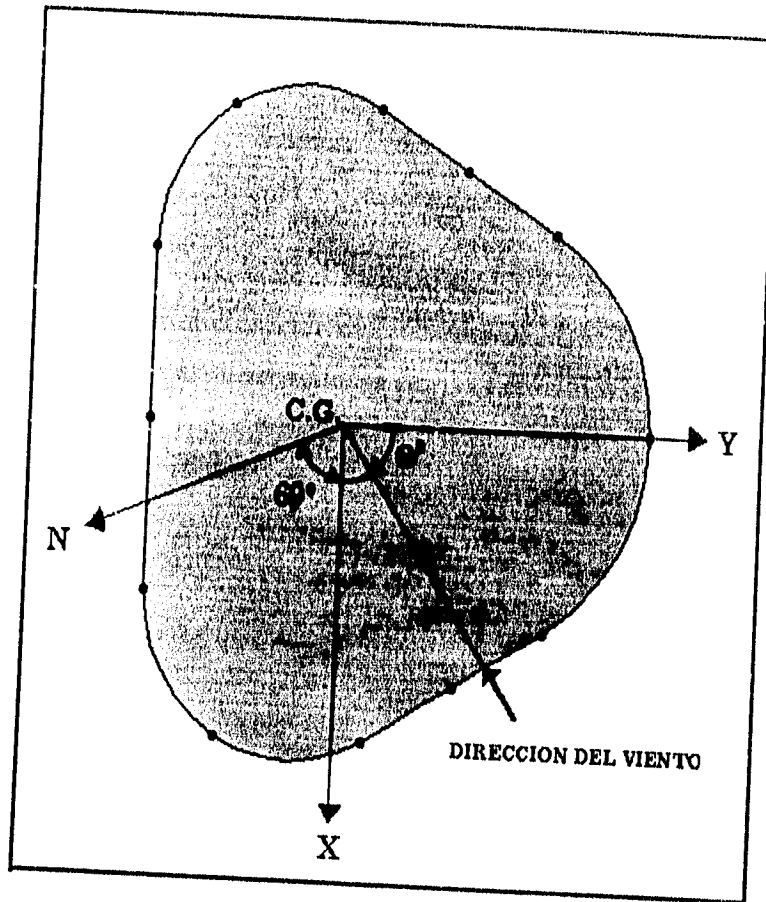


Fig. 3.4 Orientación del edificio en estudio y sistema coordenado seleccionado para el trabajo experimental.

El sistema estructural de este edificio⁽¹⁵⁾ es tipo tubular, el cual, como puede verse en las figuras anteriores, está formado por un marco periférico de columnas poco espaciadas coladas en el lugar y vigas precoladas de concreto. Dichas vigas fueron unidas posteriormente en sus centros de claro como se muestra en la figura 3.5. Los sistemas de piso son de vigas doble T de concreto pretensado con una parte del patin colada en el lugar, figura 3.6. Se observa que no se tiene un núcleo estructural puesto que los muros que se encuentran alrededor de los elevadores y escaleras fueron contruidos de madera.

El marco periférico soporta una parte de las cargas gravitacionales y todas las cargas laterales que actúan sobre la estructura. Los marcos internos formados por columnas coladas en el lugar y las vigas doble T, son los que resisten la mayor parte de las cargas gravitacionales y no contribuyen directamente en la resistencia de las cargas laterales, pero sí a la de las cargas resultantes de las deflexiones producidas por dichas fuerzas laterales. Las cargas laterales son transferidas al cajón de cimentación, en el nivel seis, por medio de un diafragma.

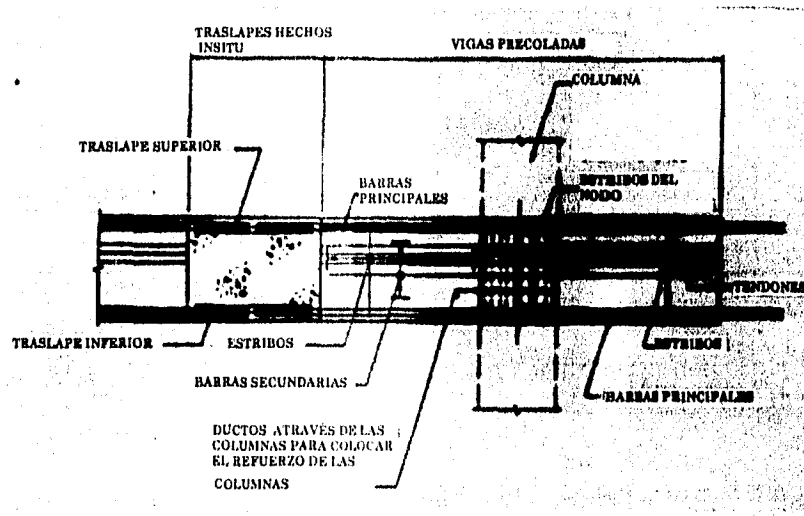


Fig. 3.5. Elevación de las vigas precoladas (tomado de la Ref.(15))

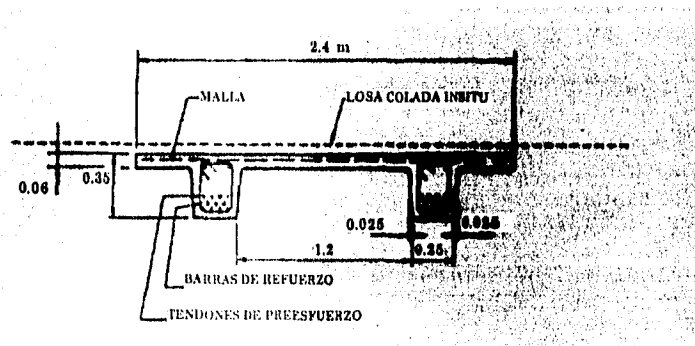


Fig. 3.6 Sección transversal de las vigas precoladas TT (tomado de la Ref. (15))

3.2 DESCRIPCIÓN DEL SITIO DE DESPLANTE

El edificio en estudio se haya construido en la ciudad costera de Auckland, Nueva Zelanda, la cual se encuentra ubicada en una zona ciclónica y, a la vez, sísmica. Los vientos dominantes que soplan en esa ciudad son los del sudoeste y los del noreste, como lo muestra la rosa de vientos de la figura 3.7. Esta ha sido elaborada a partir de datos leídos en el aeropuerto de Auckland a una altura de 10 mts, durante un periodo de 21 años. Con estos datos y algunos tomados en el centro de la ciudad, se concluyó que los representativos de ésta son los del aeropuerto pero girados 10 grados en el sentido de las agujas del reloj.

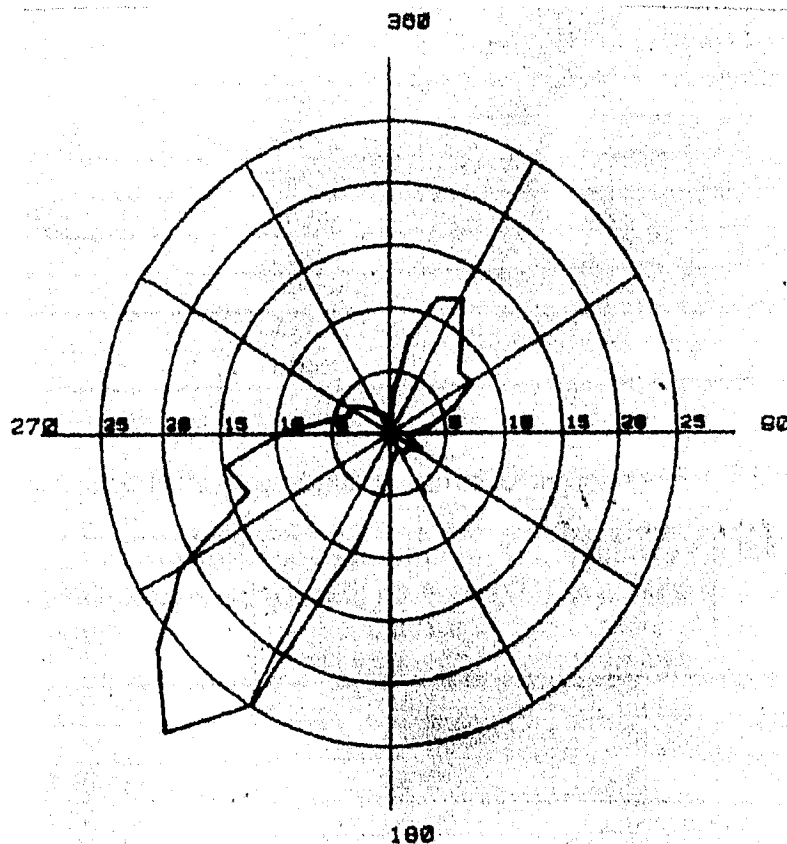


Fig. 3.7 Rosa de viento de la ciudad de Auckland, Nueva Zelanda (Ref. (23))

Empleando el modelo de Deaves y Harris⁽¹⁶⁾, para corregir el cambio de rugosidad del terreno del aeropuerto al de la ciudad y el cambio con la altura, se determinaron las velocidades básicas mostradas en la tabla 3.2. Con estas velocidades básicas se calcularon las velocidades de diseño para el edificio en estudio, tabla 3.3, para una altura de referencia de 126 m, medida a partir del nivel L7 (la altura del edificio, medido a partir del nivel L7, excluyendo la zona comercial). Las velocidades de la tabla 3.3 fueron calculadas, en la referencia (23), para un periodo de retorno de 50 años.

Tabla 3.2. Velocidades medias horarias que ocurren una vez por año a una altura de referencia de 150 m sobre la ciudad de Auckland, N. Z.

Dirección (grados)	Velocidad (m/s)	Dirección (grados)	Velocidad (m/s)
10	16	190	14
20	18	200	17
30	18	210	19
40	18	220	21
50	18	230	21
60	18	240	20
70	17	250	19
80	17	260	19
		270	19
		280	18
		290	17

Tabla 3.3 Velocidades de viento de diseño para el edificio en estudio.

Dirección del viento	Velocidad básica a 10 m en m/s	Velocidad media horaria de diseño a 126.6m en m/s	Velocidad de ráfaga de 3 segs de diseño a 126.6 m en m/s
N	30	22.9	36.4
NE	35	26.1	41.4
E	30	22.7	36.0
SE	27	20.1	31.8
S	30	22.4	35.5
SW	36	27.4	43.4
W	37	27.8	44.0
NW	30	22.4	35.4

3.3 MODELO DE LA ESTRUCTURA

Las características que debe tener el modelo de una estructura depende del fenómeno que se pretende estudiar, de la estructura misma y del tipo de comportamiento que se espera tendrá. Así, para diseñar un modelo y planear la manera en la que será estudiado el fenómeno de interés, resulta necesario identificar las variables que más influyen. Las características de la estructura, importantes para el estudio de fenómenos de inestabilidad aeroelástica, son^{(17),(18),(19),(20),(21)}:

- La geometría
- La distribución de masas y rigideces
- Las frecuencias de vibrar
- El amortiguamiento
- La rugosidad de su superficie.

Para reproducir adecuadamente las variables necesarias y despreciar las menos significativas, se aceptará que el edificio estudiado en este trabajo vibra, en cualquier plano, en su modo fundamental de flexión. Otro tipo de estructuras, tales como torres de enfriamiento y cubiertas tipo membrana, deben modelarse distribuyendo las rotaciones y el amortiguamiento a través de ellas; sin embargo, los edificios altos y esbeltos pueden modelarse considerando que vibran, alrededor de su base, como sistemas de un grado de libertad con configuración deformada lineal en cualquier plano de flexión.

Lo anterior puede asegurarse ya que en estudios de edificios similares al aquí ensayado, en los que se han empleado modelos de varios grados de libertad tipo masa-

resorte, se han observado respuestas en las que predomina la influencia del modo fundamental de flexión⁽⁶⁾ .

Por lo mencionado antes, se adoptó un modelo mecánico que consiste de un cuerpo rígido montado sobre una base flexible. El cuerpo rígido, figura 3.8, modela las características geométricas de la superestructura a partir del nivel L7 , la distribución de masas y la forma lineal de la configuración deformada de la estructura. La base flexible permite el movimiento del modelo para simular la flexión del edificio en cualquier plano vertical.

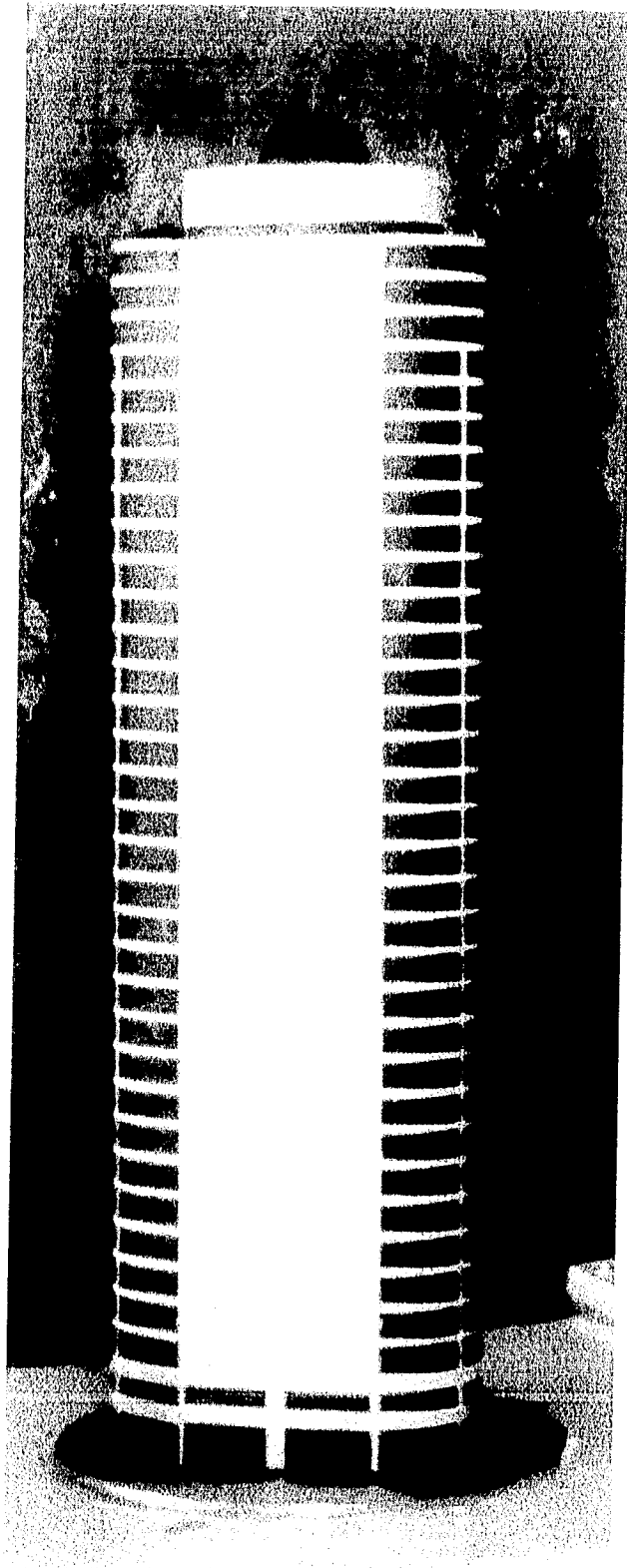


Fig. 3.8 Vista norte del modelo aeroelástico ensayado en el túnel de viento.

El dispositivo de apoyo está formado por un tubo central de aluminio montado sobre cuatro "vigas de balance", también de aluminio. Las componentes de este dispositivo se dimensionaron para simular adecuadamente los momentos de inercia de masa, las rigideces y las frecuencias respecto a los ejes centroidales y principales X y Y, figura 3.4, de la base del edificio. Se decidió usar el tubo para tener control de la posición del centro de rotación del modelo y para medir las fuerzas globales que el viento ejerce en la base del mismo. Las vigas de balance modelan las rigideces angulares requeridas alrededor de los ejes centroidales X y Y. La forma de éstas fue seleccionada para lograr un espécimen de resistencia constante en la zona del claro de ancho uniformemente variable⁽²²⁾ y, así, poder instrumentarlas adecuadamente.

De las características por modelar, falta considerar el amortiguamiento y la rugosidad de la superficie de la estructura. El amortiguamiento fue el resultante del amortiguamiento estructural de las vigas de balance. Se determinó con base en la calibración del modelo. Para el modelado de la rugosidad de la superficie de la estructura existen varios criterios⁽¹⁸⁾; sin embargo, con base en los resultados de la referencia (23), se optó por emplear un modelo sin rugosidad.

En la figura 3.9 se muestra una vista general del modelo y la torre en la cual se encuentra sujeto el dispositivo de apoyo. En la figura también se observa la sección de pruebas del túnel de viento empleado.

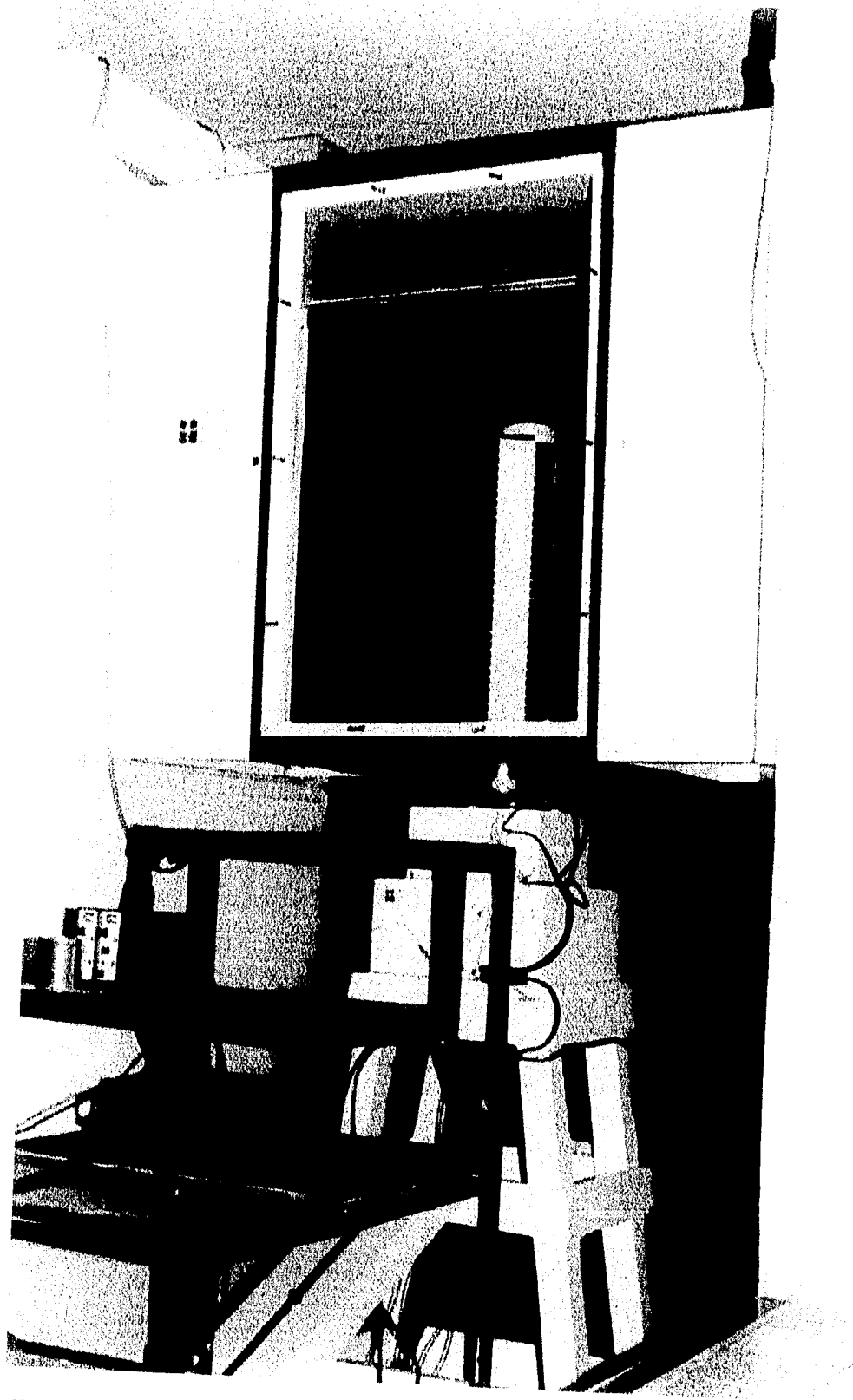


Fig. 3.9 Vista general del modelo aeroelástico empleado en este trabajo y la torre en la que se encuentra sujeto el dispositivo de apoyo.

En el dimensionamiento de la base de apoyo fue necesario satisfacer varios requisitos. Para tener deformaciones medibles en el tubo de apoyo y en las vigas de balance, resultó necesario tener elementos flexibles. Para tener presiones medibles y para evitar distorsiones de las cargas dinámicas de viento en el intervalo de frecuencias que afectan la respuesta de resonancia de la estructura real^{(17),(21)}, se requirió un modelo muy rígido. Con el fin de mediar entre las necesidades, se seleccionaron las frecuencias $f_x = 5.75$ y $f_y = 6.50$ Hz para el modelo.

Una vez construido el modelo se procedió a su calibración en las diversas posiciones de prueba, correspondientes a los diversos ángulos de ataque del viento.

La calibración del modelo consistió en aplicarle un desplazamiento inicial a 45° de los ejes X y Y, dejarlo vibrar libremente, medir las historias de aceleraciones resultantes en las direcciones de esos ejes y realizar un análisis espectral de éstas. En la figura 3.10 se muestra el espectro de potencias de aceleraciones que se obtuvo luego de realizar la operación mencionada en repetidas ocasiones. En el capítulo 5 se describen las características del muestro de aceleraciones. El espectro mostrado es prácticamente el mismo que se obtuvo para todos los ángulos de ataque, por tanto, puede concluirse que las frecuencias de flexión del modelo, alrededor de los ejes X y Y para cualquier posición del modelo y ángulo de ataque del viento, son $f_x = 6.15$ y $f_y = 6.94$ Hz. Estos valores satisfacen la relación impuesta por el producto adimensional π^4 deducido en el capítulo 4.

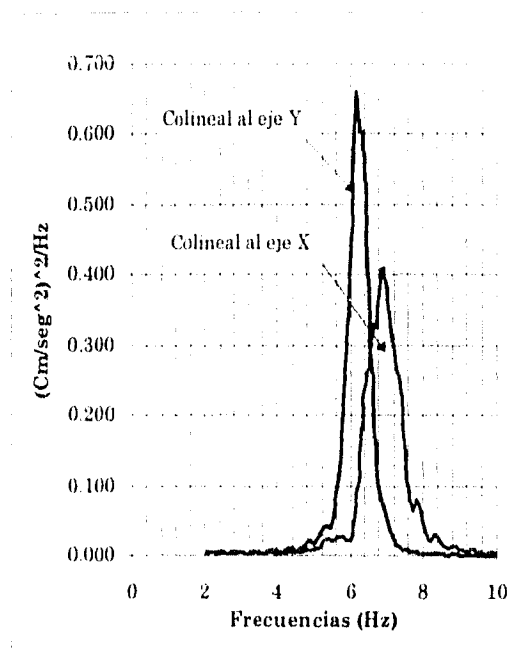


Fig. 3.10. Espectro de potencias de aceleraciones resultante de la calibración

De manera similar, se procedió a determinar las frecuencias del modelo con respecto a otros ejes centroidales. Con los resultados que se obtuvieron se construyó una gráfica dibujando los ejes considerados y sobre cada uno de ellos la frecuencia de vibrar del modelo a su alrededor y por último, se les ajustó una curva teórica. La curva de ajuste resultó ser una elipse con $f_x = 6.15$ Hz como semieje menor y $f_y = 6.94$ Hz como semieje mayor y el error en el ajuste fue de 2%.

Otra característica del modelo que se evaluó fue el amortiguamiento. Para esto se emplearon las expresiones de decremento logarítmico con las historias de aceleraciones que se usaron para la determinación de las frecuencias. En la figura 3.11 se muestra un segmento de una de las historias de aceleración empleadas.

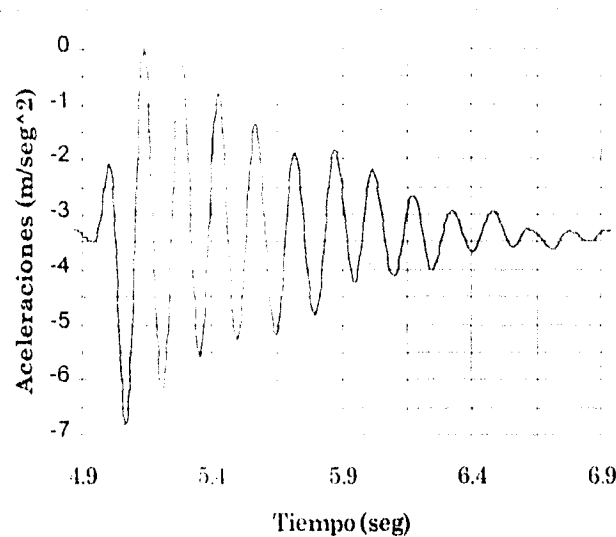


Fig. 3.11 Segmento de una de las historias de aceleraciones, en la dirección del eje X, que se emplearon en el cálculo de frecuencias y amortiguamientos.

Los porcentajes medios de amortiguamiento crítico que se obtuvieron fueron de $\xi_x = 4.1\%$ y $\xi_y = 3.9\%$. La desviación estándar de los amortiguamientos promediados fue de 0.5% . Por tanto, se adoptó un porcentaje de amortiguamiento de 4.0% para cualquier dirección. Este amortiguamiento se consideró adecuado dado el tipo de estructuración del edificio.

3.4 MODELO DEL VIENTO

3.4.1 CARACTERÍSTICAS DEL VIENTO QUE DEBEN MODELARSE

Los resultados de pruebas en túnel de viento son aplicables a los prototipos correspondientes, siempre que se modele adecuadamente el viento. Para esto es indispensable describirlo adecuadamente. Si se adopta un sistema de ejes coordenados

X, **Y** y **Z**, considerando que **X** y **Y** son los ejes en el plano del terreno y **Z** en la dirección vertical, la velocidad del viento a una altura z sobre un punto fijo de coordenadas (x_0, y_0) suele expresarse de la forma:

$$\vec{U}(t, z) = \bar{U}(\Delta T, z) \hat{x} + \left[u(t, z) \hat{x} + v(t, z) \hat{y} + w(t, z) \hat{z} \right] \quad 3.1$$

donde:

$\vec{U}(t, z)$ es la velocidad en el instante t , a una altura z sobre un punto fijo del terreno

$\bar{U}(\Delta T, z)$ es la velocidad a la altura z promediada en un intervalo ΔT

\hat{x} , \hat{y} y \hat{z} son, respectivamente, los vectores unitarios en las direcciones de los ejes **X**, **Y** y **Z** y $\vec{v}(t, z) = u(t, z) \hat{x} + v(t, z) \hat{y} + w(t, z) \hat{z}$ es el vector de fluctuaciones de velocidad respecto a la velocidad media, conocido como velocidad de Reynolds, con la condición de que las medias $\bar{u}(\Delta T, z) = \bar{v}(\Delta T, z) = \bar{w}(\Delta T, z) = 0$.

La velocidad media local $\bar{U}(\Delta T, z)$ suele considerarse que es cero en la superficie del terreno, aumenta con la altura hasta una altura z_g denominada altura gradiente y después se mantiene constante. Esta capa denominada "capa límite de la atmósfera", corresponde a la zona en la cual existe influencia de la rugosidad del suelo y se extiende hasta aproximadamente 500 m en algunos lugares⁽²⁵⁾. Existen varias expresiones^{(19),(25),(26)} que pretenden representar el comportamiento descrito; la de mayor uso es la siguiente ecuación de potencias:

$$\bar{U}(\Delta T, z) = \bar{U}(\Delta T, z_0) \left(\frac{z}{z_0} \right)^\alpha \quad 3.2$$

De mediciones de campo⁽¹⁾ se ha observado que el exponente α es dependiente de la rugosidad del terreno, del intervalo de promediación ΔT y del valor que se seleccione para la altura de referencia z_0 .

Para estudiar la acción turbulenta del viento es necesario cuantificar su "violencia". Esta acción es la debida al vector de velocidades de Reynolds, del cual se considera que, en el estudio de edificios, solo la componente $u(\Delta T, z)$ es importante para la evaluación de las cargas dinámicas de viento^{(17),(28)}. Dicha violencia se acostumbra medir por medio del índice de turbulencia dado por:

$$I(\Delta T, z) = \frac{u'(\Delta T, z)}{U(\Delta T, z)} \quad 3.3$$

donde:

$u'(\Delta T, z)$ es la raíz cuadrada del promedio de los cuadrados de $u(t, z)$, en un intervalo ΔT de promediación y resulta ser igual a la desviación estándar o raíz cuadrada de la variancia de $u(t, z)$, puesto que la media de ésta velocidad es cero.

Por otro lado, puesto que no todas las estructuras son igualmente sensibles a las ráfagas $u(t, z)$, sino que su sensibilidad depende de sus características dinámicas, es necesario reproducir las contribuciones hechas a las varianzas $u'^2(\Delta T, z)$ y a las autocovarianzas $C^u(\Delta T, \tau) = \langle u(t, z) u(t + \tau, z) \rangle_{\Delta T}$, por las fluctuaciones $u(t, z)$ de diferentes frecuencias⁽²¹⁾. Para hacer esto se recurre a los espectros de potencias de velocidades.

El espectro de potencias $S(\Delta T, f, z)$, de las velocidades $u(t, z)$, se define de tal modo⁽²²⁾ que $S(\Delta T, f_0, z) \Delta f$ sea la contribución que a la variancia $u'^2(\Delta T, z)$ proporcionan las componentes armónicas simples de $u(t, z)$ con frecuencias dentro del intervalo Δf , del espectro continuo, siendo f_0 el centro de Δf . De ésta definición se tiene que:

$$\int_0^{\infty} S(\Delta T, f, z) df = u'^2(\Delta T, z) \quad 3.4$$

Además de las características del viento ya consideradas, debe modelarse la escala de turbulencia longitudinal o longitud integral horizontal de turbulencia que, de cierto modo, mide el tamaño de la ráfaga y debe ser al menos igual a la mayor dimensión lateral de la estructura.

La descripción en el tiempo de las señales aleatorias se ha realizado empleando la teoría de la comunicación y la ingeniería de control⁽²⁸⁾. Dos de sus métodos son empleados en la descripción de la turbulencia. El primero de ellos, empleado en párrafos anteriores, incluye el uso de los espectros de potencias. El segundo, con base en las funciones de autocovarianza, autocorrelación, covarianza cruzada y correlación cruzada, se emplea para medir el tamaño de la ráfaga y se expone a continuación:

La función de autocovarianza de $u(t, z)$ se define como:

$$C^u(\Delta T, \tau, z) = \langle u(t, z)u(t + \tau, z) \rangle_{\Delta T} \quad 3.5$$

donde $\langle \rangle_{\Delta T}$ indica promedio en el intervalo de tiempo ΔT .

De esta definición se observa que:

$$C^u(\Delta T, 0, z) = \langle u^2(t, z) \rangle_{\Delta T} = u'^2(\Delta T, z) \quad 3.6$$

La normalización de la ecuación 3.5 con la 3.6 es lo que se define como la función de autocorrelación:

$$\rho^u(\Delta T, \tau, z) = \frac{C^u(\Delta T, \tau, z)}{C^u(\Delta T, 0, z)} = \frac{C^u(\Delta T, \tau, z)}{u'^2(\Delta T, z)} \quad 3.7$$

Dadas las definiciones, $\rho^u(\Delta T, \tau, z)$ es adimensional. Se observa que dicha función tiene las siguientes propiedades:

$$\rho^u(\Delta T, 0, z) = 1 \quad 3.8$$

$$\rho^u(\Delta T, \tau, z) \rightarrow 0 \text{ cuando } \tau \rightarrow \infty \quad 3.9$$

$$\rho^u(\Delta T, \tau, z) = \rho^u(\Delta T, -\tau, z) \quad 3.10$$

$$C^u(\Delta T, \tau, z) = C^u(\Delta T, -\tau, z) \quad 3.11$$

La función de autocorrelación $\rho^u(\Delta T, \tau, z)$ se denomina así ya que puede ser considerada⁽²⁸⁾ como una medida cuantitativa de la información que $u(t, z)$ proporciona acerca de $u(t + \tau, z)$. Si τ es pequeño, el segundo valor estará cerca del primero puesto que las ráfagas solo pueden cambiar en tiempos finitos. Si τ es grande, entonces $\rho^u(\Delta T, \tau, z) \approx 0$, es decir, $u(t, z)$ y $u(t + \tau, z)$ serán virtualmente independientes, y la primera no proporciona información acerca de la segunda. En otras palabras, las señales de ráfagas, al evolucionar en el tiempo, tienen asociadas con ellas una "memoria de tiempo" o escala integral de tiempo, $T(\Delta T, z)$; que proporciona información acerca de su valor τ unidades de tiempo más tarde si $\tau < T(\Delta T, z)$, y poca información si $\tau > T(\Delta T, z)$. Cuantitativamente $T(\Delta T, z)$ se define por:

$$T(\Delta T, z) = \int_0^\infty \rho^u(\Delta T, \tau, z) d\tau \quad 3.12$$

La covarianza cruzada de la componente longitudinal del vector de turbulencias medida en dos puntos con vectores de posición \vec{r} y \vec{r}' se define por :

$$C^u(\Delta T, \tau, \vec{r}, \vec{r}') = \langle u(t, \vec{r}) u(t + \tau, \vec{r}') \rangle_{\Delta T} \quad 3.13$$

Se observa que, con ésta simbología, la autocovarianza está dada por:

$$C^u(\Delta T, \tau, \vec{r}, \vec{r}') = \langle u(t, \vec{r}) u(t + \tau, \vec{r}') \rangle_{\Delta T} \quad 3.14$$

y que la varianza es:

$$u'^2(\Delta T, \vec{r}) = C^u(\Delta T, 0, \vec{r}, \vec{r}') = \langle u^2(t, \vec{r}) \rangle_{\Delta T} \quad 3.15$$

Así, la normalización de la ecuación 3.13 con la 3.15 nos proporciona la definición de la correlación cruzada:

$$\rho^u(\Delta T, \tau, \vec{r}, \vec{r}') = \frac{C^u(\Delta T, \tau, \vec{r}, \vec{r}')}{u'^2(\Delta T, \vec{r})} \quad 3.16$$

La discusión anterior del significado de la función de autocorrelación se puede generalizar y decir que la función de correlación cruzada $\rho^u(\Delta T, \tau, \vec{r}, \vec{r}')$, es una medida numérica de la información que la componente $u(t, \vec{r})$ proporciona acerca de $u(t + \tau, \vec{r}')$. Por lo tanto, la función de correlación cruzada con $\tau = 0$, $\rho^u(\Delta T, 0, \vec{r}, \vec{r}')$, mide la relación entre valores simultáneos de la componente longitudinal de las ráfagas en dos puntos diferentes. En consecuencia, justamente como se usó la función de autocorrelación para definir la escala de tiempo para la turbulencia, la función $\rho^u(\Delta T, 0, \vec{r}, \vec{r}')$ puede emplearse para definir escalas de longitudes que midan el tamaño medio de una ráfaga.

Para definir la longitud en la dirección del viento de la ráfaga, se considerará la función de correlación cruzada entre dos puntos alineados con el viento con coordenadas (x_0, y_0) y $(x_0 + \Delta x, y_0)$, en el plano del terreno, y con la misma altura z :

$$f(\Delta x) = \rho^u(\Delta T, 0, x_0, y_0, z, x_0 + \Delta x, y_0, z) \quad 3.17$$

La escala de longitud o longitud integral de turbulencia en la dirección del viento se define como:

$$L_x(\Delta T, z) = \int_0^\infty f(\Delta x) d(\Delta x) \quad 3.18$$

Ahora, a la ecuación 3.17 puede aplicársele el teorema de Taylor, probada experimentalmente⁽³¹⁾, que considera que la covarianza cruzada, de cualquier componente de turbulencia entre dos puntos separados una distancia s en la dirección del viento, es igual a la covarianza cruzada medida en uno solo de los puntos para un $\tau = s / \bar{U}(\Delta T, x, y, z)$. Donde $\bar{U}(\Delta T, x, y, z)$ es la velocidad media del viento en ese punto. Su aplicación y la consideración de la ecuación 3.7 proporciona:

$$\begin{aligned} f(\Delta x) &= \frac{C^u(\Delta T, 0, x_0, y_0, z, x_0 + \Delta x, y_0, z)}{u'^2(\Delta T, x_0, y_0, z)} \\ &= \frac{C^u(\Delta T, \tau, x_0, y_0, z, x_0, y_0, z)}{u'^2(\Delta T, x_0, y_0, z)} \\ &= \frac{C^u(\Delta T, \tau, z)}{u'^2(\Delta T, z)} \\ &= \rho^u(\Delta T, \tau, z) \end{aligned} \quad 3.19$$

donde:

$$\tau = \Delta x / \bar{U}(\Delta T, z) \quad 3.20$$

De la ecuación 3.20 se tiene:

$$d(\Delta x) = (d\tau) \bar{U}(\Delta T, z) \quad 3.21$$

La sustitución de 3.19 y 3.21 en 3.18 y al considerar 3.12, da como resultado que:

$$\begin{aligned} L_x(\Delta T, z) &= \int_0^\infty (\rho^u(\Delta T, \tau, z))(d\tau) \bar{U}(\Delta T, z) \\ &= \bar{U}(\Delta T, z) \int_0^\infty \rho^u(\Delta T, \tau, z) d\tau \\ &= \bar{U}(\Delta T, z) T(\Delta T, z) \end{aligned} \quad 3.22$$

Esta ecuación 3.22 es la que relaciona a la escala integral de longitud de turbulencia con la escala integral de tiempo conteniendo, implícitamente, el teorema de Taylor⁽³¹⁾.

Por último, como se verá en el capítulo siguiente, en los estudios de la acción del viento o cualquier otro fluido sobre una estructura, pueden influir ciertas cantidades adimensionales. Cuatro de estas cantidades son los números adimensionales llamados velocidad reducida y números de Cauchy (C_a), de Reynolds (R_e) y de Froude (F_r). Estos adimensionales pueden influir, dependiendo del fenómeno, en la escala de similitud de las velocidades.

En los fenómenos aeroelásticos, como el aquí tratado, en los cuales los efectos del viento están influenciados por las propiedades dinámicas de la estructura, la escala de velocidades es influenciada por la escala de rigideces. Esto puede afirmarse ya que, como se verá en el capítulo 4, la condición de similitud de la velocidad reducida es la que permite determinar la escala de velocidades. En otros casos similares, es la condición de similitud del número de Reynolds la que proporciona la escala de velocidades. Sin embargo, este escalado es prácticamente imposible cuando se estudian estructuras y edificios⁽¹⁷⁾. El escalado del número de Reynolds solo se ha conseguido en

túneles empleados para el estudio de aviones supersónicos, en los que se ha empleado un gas especial a altas presiones en lugar de aire a presiones atmosféricas.

La imposibilidad de modelar el número de Reynolds en túneles de viento para capa límite no representa una limitación. Sin embargo, es importante reconocer las consecuencias de esto y hacer correcciones cuando sean necesarias⁽¹⁷⁾. Para el caso particular estudiado en este trabajo, por ser de forma redondeada, el efecto del número de Reynolds puede ser de gran importancia. Por esto, se tuvo el cuidado de satisfacer las condiciones en el modelado del flujo, que se discuten en el capítulo 7. El fin de estos requisitos es poder considerar que los resultados de pruebas en el modelo son aplicables al prototipo⁽¹⁸⁾.

Los restantes dos números adimensionales, C_a y F_r , no son importantes en el estudio tratado en este trabajo⁽¹⁸⁾. El número de Cauchy es el que permite determinar la escala de velocidades en los casos donde se estudian deformaciones elásticas. La similitud del número de Froude debe garantizarse en los casos en los que es importante el efecto de la aceleración de la gravedad. En este último caso, la escala de velocidades resulta la raíz cuadrada de la escala geométrica.

Resumiendo, las características del viento que deben modelarse para el tipo de estudio tratado en este trabajo, son^{(17),(18),(19),(20),(21)}:

1. Las características del aire (viscosidad cinemática, ν , y densidad, ρ_A)
2. El intervalo de promediación, ΔT
3. Las velocidades medias, $\bar{U}(\Delta T, z)$, y su ángulo de ataque
4. El índice de turbulencia, $I(\Delta T, z)$
5. El espectro de potencias de velocidades del viento, $S(\Delta T, f, z)$
6. La longitud integral o tamaño de ráfaga en la direc. del viento, $L_x(\Delta T, z)$
7. La condición de similitud entre las velocidades reducidas.

3.4.2 TÚNEL DE VIENTO EMPLEADO

Para modelar la capa límite requerida, se empleó el túnel de viento del Instituto de Ingeniería de la UNAM. Este túnel es uno de los llamados de sección corta de pruebas, por tener esta, una relación largo/alto menor que 10. Originalmente fue diseñado para generar un flujo uniforme de viento, con un índice de turbulencias de 1.5 % para $\Delta T = 1$ hr, en toda la altura de la sección de pruebas. Su conversión a un túnel de viento para capa límite (boundary-layer wind tunnel), requirió del uso de ciertos dispositivos para generar dicha capa límite. En la figura 3.12 se muestra la sección de pruebas de este túnel y el modelo aeroclástico en su posición de ángulo de ataque cero (vista oeste).

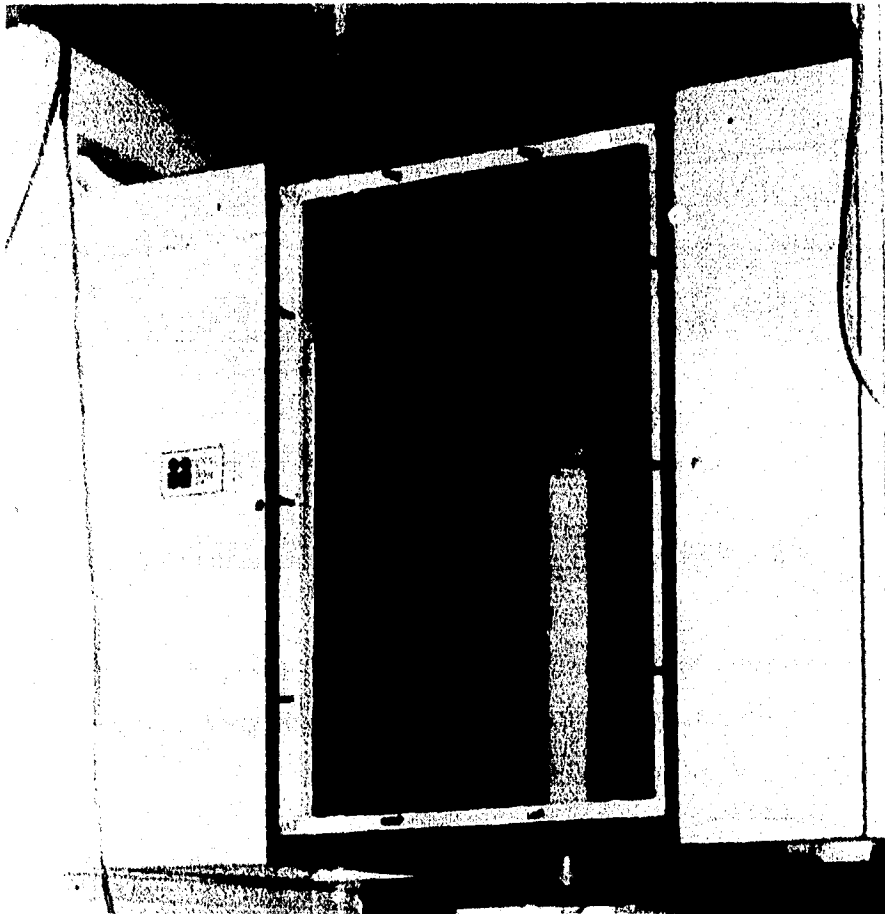


Fig. 3.12 Sección de pruebas del túnel de viento del Inst. de Ing., UNAM.

La figura 3.13 muestra el Laboratorio del Túnel de Viento en la que se puede apreciar las dimensiones generales del túnel de viento empleado.

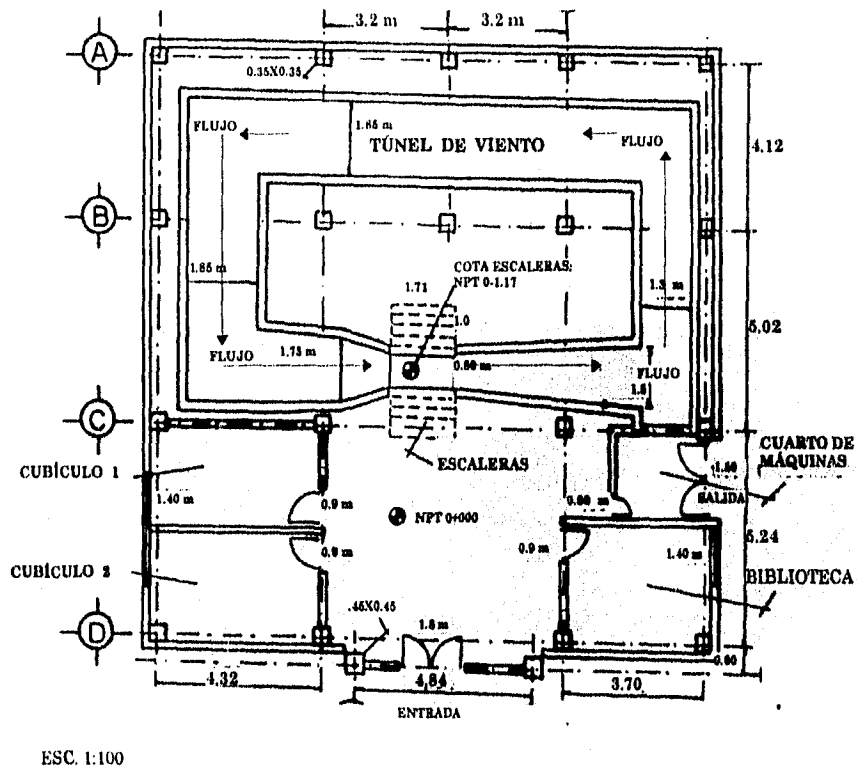


Fig. 3.13 Planta arquitectónica del Laboratorio del Túnel de Viento.

La generación de la capa límite en túneles con sección larga de pruebas, se logra al hacer pasar el viento sobre una superficie rugosa de gran longitud. Con esto la capa límite se desarrolla de manera "natural"^{(18),(21),(33)}.

En los túneles de sección corta pueden usarse varios métodos para modificar instantáneamente el flujo. Los métodos que existen para esto pueden ser activos⁽³⁴⁾, o

pasivos. Se denominan activos aquellos que van cambiando sus características en el tiempo que duran las pruebas. Los pasivos van desde colocar obstáculos delante del viento, hasta generar el flujo por medio de chorros (jets) de aire de velocidades diferentes⁽³⁵⁾. Los obstáculos que pueden emplearse para este fin son: retículas planas de barras planas o de diferente geometría^{(18),(31)}, dobles retículas planas⁽³⁶⁾, pantallas parabólicas⁽³⁷⁾, una combinación de agujas generadoras de turbulencia (spires), dientes de sierra y bloques para rugosidad en la base^{(19),(38)}, etcétera.

El método empleado en el túnel de viento del Instituto de Ingeniería, UNAM, fue el último de los pasivos mencionados en el párrafo anterior. Consistió en colocar agujas generadoras de turbulencia y dientes de sierra, en un mismo plano, y colocar algunos bloques en la base del túnel entre el plano mencionado y el modelo.

El dimensionamiento de las agujas se hizo con base en las expresiones propuestas en la referencia (39). Las expresiones de esa referencia son para túneles de secciones de prueba de medianas a largas, por lo que no se cumplió con la separación entre las agujas y el modelo que ahí se propone. Sin embargo, como se ve en la sección 7.1, a pesar de no cumplir con dicha separación se consiguió modelar adecuadamente la capa atmosférica límite de una zona suburbana. En las figura 3.14 y 3.15. se muestran dos vistas de las agujas generadoras empleadas. La primera muestra la cara de barlovento de las agujas y la segunda la cara de sotavento.

La altura de los bloques y de los dientes de sierra se seleccionaron para representar, a escala, la altura media de las construcciones en las ciudades^{(2),(20),(27)}. Se seleccionó esta altura para tener una capa límite en toda la altura del túnel y alcanzar una velocidad casi uniforme cerca de su cielo raso. Sin embargo, puesto que la atmósfera que se trató de modelar es la correspondiente a la de una zona suburbana, los bloques se colocaron con gran espaciamiento. Las dimensiones laterales de los bloques y su distribución se determinaron a prueba y error, por la falta de un método racional para su diseño.

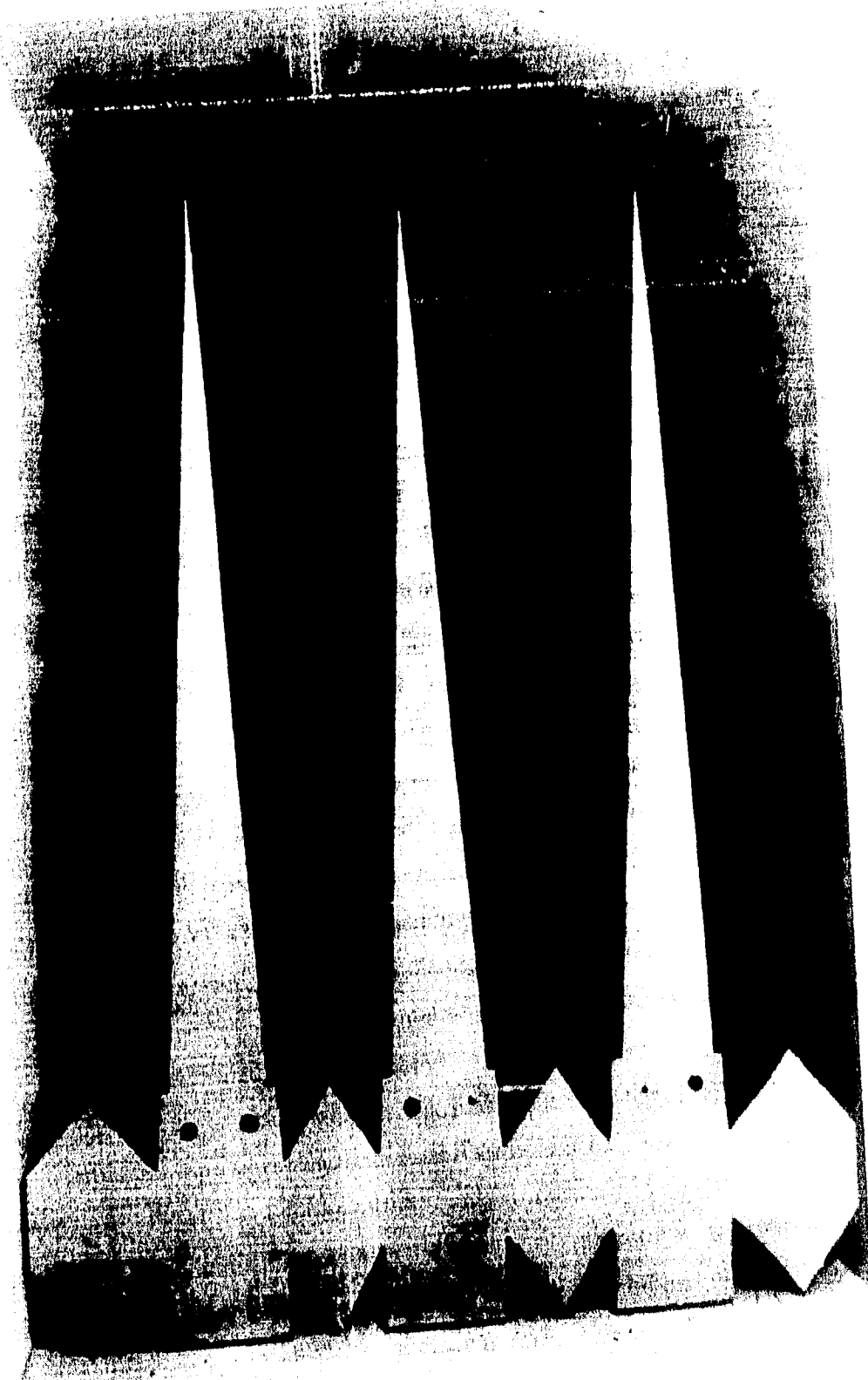


Fig. 3.11 Cara de barileto de las agujas generadoras de turbulencia

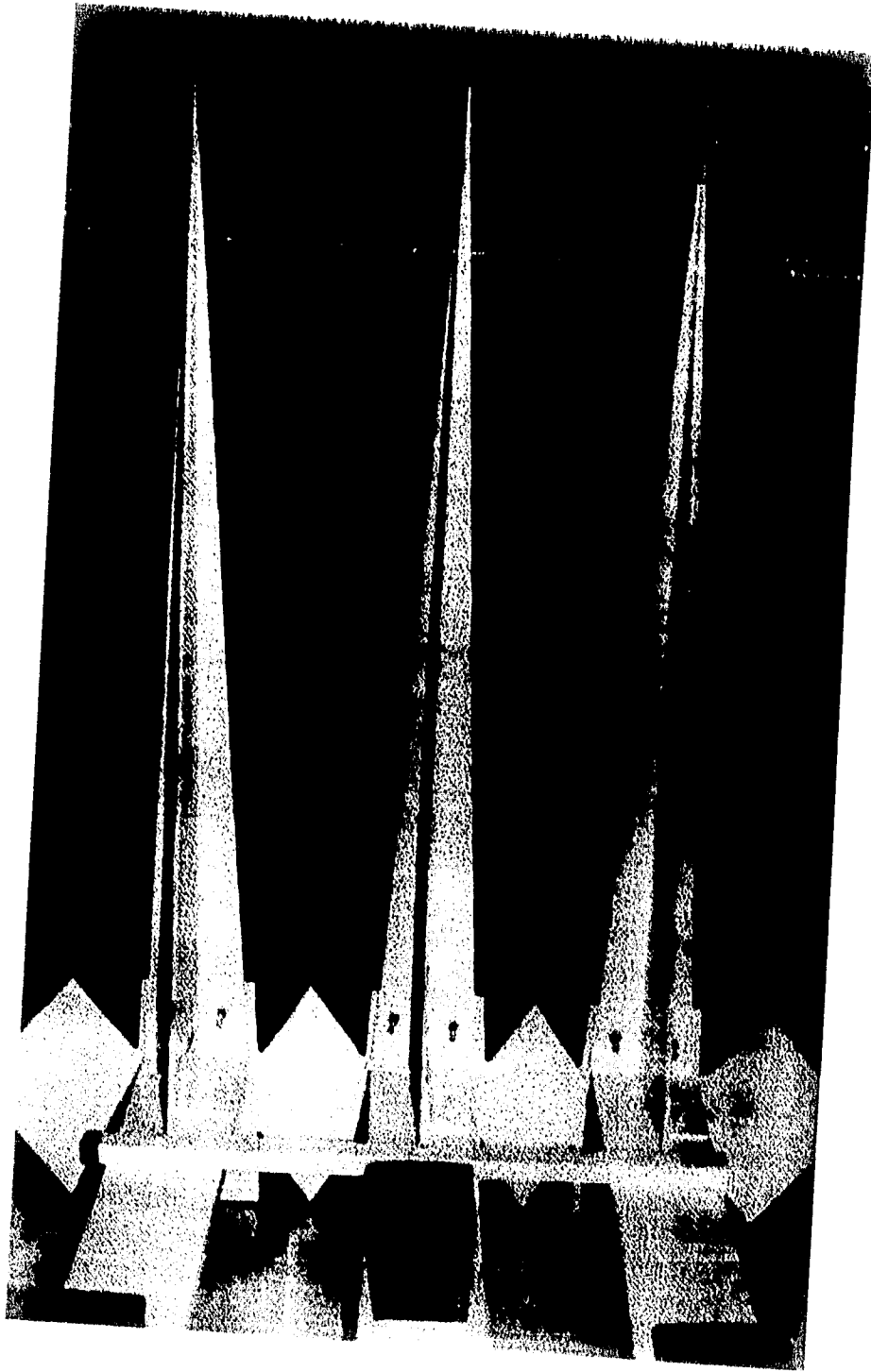


Fig. 3.15 Cara de sotavento de los agujeros generadores de turbulencia. En esta figura se alcanza a ver algunos de los bloques empleados para simular la rugosidad del terreno.

En la figura 3.16 se muestran un aspecto general de la sección de pruebas del túnel de viento vista desde su interior. En esta fotografía se alcanzan a apreciar los detalles del arreglo de los obstáculos que se emplearon y las separaciones del modelo de las paredes laterales y del cielo raso del túnel.

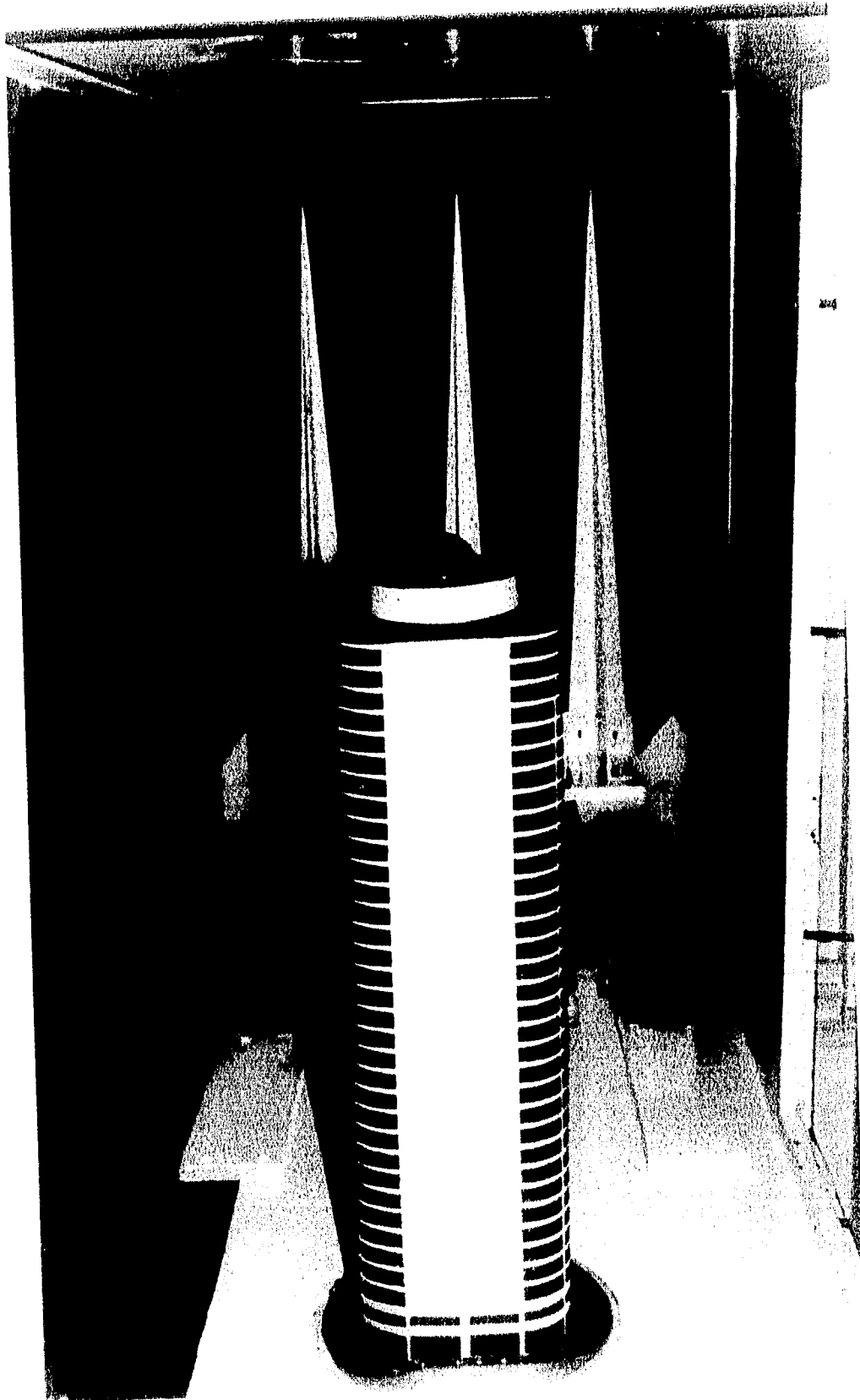


Fig. 3.16 Aspec. Gral. de la Secc. de pruebas del túnel de viento del Inst. de Ing. UNAM

3.4.3 CAPA LÍMITE MODELADA

Los requisitos que deben reunir las propiedades del viento enlistadas en la sección 3.4.1, dependen del sitio de desplante de la estructura y de la estructura misma. Para el caso estudiado en este trabajo, debe ser un viento de una zona suburbana actuando sobre estructura cuya dimensión mayor es superior a 50 m.

La viscosidad cinemática y la densidad del aire se consideraron igual a las de una atmósfera estándar. La densidad debía corregirse por altitud y temperatura, dada la altura sobre el nivel del mar de la Ciudad de México, sin embargo, no se hizo esto considerando que el aire en este sitio contiene muchas partículas que lo hace más denso.

El intervalo de promediación ΔT se escogió en correspondencia con el tamaño de la estructura que se estudia. En varios códigos de diseño^{(2),(27)} se ha adoptado $\Delta T = 15$ seg, para estructuras cuya mayor dimensión horizontal o vertical exceda los 50 mts y éste fue el criterio que se siguió aquí.

Las velocidades medias en el sitio de desplante son las descritas en la tabla 3.3, sección 3.2. La variación de la velocidad media con la altura, ecuación 3.2, puede considerarse como la correspondiente a una zona suburbana; exponente $\alpha = 0.28$ para $\Delta T = 1$ hr y $z = z_G$.

El índice de turbulencia dado por la ecuación 3.3, para $\Delta T = 1$ hr, suele considerarse igual a 28 % a la altura $z = 10$ m, en la literatura^{(25),(44),(46),(47)}. Sin embargo, no se especifica el tipo de filtrado de la señal que debe adoptarse al calcular dicho valor.

Para el modelado del espectro de potencias de velocidades se suele tratar de simular espectros típicos que se han observado en la naturaleza. En la práctica

comúnmente se emplean los modelos de espectros de potencia de velocidades de Davenport⁽²⁹⁾ o Harris⁽³⁰⁾, por ser los más simples que proporcionan resultados aceptables. Reconociendo la dependencia con z , el espectro de Harris puede modificarse y expresarse como:

$$S(1hr, f, z) = \frac{u'^2(1hr, z)}{f} \left[\frac{x}{(2+x^2)^{5/6}} \right] \quad 3.23$$

donde:

$$x = \frac{f L}{U(1hr, z)} \quad 3.24$$

y L es una longitud característica definida como 1200 m por Davenport y 1800 m por Harris.

La longitud integral de turbulencia en la dirección del viento, $L_x(\Delta T, z)$, como se mencionó en la sección 3.4.1, debe ser al menos igual a la mayor dimensión lateral de la estructura.

Para determinar las características de la capa límite en el túnel de viento, se tomaron lecturas de presiones, que después fueron convertidas a velocidades, en varios puntos sobre tres líneas verticales. Para ser congruentes con el cálculo de los coeficientes de presión sobre la superficie de la estructura, capítulos 4 y 6, las presiones se midieron con respecto a la presión atmosférica. Las líneas verticales estuvieron ubicadas a lo ancho del centro longitudinal de la sección de pruebas del túnel; una en el centro de este ancho y las otras simétricamente localizadas respecto de la primera. La distancia entre la central y las otras fue de un cuarto del ancho del túnel. Los resultados que se obtuvieron en estas tres posiciones fueron prácticamente los mismos; por ello, el flujo se puede considerar uniforme en todo el ancho del túnel. El equipo que se usó para este fin, el proceso de adquisición de datos y su filtrado, se describen en la sección 5.1.

El cambio de las velocidades del flujo en el túnel de viento empleado, se realiza modificando la frecuencia de rotación de la hélice que impulsa dicho flujo. La relación entre la velocidad media horaria del flujo uniforme, en m/s, a escala natural, y la frecuencia de rotación de la hélice, en Hz, es de 4.255. Este flujo uniforme mencionado, es el que se tiene en el túnel sin obstáculos o cerca del cielo raso del túnel donde prácticamente no influyen estos. En la figura 3.17 se muestra la relación entre las velocidades medias horarias a 205 m de altura, a escala real, y las frecuencias de rotación de la hélice del túnel. En ésta figura también se incluye la recta con pendiente igual a 4.255. Las velocidades medias horarias fueron medidas como se indica abajo.

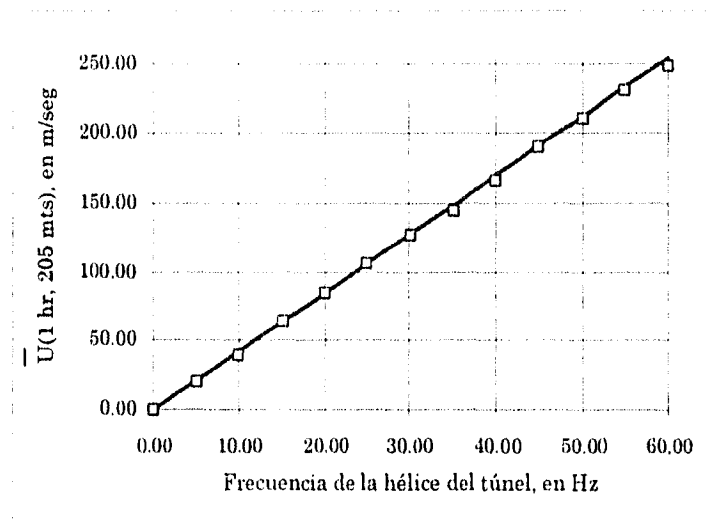


Fig. 3.17 Relación entre las velocidades medias horarias a 205 m de altura, a escala real, y la frecuencia de rotación de la hélice del túnel de viento.

En lo que se sigue, se usará indistintamente la frecuencia de rotación de la hélice o la velocidad media horaria a 205 m de altura a escala real, para hacer referencia del nivel de velocidad en el túnel. A continuación se presentarán los resultados obtenidos en la línea vertical central para varias frecuencias de rotación de la hélice. Se presentan los intervalos de promediación de una hora y de 15 segundos; medidos a escala real. De acuerdo con el análisis presentado en el capítulo 4; una hora a escala

real corresponde a 129.22 segundos en la escala del modelo y 15 segundos corresponde a 0.54 segundos. Para calcular los valores medios horarios se tomaron 6 eventos de 2^{15} lecturas a cada 4000 microsegundos. Las ráfagas de 15 segundos, figura 3.19, corresponden a la mayores velocidades promediadas en 15 segundos que se encontraron en alguno de los eventos mencionados.

En las figuras 3.18 y 3.19, se muestran los perfiles de velocidades a escala real que, como se mencionó anteriormente, fueron inferidas a partir de mediciones de presiones. A la altura de 10 mts, a escala real, se midieron succiones en lugar de presiones y, considerando positivas éstas últimas, resulta imposible convertir las succiones a velocidades, puesto que se obtienen números imaginarios. Sin embargo, una convención contraria de signos ocasionaría problemas con las presiones. En las figuras mencionadas se han graficado como negativas las velocidades que resultan de las succiones consideradas como positivas. Estas velocidades de ninguna manera implican un flujo en sentido contrario al impulsado por las hélices, sino que simplemente indican la presencia de vórtices locales.

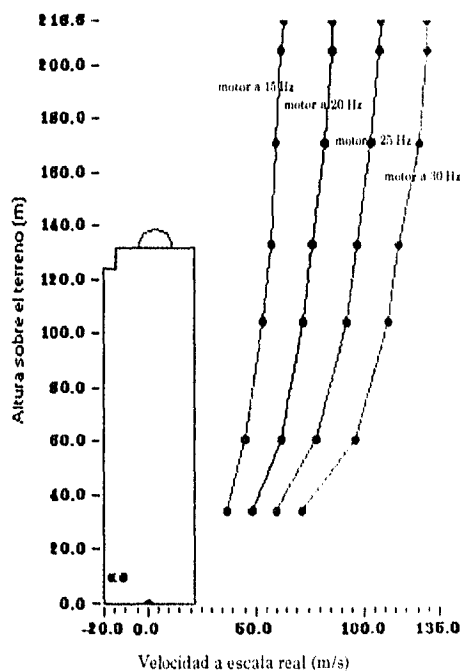


Fig. 3.18 Variación de $\bar{U}(1hr, z)$

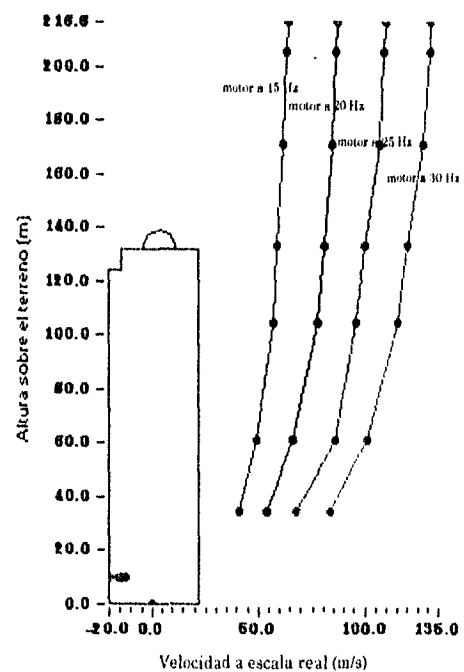


Fig. 3.19 Variación de $\bar{U}(15 s, z)$

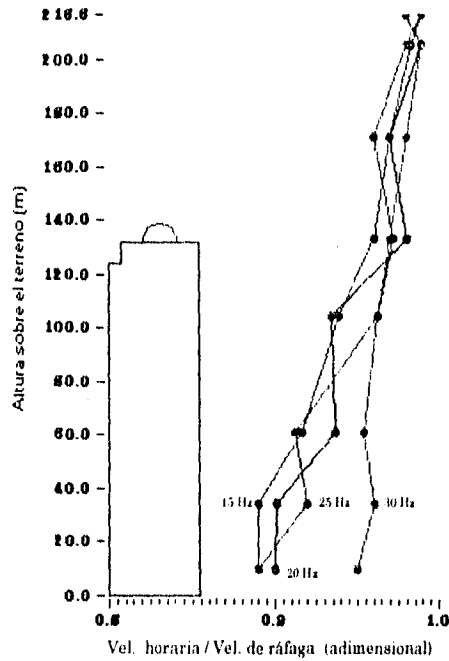


Fig. 3.20 Variación de $\frac{\bar{U}(1hr, z)}{\bar{U}(15s, z)}$ con la altura .

La presencia de las succiones a alturas menores que la altura media de los obstáculos, indican, como se mencionó arriba, la existencia de vórtices en la cara de sotavento de estos. Dichos vórtices se deben al efecto mostrado en la figura 3.21 en la que se muestra las líneas de corriente que pueden tenerse, en un plano vertical, cuando el flujo de viento pasa sobre los obstáculos empleados para simular la rugosidad del terreno. Esto evidentemente pudo evitarse aumentando la distancia entre los obstáculos y el centro de la sección de pruebas. Pero, como se discute en el capítulo 7, hay evidencias de que se también se han registrados en mediciones de campo y, por esto, se prefirió conservarlo en el flujo dentro del túnel.

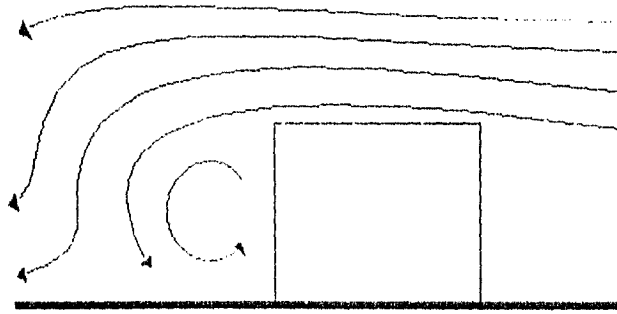


Fig. 3.21 Formación de vórtices en el plano vertical detrás de los obstáculos empleados para modelar la rugosidad del terreno.

Es de esperarse que las succiones discutidas en el párrafo anterior se incrementen cuando el modelo se encuentre en su posición detrás de los obstáculos. En este caso pueden presentarse las líneas de corriente que se muestran esquemáticamente en la figura 3.22. Sin embargo, mediciones hechas después de colocar el modelo indican que éste segundo efecto es despreciable.

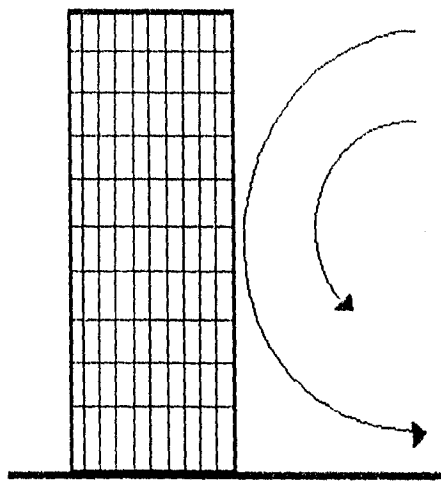


Fig. 3.22 Vórtices que pueden encontrarse en el plano vertical de una estructura, al actuar un flujo de viento sobre ella.

Continuando con el estudio de las características del viento modelado dentro del túnel de viento, se procedió a analizar la variación de la ecuación 3.3. Para esto se emplearon las velocidades horarias y se construyeron las figuras 3.23 y 3.24.

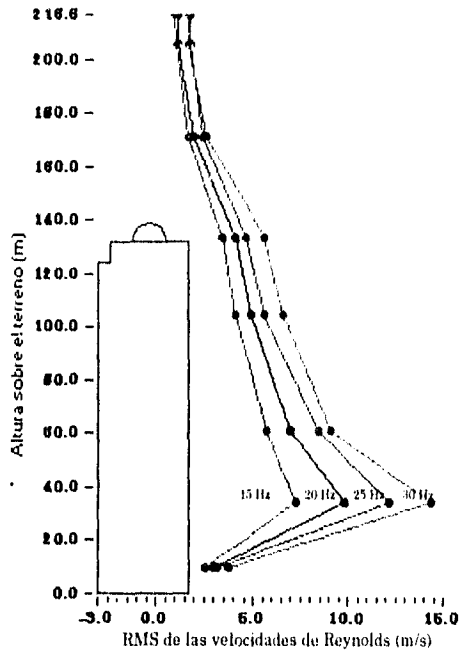


Fig. 3.23 Variación de $u'(1hr, z)$ con la altura. Escala real

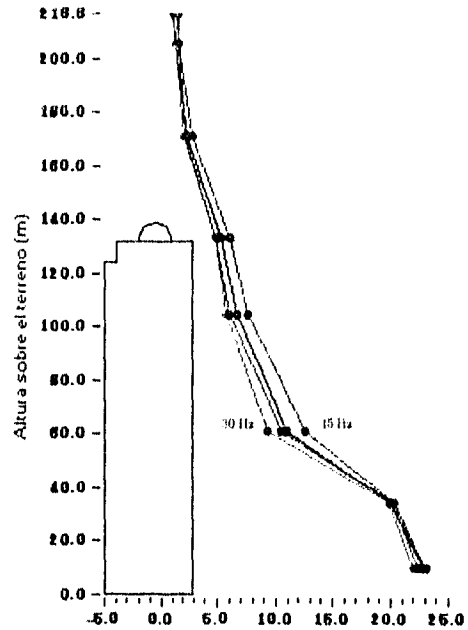


Fig. 3.24 Variación de $I(1hr, z)$ con la altura. Escala real

Se construyeron los espectros de potencias $S(\Delta T, f, z)$, empleando la transformada de Fourier. En la elaboración de estos espectros, no se usó ningún método de suavizado aunque sí se decimaron los datos. Las figuras 3.26 a 3.28 muestran algunos espectros resultantes de las velocidades medidas para $\Delta T = 129.22$ s., correspondiente a una hora a escala real. Los espectros mostrados son los valores medios, RMS, de los espectros de doce eventos. Estos espectros se han mantenido a la escala del modelo para su comparación directa con las características dinámicas de éste.

En las figuras mencionadas se han incluido los espectros dados por la ecuación 3.23. La L empleada en esta ecuación, fue de 600 m, a escala real, en lugar de 1200 m propuesto por Davenport (ó 1800 m propuesto por Harris). La razón de emplear $L = 600$ m se ilustra en la figura 3.25. Cabe mencionarse que las áreas bajo los espectros teóricos mostrados son prácticamente las mismas y satisfacen la ecuación 3.4.

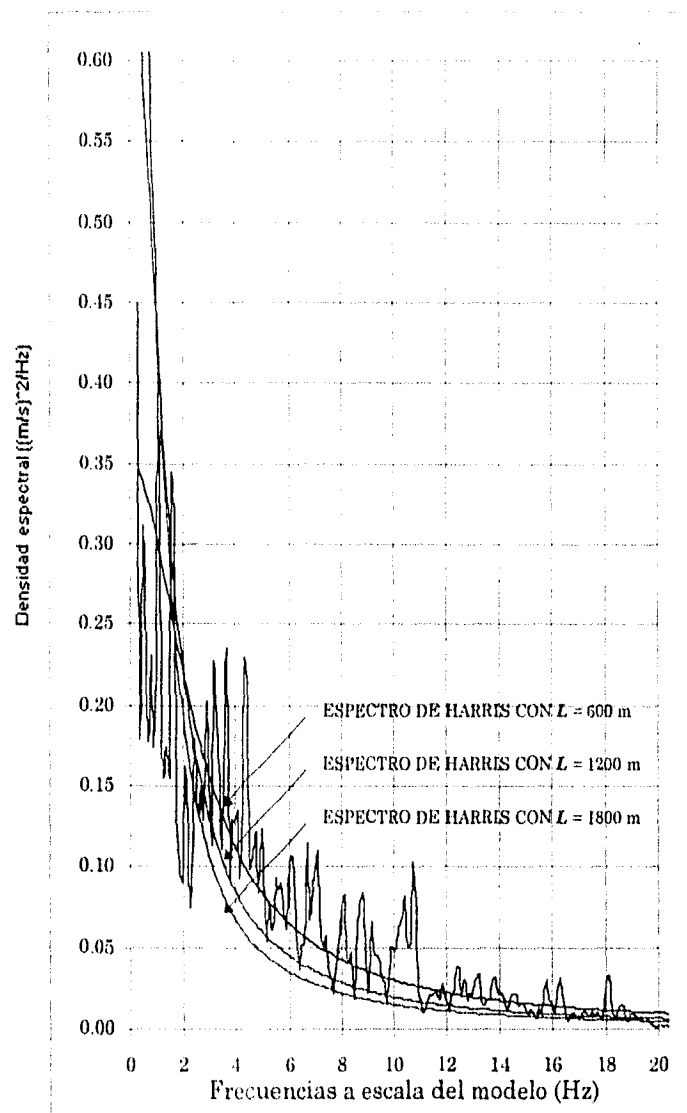


Fig. 3.25. Comparación del espectro medido a 35 mts de altura, para un nivel de velocidad horaria de 62.69 m/s a 205.00 m de altura; con el espectro de Harris para diferentes valores de L .

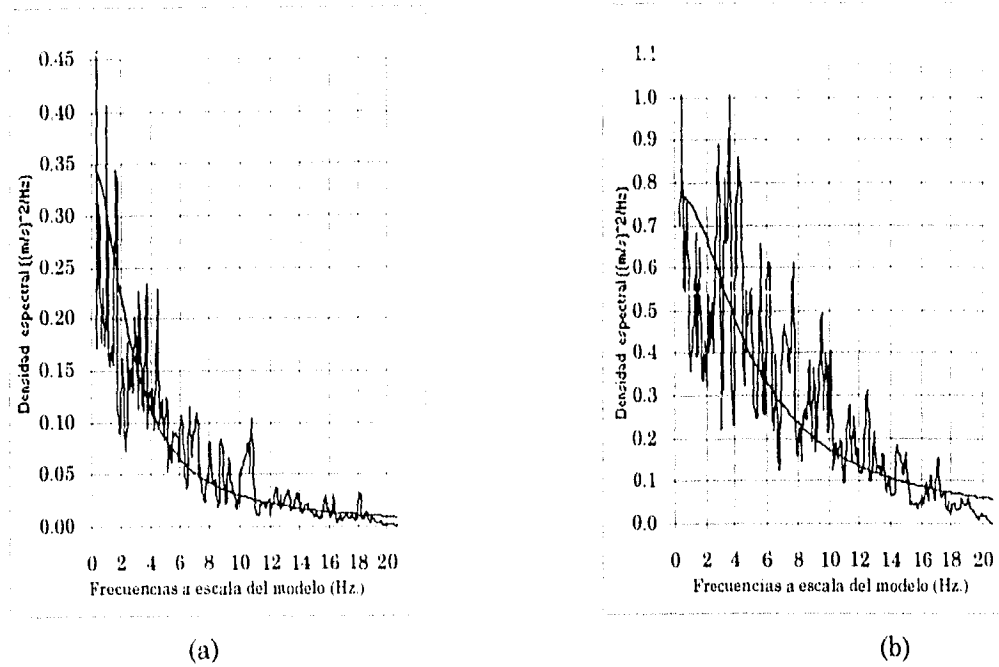


Fig. 3.26 Espectros, a escala del modelo, medidos a 35 m de altura y espectros de Harris para $L = 600$ m. (a) $\bar{U}(1hr,205m) = 62.69$ m / s ; (b) $\bar{U}(1hr,205m) = 129.93$ m / s .

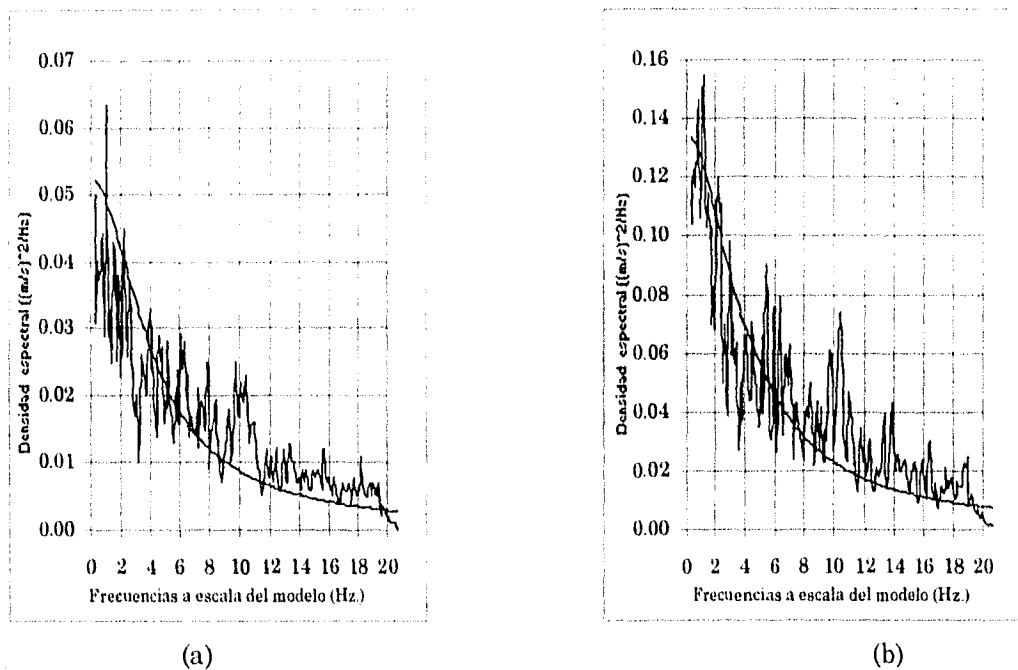


Fig. 3.27 Espectros, a escala del modelo, medidos a 133 m de altura y espectros de Harris para $L = 600$ m. (a) $\bar{U}(1hr,205m) = 62.69$ m / s ; (b) $\bar{U}(1hr,205m) = 129.93$ m / s .

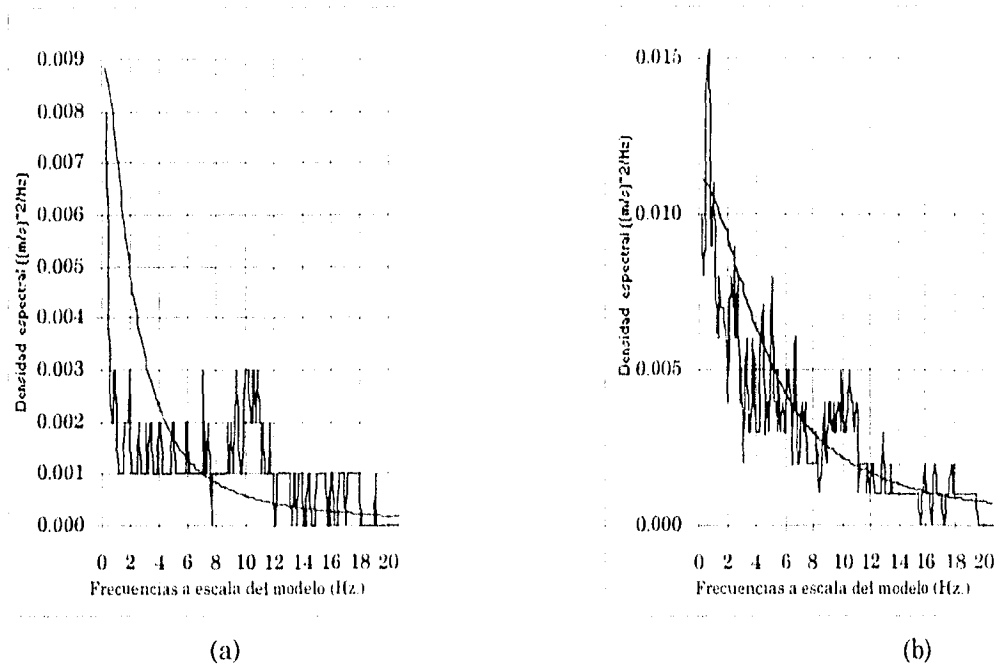


Fig. 3.28 Espectros, a escala del modelo, medidos a 205 m de altura y espectros de Harris para $L = 600$ m. (a) $\bar{U}(1hr, 205m) = 62.69 m/s$; (b) $\bar{U}(1hr, 205m) = 129.93 m/s$.

Al comparar las áreas bajo los espectros, tanto medidos como teóricos, figuras 3.26 a 3.28, la ecuación 3.4 se satisface con menos de 5 % de error. En la figura 3.28 se observa que el área bajo los espectros a la altura de 205 mts es casi cero. Esto concuerda con los valores de la figura 3.23 elevados al cuadrado e indica que el flujo a esa altura es prácticamente laminar. En la tabla 3.4 se enlistan algunos parámetros estadísticos de las discrepancias entre los espectros medidos y los teóricos mostrados en éstas figuras.

Tabla 3.4 Parámetros estadísticos de las diferencias absolutas entre algunos espectros de potencias de velocidades medidos y los teóricos correspondientes (figuras 3.27 a 3.29)

Altura sobre el terreno (m)	$\bar{U}(1hr,205m) = 62.69m / seg$			$\bar{U}(1hr,205m) = 129.93m / seg$		
	Error medio ((m/s) ² /Hz)	Desviación estándar ((m/s) ² /Hz)	Coefficiente de variación	Error medio ((m/s) ² /Hz)	Desviación estándar ((m/s) ² /Hz)	Coefficiente de variación
35	0.025	0.037	1.480	0.095	0.100	1.053
133	0.005	0.005	1.000	0.012	0.011	0.917
205	0.001	0.001	1.000	0.001	0.001	1.000

La función de autocorrelación que se empleó para el cálculo de la escala integral de tiempo, se desarrolló con base en su definición, ecuación 3.7. Su desarrollo es:

$$\rho^u(\Delta T, \tau, z) = \rho^u(\Delta T, j\Delta t, z) = \frac{\frac{1}{n} \sum_{k=0}^{n-1} u(k\Delta t, z) u((k+j)\Delta t, z)}{\frac{1}{n} \sum_{k=0}^{n-1} u(k\Delta t, z) u(k\Delta t, z)} \quad 3.25$$

donde: $\Delta T = n \Delta t =$ intervalo de promediación, ya definido antes; en segs

$n =$ número de lecturas en la historia de velocidades de duración ΔT

$\Delta t =$ intervalo de muestreo = recíproco de la frecuencia de muestreo; en s

$j = 0, 1, 2, 3, \dots, n-1$; para $\tau \geq 0$

De esta expresión se observa que cuando $j \geq 1$, el subíndice $j + k$ puede ser mayor que n , en tanto que la historia de velocidades tiene solamente n elementos. Puesto que el fenómeno se supone estacionario, es posible considerar⁽⁴⁰⁾ que la historia de velocidades es de $2n$ elementos, ordenando en serie la historia medida. Al proceder de esta manera se introduce un error en el autocorrelograma debido al efecto circular en

el procedimiento de cálculo. Para evitar este problema se recomienda⁽⁴¹⁾ emplear $u((k+j)\Delta t, z) = \bar{u}(\Delta T, z)$ para $\Delta T < (k+j)\Delta t \leq 2\Delta T$. En este caso, como se ha mencionado antes, $\bar{u}(\Delta T, z) = 0$.

Al considerar la recomendación del párrafo anterior, se construyeron los autocorrelogramas para varias frecuencias de rotación de la hélice del túnel y para varias alturas. En la figura 3.29 se muestran los autocorrelogramas, a escala del modelo, para varias alturas sobre la base del túnel y la hélice rotando a una frecuencia de 15 Hz. Estos son los valores que resultaron de promediar, ordinariamente, las ordenadas de doce autocorrelogramas construidos con $\Delta T = 129.22$ s., correspondiente a una hora a escala real.

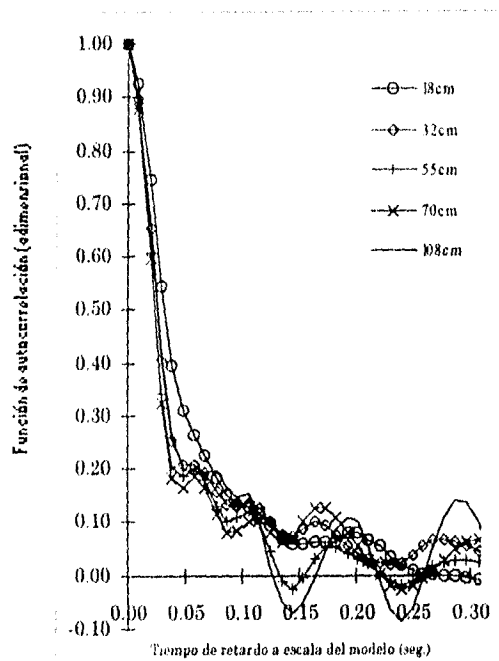


Fig. 3.29. Autocorrelogramas, a escala del modelo, de las velocidades de Reynolds medidas en varias alturas sobre la sección de pruebas del túnel de viento.

Se observa que estos autocorrelogramas tienen la forma dada por:

$$\rho^u(\Delta T, \tau, z) = e^{-\alpha\tau} \cos(2\pi f_0 \tau)$$

Esta función, registrada en la literatura⁽⁴¹⁾, decae rápidamente hacia el término cosenoidal que describe los armónicos de la serie de datos. En otras palabras, existe un tiempo de retardo medio, τ_0 , a partir del cual se presentan unos armónicos. La periodicidad de los armónicos que aparecen son la misma que la de los armónicos contenidos en la señal. Esto puede afirmarse puesto que es factible descomponer la señal en una suma de ondas senoidales y la función de autocorrelación⁽⁴¹⁾ de una función seno, es una función coseno con el mismo periodo pero sin información sobre el ángulo de fase. La información del contenido de armónicos puede verse más claramente en los espectros de potencia ya analizados.

En la literatura sobre Ingeniería del Viento suelen presentarse autocorrelogramas para el intervalo $\tau \leq \tau_0$, como los mostrados en la figura 3.30^{(25),(26)}.

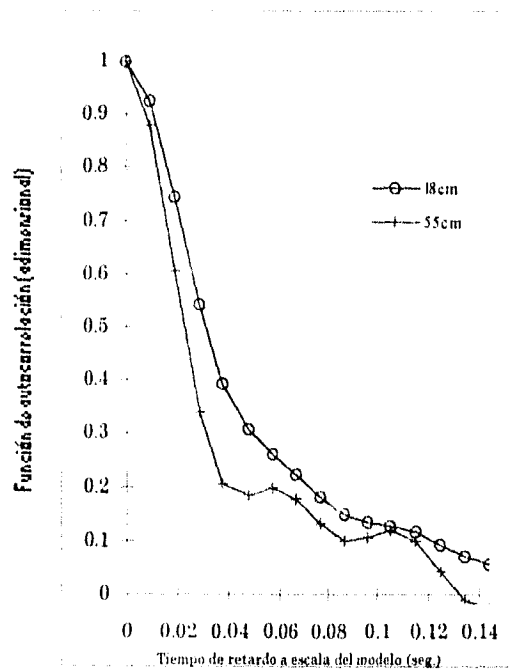


Fig. 3.30. Autocorrelogramas a escala del modelo, para el intervalo $\tau \leq \tau_0$, de las velocidades de Reynolds medidas a varias alturas dentro del túnel.

Al considerar que el área bajo los autocorrelogramas en el intervalo $\tau > \tau_0$ corresponde a los armónicos y consecuentemente tiende a cero, el límite superior de la integral en la ecuación 3.12 se tomó igual a τ_0 en lugar de infinito. Los valores de la escala integral de tiempo calculados de esta manera, resultaron ser prácticamente independiente de z y de la velocidad media a esa altura. El valor medio de esta escala, promediada de todas las alturas de los cuatro casos considerados en las gráficas de los perfiles de velocidades, es de 0.070 s, a escala del modelo. La desviación estándar y el coeficiente de variación de esas 32 áreas son, respectivamente, $\sigma_A = 0.005$ s y $r = 0.068$. Así, la escala integral de tiempo, a escala del modelo, es:

$$T(134.33s, z) = T(134.33s) = 0.070 \text{ s} \quad 3.26$$

Este valor es prácticamente el que se obtiene empleando la expresión propuesta por Harris⁽²⁸⁾. La expresión propuesta por Harris, a escala natural, es:

$$T(1hr) = \frac{0.084L}{U(1hr, 10m)}, \text{ en s} \quad 3.27$$

Al sustituir $L = 600$ m y la velocidad media horaria medida en el túnel a 10 m sobre los obstáculos, a escala real; la expresión 3.27 proporciona $T(1 \text{ hr}) = 1.35$ s. Esta escala de tiempo corresponde a 0.049 s, a escala del modelo. La velocidad media horaria que se empleó para este cálculo se dedujo a partir de la velocidad medida cuando la hélice del túnel rotaba con una frecuencia de 15 Hz. Para las frecuencias de rotación de 20, 25 y 30 Hz, se obtiene 0.063, 0.077 y 0.094 s, respectivamente. El valor medio de esta escala de tiempo, promediada para las cuatro frecuencias de rotación de la hélice, es 0.071 s, a escala del modelo.

Con base en las ecuaciones 3.22 y 3.27, la escala integral de longitud de turbulencia, a escala del modelo, es:

$$L_y(129.22s, z) = (0.071s) \bar{U}(129.22s, z) \quad 3.27$$

En la figura 3.31 se muestra la variación de esta longitud con la altura, a escala del modelo, para las cuatro frecuencias de rotación de la hélice anteriormente consideradas.

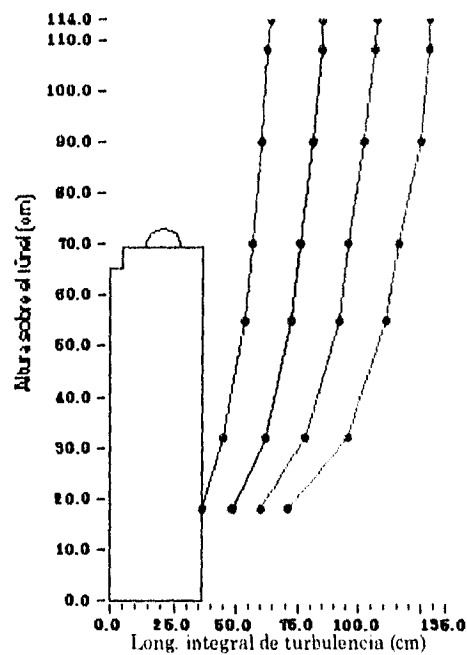


Fig. 3.31 Longitudes integrales de turbulencia, a escala del modelo, para varias alturas sobre la base de la sección de pruebas del túnel de viento.

En el capítulo 7 se discuten las razones por las que la capa límite modelada se consideró representativa de una zona suburbana.

CAPÍTULO 4

ANÁLISIS DIMENSIONAL

Aunque el tema tratado aquí se presenta como un capítulo independiente; fue desarrollado en combinación con las secciones 3.3 y 3.4 debido a su interdependencia.

El análisis dimensional permite establecer relaciones útiles entre las diversas variables que intervienen en el fenómeno en estudio. Algunas de estas relaciones son las que deben satisfacerse en el modelado del prototipo, otras permiten conocer factores de escala y unas terceras son las que deben estudiarse experimentalmente. En general, con el análisis dimensional es posible agrupar las variables en variables adimensionales, denominados productos adimensionales, para facilitar el estudio de su influencia en el fenómeno de interés.

La base del análisis dimensional es el teorema de Buckingham⁽⁴²⁾ que expresa: "Si una ecuación es dimensionalmente homogénea, entonces puede ser reducida a una relación entre un conjunto completo de productos adimensionales". Se dice que una ecuación es dimensionalmente homogénea si su forma no depende del sistema de unidades que se use para expresar las dimensiones de las variables que en ella intervienen. Este teorema es útil al aceptar la premisa de que cualquier respuesta R de todo fenómeno físico puede ser expresado por medio una ecuación de la forma:

$$R = f(V_1, V_2, V_3, \dots, V_N) \quad 4.1$$

donde: $V_1, V_2, V_3, \dots, V_N$ son las N variables que intervienen en el fenómeno es estudio y f representa una función no necesariamente conocida.

O bien, al despejar, puede aceptarse que el fenómeno se rige por una ecuación, de forma no necesariamente conocida, dada por:

$$f'(V_1, V_2, V_3, \dots, V_N) = 0 \quad 4.2$$

donde R se ha considerado ser una de las N variables en esta segunda expresión.

Y, por último, relacionando las variables entre si para formar productos adimensionales, se puede aceptar que la ecuación que rige el fenómeno es:

$$f''(\pi_1, \pi_2, \pi_3, \dots) = 0 \quad 4.3$$

donde: $\pi_1, \pi_2, \pi_3, \dots$, son los productos adimensionales.

A partir de un teorema derivado en la referencia (42) se supone que los productos adimensionales tienen la forma general:

$$\pi_i = (V_1)^{a_{i1}} (V_2)^{a_{i2}} (V_3)^{a_{i3}} \dots (V_N)^{a_{iN}} \quad 4.4$$

donde:

$a_{i1}, a_{i2}, a_{i3}, \dots, a_{iN}$ son constantes. Estas constantes pueden considerarse como los elementos de un vector columna $\{a\}_i = \{a_{i1}, a_{i2}, a_{i3}, \dots, a_{iN}\}^T$.

Evidentemente pueden formarse un número infinito de productos adimensionales con las N variables. Sin embargo, de todos ellos solo interesan los linealmente independientes, es decir, interesa el conjunto de productos adimensionales, denominado

conjunto completo, en el cual cada producto adimensional es independiente del otro. Un conjunto es completo si y solo si cualquier otro producto adimensional, formado con las N variables, puede obtenerse a partir de ellos.

Así el análisis dimensional consiste en determinar el conjunto completo de productos dimensionales pero, ¿cuántos elementos contiene y cómo determinarlos?. En la referencia (15) se usa una regla empírica la cual establece que, el número, n , de productos dimensionales en un conjunto completo, es igual al número total de variables, N , menos el número de dimensiones fundamentales en el problema. Esta regla fue establecida por Buckingham antes de 1922 y ha demostrado no ser infalible. Desde 1946⁽⁴²⁾ se estableció la siguiente regla que puede ser rigurosamente comprobada: "el número, n , de productos dimensionales en un conjunto completo, es igual al número total de variables, N , menos el número máximo de esas variables que no pueden formar un producto adimensional". Una regla equivalente⁽⁴²⁾ es:

$$n = N - r \quad 4.5$$

donde:

r es el rango de la matriz dimensional. Cabe recordar que, el rango de una matriz es el orden del determinante de mayor orden con valor diferente de cero, que puede calcularse de la matriz.

La matriz dimensional, $[D]$, contiene N columnas y número de renglones igual al número de unidades fundamentales que forman el sistema de unidades empleado. Los elementos de cada columna de la matriz son los exponentes de las unidades fundamentales necesarios para expresar las dimensiones de una de las N variables y, cada renglón contiene los N exponentes de una de las unidades fundamentales. Por ejemplo, si V_1 es la aceleración de la gravedad y las unidades fundamentales son fuerza, longitud y tiempo, entonces, la dimensión de V_1 es $M^0L^1T^{-2}$. Así, al formar la matriz

dimensional en la que el primer renglón corresponda a la masa, el segundo a la longitud y el tercero al tiempo; la columna correspondiente a V_1 será $[0 \ 1 \ -2]^T$.

La tarea de determinar los n productos adimensionales π_i , para $i = 1, 2, 3, \dots, n$, que conforman el conjunto completo que se busca; puede verse como la tarea de determinar el conjunto de vectores $\{a\}_i$, para $i = 1, 2, 3, \dots, n$, que los definen. En la referencia (42) se demuestra que estos n vectores, son el conjunto de $n = (N-r)$ soluciones linealmente independientes del sistema homogéneo de ecuaciones lineales dado por:

$$[D] \{a\}_i = \{0\} \quad 4.6$$

Para ilustrar el cálculo de este conjunto de vectores, se mostrará el desarrollo de la ecuación 4.6 para el caso particular tratado en este trabajo. En este trabajo se ha optado por el sistema técnico de unidades. Las unidades fundamentales de este sistema son la fuerza F , medida en kgf, la longitud L , medida en metros, y el tiempo T , medido en segundos. Las variables que se consideraron de interés para el fenómeno en estudio son las $N = 14$ variables enlistadas en la tabla 4.1. En esta tabla también se incluyen las dimensiones de cada una de las variables.

Tabla 4.1. Variables que influyen en el fenómeno en estudio

Variable	Dimensiones
$V_1 =$ presión medida con respecto a la presión atmosférica, ΔP	$F^1 L^{-2} T^0$
$V_2 =$ fuerza F_X	$F^1 L^0 T^0$
$V_3 =$ fuerza F_Y	$F^1 L^0 T^0$
$V_4 =$ momento M_X	$F^1 L^1 T^0$
$V_5 =$ momento M_Y	$F^1 L^1 T^0$
$V_6 =$ longitud característica b_0	$F^0 L^1 T^0$
$V_7 =$ altura tributaria o brazo, h	$F^0 L^1 T^0$
$V_8 =$ viscosidad cinemática del aire ν	$F^0 L^2 T^{-1}$
$V_9 =$ aceleración de la gravedad	$F^0 L^1 T^{-2}$
$V_{10} =$ masa del edificio M_E	$F^1 L^{-1} T^2$
$V_{11} =$ frecuencia f_X	$F^0 L^0 T^{-1}$
$V_{12} =$ frecuencia f_Y	$F^0 L^0 T^{-1}$
$V_{13} =$ velocidad del viento U_0	$F^0 L^1 T^{-1}$
$V_{14} =$ densidad del aire ρ_A	$F^1 L^{-4} T^2$

Así, la matriz dimensional resultó :

$$[D] = \begin{matrix} & \Delta P & F_X & F_Y & M_X & M_Y & b_0 & h & \nu & g & M & f_X & f_Y & U_0 & \rho_A \\ \begin{matrix} F \\ L \\ T \end{matrix} & \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -2 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 2 & 1 & -1 & 0 & 0 & 1 & -4 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & -2 & 2 & -1 & -1 & -1 & 2 \end{bmatrix} \end{matrix} \quad 4.7$$

Al considerar esta matriz para el sistema de ecuaciones 4.6, se observa que se obtiene un sistema homogéneo de tres ecuaciones con 14 incógnitas, es decir, con un número infinito de soluciones. Sin embargo, en los libros de álgebra lineal se demuestra que pueden determinarse soluciones base de $n = N - r$ ecuaciones.

linealmente independientes, a partir de las cuales pueden calcularse todas las otras posibles soluciones. Estas soluciones base proporcionan, como se mencionó arriba, el conjunto de vectores $\{a\}_i$, para $i = 1, 2, 3, \dots, n$.

El determinante de tercer orden formado con las últimas tres columnas de 4.7 tiene un valor diferente de cero y, puesto que éste es el determinante de mayor orden que puede calcularse a partir de ésta matriz, entonces $r = 3$. Así, las soluciones base son $n = 11$. Al despejar las últimas tres incógnitas para tenerlas en función de las primeras 11 y dar 11 conjuntos de valores adecuados a estas últimas, es posible encontrar las 11 soluciones base. Para tener soluciones linealmente independientes, basta con proponer valores de tal modo que en cada una de las 11 soluciones sólo apareciera una de las primeras 11 incógnitas. Al hacer esto no se permite que alguna de las soluciones pueda obtenerse de una combinación lineal de las restantes, es decir, no se permite que se cumpla la condición de dependencia lineal.

Se procedió de la manera mencionada en el párrafo anterior y con los resultados obtenidos se construyó la matriz de soluciones $[a]$. El i -ésimo renglón de esta matriz es la i -ésima solución base o, en otras palabras, el vector $\{a\}_i^T$, para $i = 1, 2, 3, \dots, 11$:

$$[a] = \begin{matrix} & \Delta P & F_X & F_Y & M_X & M_Y & b_0 & h & v & g & M & f_X & f_Y & U_0 & p_A \\ \begin{matrix} \{a\}_1 \\ \{a\}_2 \\ \{a\}_3 \\ \{a\}_4 \\ \{a\}_5 \\ \{a\}_6 \\ \{a\}_7 \\ \{a\}_8 \\ \{a\}_9 \\ \{a\}_{10} \\ \{a\}_{11} \end{matrix} & \left[\begin{array}{cccccccccccccc} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2 & -1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2 & -4 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2 & -4 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3 & -5 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3 & -5 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 3 & -3 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & 0 \end{array} \right] \end{matrix} \quad 4.8$$

Al sustituir cada uno de los renglones de 4.8 en la ecuación 4.4 se obtuvo el siguiente conjunto completo de productos adimensionales:

$$\begin{aligned}
 \pi_1 &= \frac{\Delta P}{\rho_A U_0^2} & \pi_2 &= \frac{F_Y f_Y^2}{U_0^4 \rho_A} & \pi_3 &= \frac{F_Y f_Y^2}{U_0^4 \rho_A} & \pi_4 &= \frac{M_X f_Y^3}{U_0^5 \rho_A} \\
 \pi_5 &= \frac{M_Y f_Y^3}{U_0^5 \rho_A} & \pi_6 &= \frac{b_0 f_Y}{U_0} & \pi_7 &= \frac{h f_Y}{U_0} & \pi_8 &= \frac{v f_Y}{U_0^2} & 4.9 \\
 \pi_9 &= \frac{g}{f_Y U_0} & \pi_{10} &= \frac{M f_Y^3}{U_0^3 \rho_A} & \pi_{11} &= \frac{f_X}{f_Y}
 \end{aligned}$$

Elevar un adimensional a una potencia cualquiera, multiplicarlo por una constante o multiplicarlo por otro adimensional, no le quita su característica de adimensional. Por lo tanto, aprovechando estas propiedades de los adimensionales, a partir del conjunto completo 4.9 se calculó otro conjunto completo que contiene adimensionales conocidos. Estas operaciones son equivalentes a realizar combinaciones lineales con las soluciones 4.8 para determinar otra solución base de soluciones linealmente independientes. Adicional a esto, se dejó a un lado los productos adimensionales π_3 , π_5 y π_7 , por ser equivalentes a π_2 , π_4 y π_6 , respectivamente.

De la manera mencionada en el párrafo anterior se determinaron los productos adimensionales mostrados tabla 4.2. En esta tabla se ha incluido el coeficiente de amortiguamiento crítico que no se incluyó en el análisis anterior por ser de naturaleza adimensional.

Tabla 4.2 Productos adimensionales empleados en este trabajo

Producto adimensional	Nombre común en la literatura
$\pi'_1 = 2\pi_1 = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2}\rho_A U_0^2}$	Coefficiente de presiones C_P
$\pi'_2 = \frac{2\pi_2}{\pi_6 \pi_7} = \frac{F_X}{\frac{1}{2}\rho_A U_0^2 b_0 h}$	Coefficiente de fuerzas C_F
$\pi'_3 = \frac{2\pi_4}{\pi_6 (\pi_7)^2} = \frac{M_X}{\frac{1}{2}U_0^2 \rho_A (b_0 h)h}$	Coefficiente de momentos C_M
$\pi'_4 = \frac{1}{\pi_6} = \frac{U_0}{b_0 f_Y}$	Velocidad reducida V_r
$\pi'_5 = \frac{\pi_6}{\pi_8} = \frac{U_0 b_0}{v}$	Número de Reynolds R_e
$\pi'_6 = \frac{1}{\pi_9 \pi_6} = \frac{U_0^2}{g b_0}$	Número de Froude F_r
$\pi'_7 = \frac{\pi_{10}}{(\pi_6)^2 \pi_7} = \frac{M/hb_0^2}{\rho_A}$	Relación entre una medida de la densidad de masa del edificio y la densidad del aire R_p .
$\pi'_8 = \frac{f_X}{f_Y}$	Relación entre frecuencias de flexión R_f .
$\pi'_9 = \xi \quad \text{o} \quad \pi'_9 = \delta$	Porcentaje de amortiguamiento crítico o decremento logarítmico = cociente entre la energía disipada por ciclo entre energía total de oscilación

La semejanza mecánica del modelo con el prototipo se planteó por medio de las escalas de similitud, o relaciones, entre las propiedades físicas que intervienen en el fenómeno en estudio. El modelo que se ha empleado en este trabajo (capítulo anterior) es un modelo de los llamados distorsionados. Se dice que es un modelo distorsionado porque dichas escalas de similitud no son necesariamente iguales. El proceso seguido para la selección de estas escalas es el siguiente:

1. Con base en las limitaciones impuestas por las instalaciones del Instituto de Ingeniería, UNAM, se escogieron las escalas agrupadas en la tabla 4.3. El subíndice m se refiere al modelo y p al prototipo.
2. Se plantearon las condiciones de semejanza al mantener la igualdad, entre el prototipo y el modelo, de los adimensionales enlistados en la tabla 4.4. Esto se hizo ya que dependen de las características del fenómeno pero no de las dimensiones
3. En la tabla 4.5 se plantearon algunas semejanzas adicionales y se determinaron las escalas de similitud que se ahí se enlistan.

Tabla 4.3 Escalas de similitud adoptadas con base en las limitaciones de las instalaciones

Escala de similitud	Factor de escala	Valor adoptado
Escala geométrica	$\lambda_L = L_m / L_p$	$\lambda_L = 1/190$
Escala de frecuencias	$\lambda_f = f_{Xm} / f_{Xp} = f_{Ym} / f_{Yp}$	$\lambda_f = 27.86$
Escala de amortiguamientos	$\lambda_\xi = \xi_m / \xi_p$	$\lambda_\xi = 1$

Tabla 4.4 Condiciones de semejanza empleadas en el escalado del edificio en estudio

Adimensional	Igualdad planteada	Escala resultante
Velocidad reducida, U_r	$U_m / (f_{xm} b_m) = U_p / (f_{xp} b_p)$	Escala de velocidades $\lambda_U = \lambda_L, \lambda_f$
Coefficiente de fuerzas, C_F	$2F_m / (A_{em} \rho_{Am} U_m^2) = 2F_p / (A_{ep} \rho_{Ap} U_p^2)$	Escala de fuerzas $\lambda_F = (\lambda_L \lambda_U)^2$
Coefficiente de presiones, C_P	$2\Delta P_m / (\rho_{Am} U_m^2) = 2\Delta P_p / (\rho_{Ap} U_p^2)$	Escala de presiones $\lambda_P = (\lambda_U)^2$
Coefficiente de momentos, C_M	$2M_{xm} / (h_m A_{em} \rho_{Am} U_m^2) = 2M_{xp} / (h_p A_{ep} \rho_{Ap} U_p^2)$	Escala de momentos $\lambda_{Mx} = \lambda_L^3 \lambda_U^2$
Relación entre densidades, R_p	$M_m / (\rho_{Am} h b_{0m}^2) = M_p / (\rho_{Ap} h b_{0p}^2)$	Escala de masas $\lambda_M = \lambda_L^3$

Tabla 4.5 Semejanzas adicionales entre el modelo y el prototipo

Variable	Semejanza	Definición de la Esc.	Esc. resultante
Tiempo	$t_m = \lambda_t t_p$	$\lambda_t = \lambda_L / \lambda_U$	Escala de tiempo $\lambda_t = 1 / \lambda_f$
Aceleración	$a_m = \lambda_a a_p$	$\lambda_a = \lambda_L / \lambda_t^2$	Escala de aceleraciones $\lambda_a = \lambda_L * \lambda_f^2$

La segunda semejanza mecánica de la tabla 4.3 se pudo plantear como $\lambda_f = f_{xm} / f_{xp} = f_{ym} / f_{yp}$, porque en el modelado del edificio, sección 3.3, se satisfizo la condición de semejanza impuesta por el producto adimensional π_8 incluido en la tabla 4.2. Otra condición que se satisfizo es la indicada por el adimensional π_7 .

De los productos adimensionales enlistados en la tabla 4.2, falta por considerar el número de Reynolds y el número de Froude. El número de Reynolds, como se mencionó en la sección 3.4.1, puede ser importante dada la forma redondeada del edificio que aquí se estudia^{(17),(21)}. El efecto de este adimensional se muestra en el capítulo 6 y se discute con detalle en el 7. Como se ha mencionado también, el número de Froude es importante para los fenómenos en los que es importante la aceleración de la gravedad. Un ejemplo de estos casos es el estudio de las fuerzas que las olas ejercen sobre un barco. En este caso es importante porque una gran cantidad de la energía empleada para impulsar el barco se disipa en forma de olas y la energía de las olas depende de la aceleración de la gravedad g . En los estudios similares al aquí tratado no suele considerarse el número de Froude⁽¹⁸⁾.

En los capítulos 6 y 7 se presentan los resultados que se obtuvieron al estudiar la influencia de los adimensionales de la tabla 4.2.

CAPÍTULO 5

INSTRUMENTACIÓN DEL MODELO Y EQUIPO PARA LA ADQUISICIÓN DE DATOS.

5.1 INSTRUMENTACIÓN Y EQUIPO

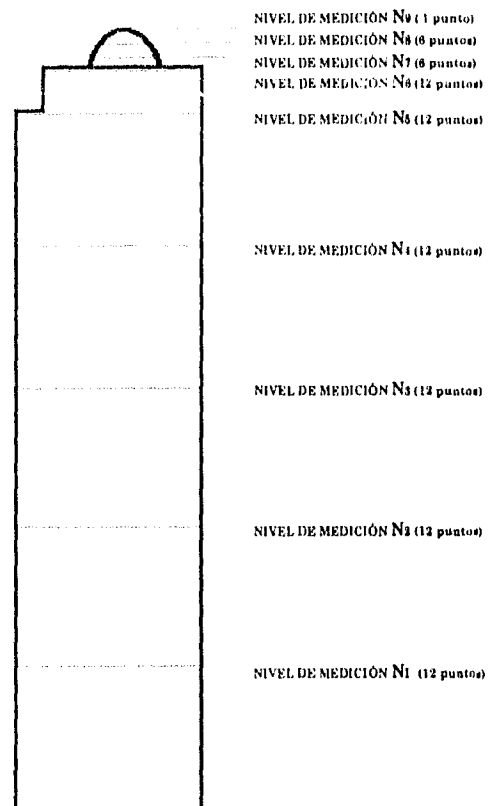
Como se mencionó en la sección 3.4.3, para la determinación de las características de la capa límite modelada dentro del túnel de viento, se midieron historias de presiones en los puntos ahí descritos. Las mediciones de estas presiones se hicieron empleando un tubo pitot en cada punto de medición. Los tubos pitot se conectaron a los transductores de presión descritos abajo y una vez digitizadas las señales se filtraron con un instrumento virtual, como se describe en la sección 5.2.

Por las razones descritas en el capítulo 6, se midieron las siguientes cantidades físicas:

1. Presiones medias y dinámicas en 85 puntos sobre el modelo
2. Aceleraciones medias y dinámicas en la parte superior del modelo
3. Deformaciones unitarias en el dispositivo de apoyo.

La medición de presiones se realizó empleando un sistema de calibración, acondicionamiento y adquisición de datos, denominado HyScan 1000, de la compañía Estadounidense Scanivalve.

En los 85 puntos indicados en la figura 5.1 se hicieron orificios y se conectaron una manguera de 1 mm de diámetro interior en cada uno de ellos. Cada manguera se conectó a su vez a un transductor de presión de los que forman parte del sistema HyScan 1000.



(a) Alzado

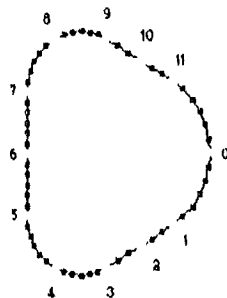
(b) Nivel de medición N_i, $i = 1, 2, \dots, 5$

Fig. 5.1 Puntos de medición de presiones sobre la superficie del modelo

Los transductores de presión que se emplearon son los ZOC23B. Estos transductores permiten medir presiones a una frecuencia de muestreo de hasta 450 Hz y almacenarlos en una PC equipada con una tarjeta de 16 bits de 64 canales. La tarjeta que se usó para este fin fue una LSDAS-16, marca Analogic. Las señales de los ZOC23B se acondicionan con el equipo mostrado en la figura 5.2, el cual también incluye el calibrador y ajuste de ceros de dichos transductores de presión. Una vez digitizadas las señales de presión se filtraron como se describe en la sección 5.2.

Las aceleraciones en la parte superior del modelo se midieron empleando acelerómetros piezoeléctricos de cuarzo, marca PCB, modelo 484B02. Estos acelerómetros son adecuados para trabajar en un intervalo de temperaturas de -40 a 90^o C, pesan 2 gramos, permiten medir incluso impactos y tienen una respuesta uniforme en el intervalo 1-1000 Hz \pm 5 %. Para el acondicionamiento de las señales de aceleraciones se emplearon los módulos originales de los fabricantes. Las señales de salida de estos módulos se pasaron por un filtro pasabajo tipo Butterworth de orden 4, marca Rockland, modelo 1022 F. Con este filtro se eliminaron los armónicos de frecuencia superior a 50 Hz. Las señales filtradas se pasaron por un módulo SCXI-1121, el cual se describe posteriormente, para amplificarlos por un factor (ganancia) de 500 unidades y enviarlos a una tarjeta de adquisición de datos de 12 bits de 64 canales. Una vez digitizadas las señales se filtraron, por segunda vez, como se describe posteriormente en la sección 5.2.

Los módulos SCXI-1121, en conjunto con los SCXI-1000, SCXI-1321 y una tarjeta de adquisición de datos, constituyen un sistema adecuado para acondicionar señales de extensómetros, acelerómetros, CTDs y termopares. Estos módulos se alcanzan a apreciar sobre el CPU de la figura 5.2. La tarjeta que se empleó como parte de este sistema fue una ATMIO 64F-5 de 64 canales de 12 bits. Cabe mencionarse que este sistema es fabricado por la compañía Estadounidense National Instruments.

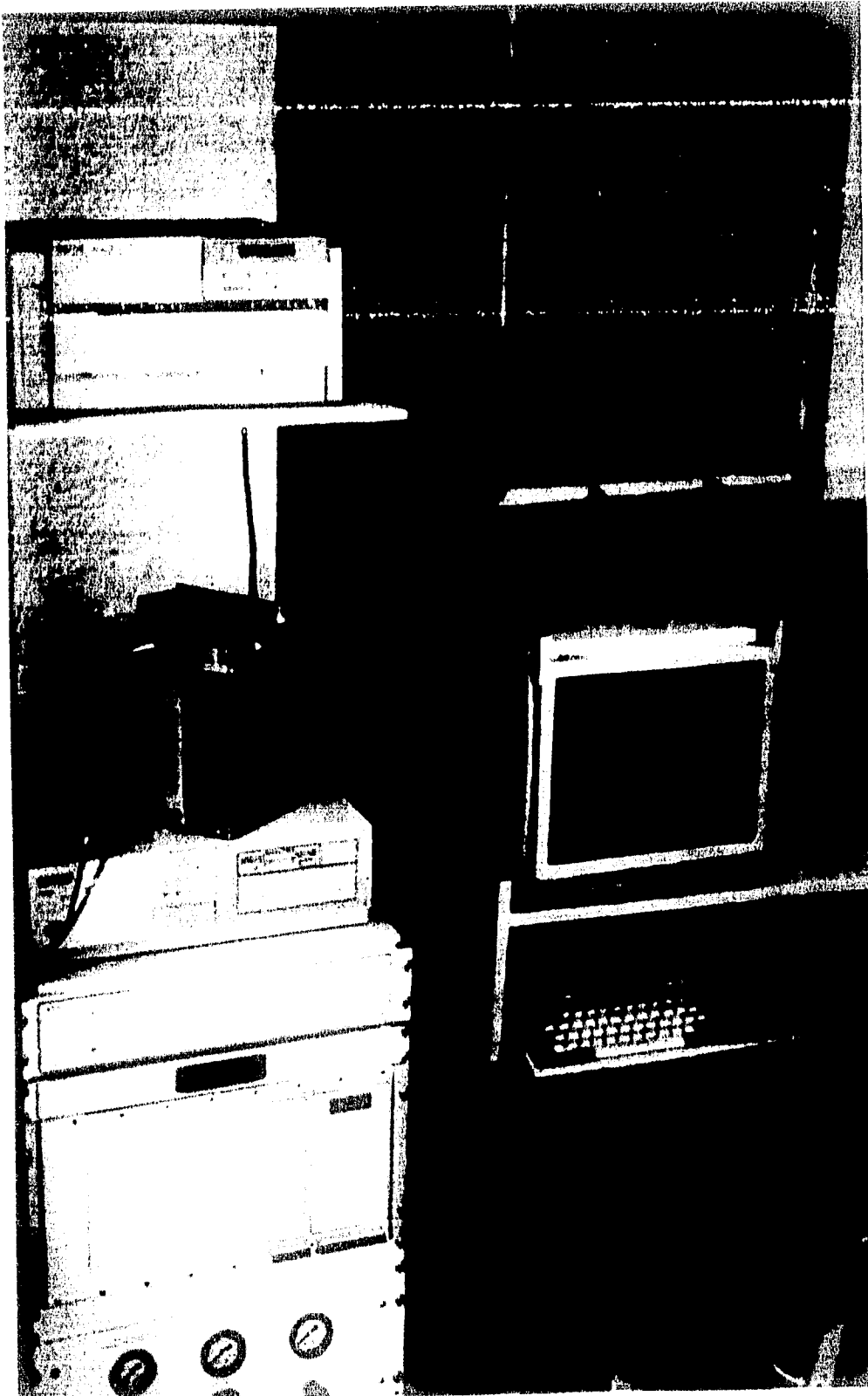


Fig 5.2. Módulos SCXI sobre el CPU y sistema HyScan 1000 empleado para acondicionar, calibrar y analizar los datos de las transacciones de energía ZEPSE.

El dispositivo de apoyo se instrumentó con extensómetros (Strain Gauges), en cantidad y orden necesarios, para determinar las historias en el tiempo de las seis componentes de fuerza. El acondicionamiento de los extensómetros se hizo por medio del sistema descrito en el párrafo anterior.

5.2 SOFTWARE PARA LA ADQUISICIÓN Y EL ANÁLISIS DE SEÑALES

En el proceso de adquisición de datos se emplearon dos programas de computadora, el propio del sistema HyScan 1000 y el LabView para Windows patentado por la compañía National Instruments. El segundo es en realidad un compilador que permite construir instrumentos virtuales para adquisición de señales, su filtrado y análisis. La programación se realiza por medio del lenguaje gráfico G. Para el desarrollo de este trabajo se construyeron varios instrumentos virtuales, uno de ellos fue un analizador de espectros que simula un HP-3582-A con características mejoradas. En las figuras 5.3 y 5.4, respectivamente, se presentan el programa fuente y una pantalla del programa ejecutable de este instrumento virtual.

Estos instrumentos virtuales sirvieron para la adquisición de datos a través de los módulos SCXI y para analizar todas las señales digitizadas de presiones, aceleraciones y deformaciones unitarias. El filtrado de éstas señales, se realizó con un instrumento virtual empleando un filtro Butterworth de orden 20, tipo pasabajo, que eliminó los armónicos de frecuencia superior a 20 Hz. Con el fin de eliminar el retardo (delay) y las condiciones de frontera impuestos por el filtro, las señales se filtraron cuatro veces sucesivas después de activar la "memoria" del filtro.

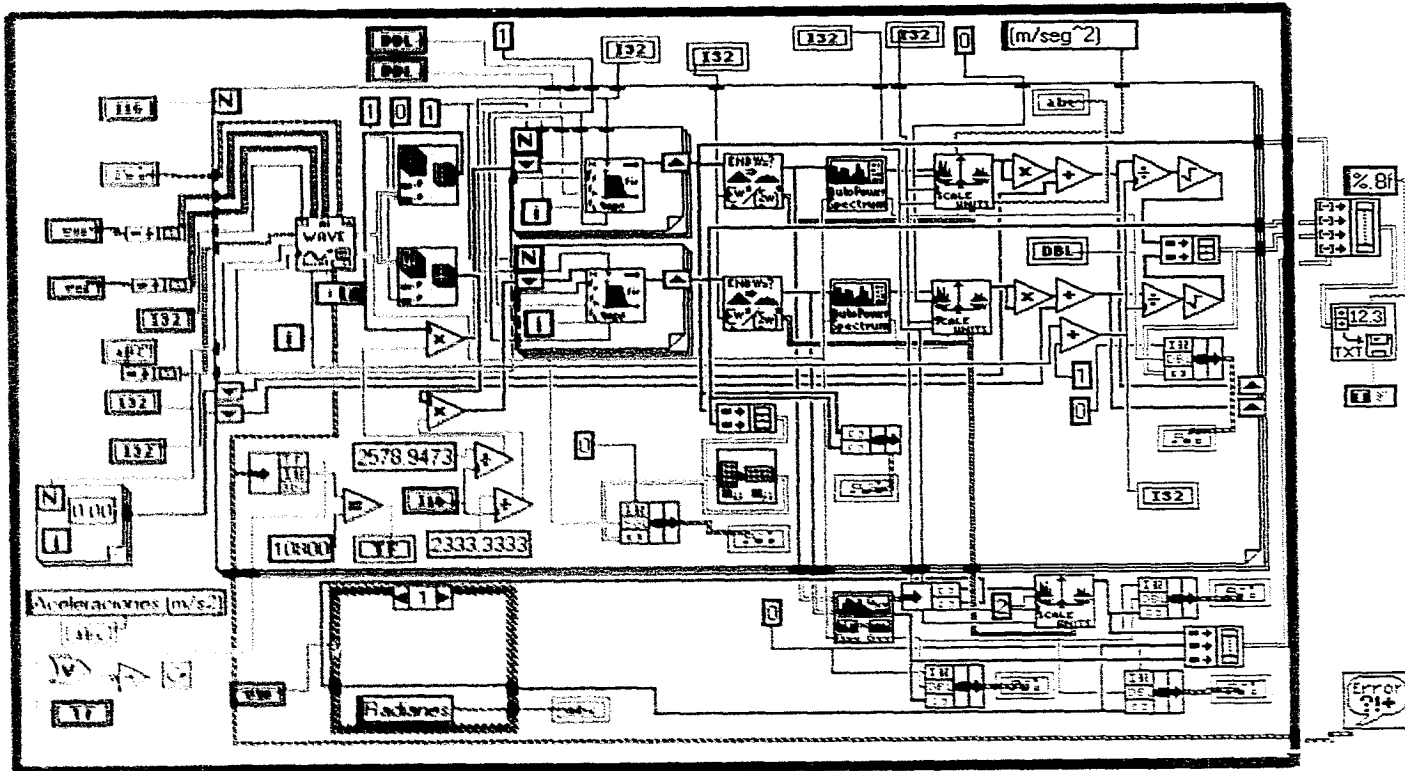


Fig. 5.3 Programa fuente, en lenguaje G, del instrumento virtual que simula un analizador de espectros HP-3582-A con características mejoradas.

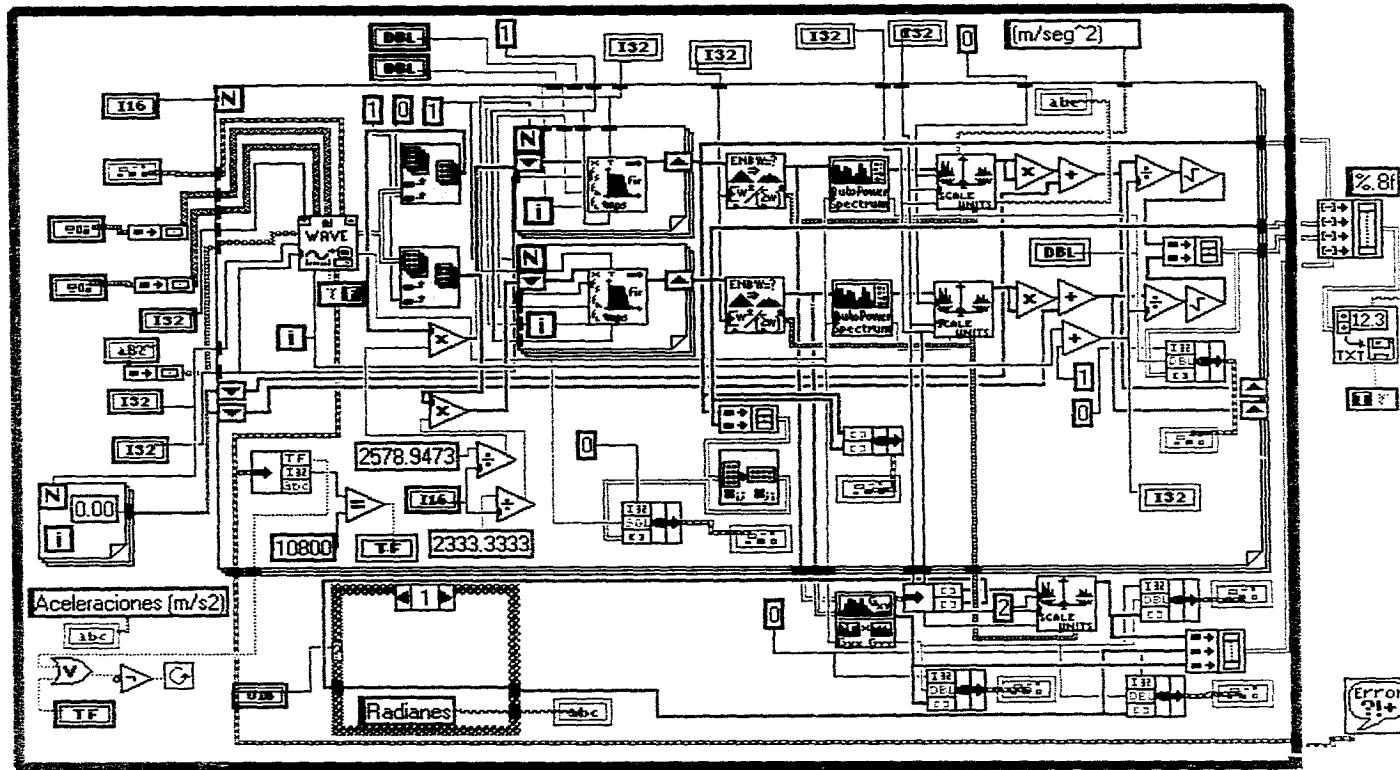
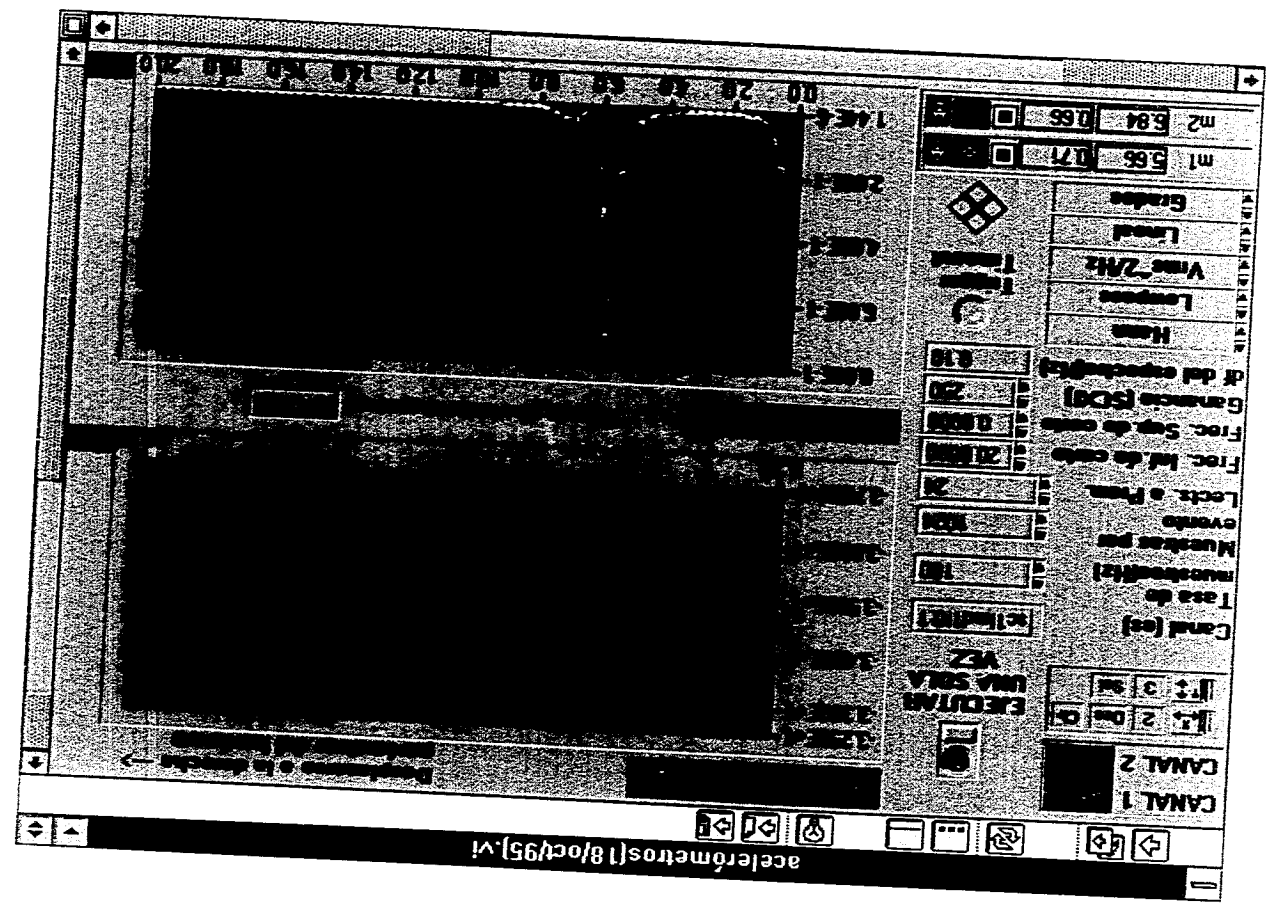


Fig. 5.3 Programa fuente, en lenguaje G, del instrumento virtual que simula un analizador de espectros HP-3582-A con características mejoradas.

Fig. 5.4 Una pantalla del instrumento virtual programado en lenguaje G, dentro de LabView, que simula un analizador de espectros HP-3582-A con características mejoradas.



CAPÍTULO 6

TRABAJO EXPERIMENTAL

El propósito fundamental de este trabajo fue determinar los valores de la velocidad reducida (adimensional π'_1 de la tabla 4.2), en los que se presentan algún o algunos fenómenos de inestabilidad aeroelástica y los efectos de estos fenómenos sobre el edificio en estudio. Dichos valores se conocen como velocidades reducidas críticas. Los fenómenos aeroelásticos que se esperaba se presenten son tres: desprendimiento de vórtices, separación de la capa límite y golpeteo (buffeting). Para esto se estudiaron las relaciones entre algunos productos adimensionales descritos en el capítulo cuatro y los resultados se indican abajo. Dichas relaciones se estudiaron para diferentes velocidades del flujo y ángulos de ataque.

El modelo se ensayó con el viento actuando en siete ángulos de ataque, 0° , 30° , 60° , 90° , 120° , 150° y 180° , medidos como se indica en la figura 3.4. Las velocidades a las que se ensayó, para cada uno de estos ángulos, fueron : $\bar{U}(1hr, 105m) = 4.64, 6.10, 7.63, 9.15, 10.68$ y 12.2 m/s, a escala del modelo. Sin embargo, en este escrito no se han incluido todas las mediciones hechas en estos 42 casos; solo se ha incluido la mínima cantidad de resultados necesaria para fundamentar las discusiones del capítulo 7.

Tanto durante las pruebas como durante la calibración del túnel de viento, se tomó la precaución de esperar que el efecto de un cambio en la frecuencia de la hélice del túnel se manifieste completamente en las masas de aire. Se observó que un minuto después de que se alcanzara una frecuencia de rotación menor que 15 Hz, el flujo

alcanzaba su velocidad media correcta. A frecuencias mayores, los tiempos de retardo se observó que eran más pequeños. También se tomó la precaución de poner a funcionar el túnel durante una hora antes de empezar a realizar las mediciones. Este tiempo es el que se observó como suficiente para que las lecturas de las cantidades físicas que se midieron, no se vieran afectadas por el cambio de temperatura de los instrumentos, la del aire dentro del túnel y su humedad. La manera en la que se procedió para determinar que este tiempo fuera el suficiente, fué verificando la repetitividad de ciertas lecturas para diferentes tiempos de "calentamiento" del equipo. En realidad se observó que menos de 15 minutos era suficiente, sin embargo, por seguridad, se adoptó el tiempo de una hora.

Las mediciones hechas fueron altamente repetitivas. Algunas fueron realizadas por segunda ocasión después de 20 días, luego que la temperatura cambió de un promedio de 16 a 10° C y la humedad relativa de 45 a 53 % y, sin embargo, se obtuvieron los mismos resultados desde un punto de vista estadístico.

Con el fin de identificar la ocurrencia de desprendimientos de vórtices y la separación de la capa límite, pueden emplearse métodos de visualización por medio de humo o gas químicamente activo. Otras alternativas son, el análisis espectral y la observación del cambio en la distribución de presiones sobre la superficie del cuerpo⁽⁴³⁾. Estas últimas son las que se usaron en este trabajo y por esto se midieron las presiones medias y dinámicas, para los 42 casos mencionados arriba, en los 85 puntos indicados en la sección 5.1.

Con el objeto de evaluar los efectos que el viento bajo diferentes condiciones impone sobre el edificio, pueden emplearse las presiones arriba mencionadas, las aceleraciones y las fuerzas totales. La integración de las presiones permitió cuantificar las acciones sobre las fachadas de la estructura, las fuerzas y momentos totales que obran sobre ella y la variación de los adimensionales π'_1 , π'_2 y π'_3 en función del tiempo y del adimensional π'_5 .

6.1 RESPUESTAS DINÁMICAS DE LA ESTRUCTURA

Las historias de presiones en los puntos indicados en la sección 5.1, fueron muestreadas a una frecuencia de 90 Hz durante 180 segundos, a escala del modelo. Estas historias fueron divididas posteriormente en subconjuntos con duración congruente con los cálculos que se presentan en las siguientes secciones. Sin embargo, las presiones no se presentan como historias en el tiempo, sino como perfiles de presión que resultaron de conjuntar las presiones de varios puntos en un instante dado. Además se muestran a escala del modelo.

Para obtener las presiones a la escala del protipo, de acuerdo con el análisis del capítulo 4, basta dividir las presiones mostradas entre 0.0215

Las historias de aceleraciones en las direcciones de los ejes X y Y medidos sobre la azotea se muestrearon a una frecuencia de 100 Hz durante 180 segundos y también se presentan a escala del modelo. Para extrapolarlas a la escala natural es necesario dividir las entre $\lambda_a = 4.0852$.

6.1.1 PERFILES DE PRESIONES Y ESPECTROS DE POTENCIAS DE PRESIONES EN EL PLANO VERTICAL DE SIMETRÍA

Se presentan secuencias de perfiles de presión, espaciados a cada 0.011 segundos, a escala del modelo. Los perfiles de presiones sobre la cúpula se dibujaron como se indica en el capítulo 2, es decir, la línea que describe la cúpula corresponde al eje cero y en dirección transversal a cada uno de sus puntos se dibujaron, a escala, las presiones correspondientes. Las presiones dibujadas por fuera de la sección indican presiones y los interiores indican succiones. Los perfiles de presiones sobre el cuerpo principal es la segunda y última excepción hecha en este trabajo en la manera de dibujarlos, la primera fué en el segundo ejemplo de la sección 2.1. En este caso las presiones sí se

dibujaron a escala y perpendicular al punto correspondiente, pero, los dibujados fuera de la cara de barlovento indican presiones y los dibujados fuera de la cara de sotavento indican succiones.

En las siguientes figuras se muestran la sección vertical mencionada y a la derecha se duplica la cúpula a otra escala, con las presiones prácticamente a la misma escala, para mostrar con detalle la variación de presiones sobre ella. Cada una de las curvas suavizadas que se muestran corresponde al polinomio que intersecta todas las presiones medidas.

6.1.1.1 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE CERO

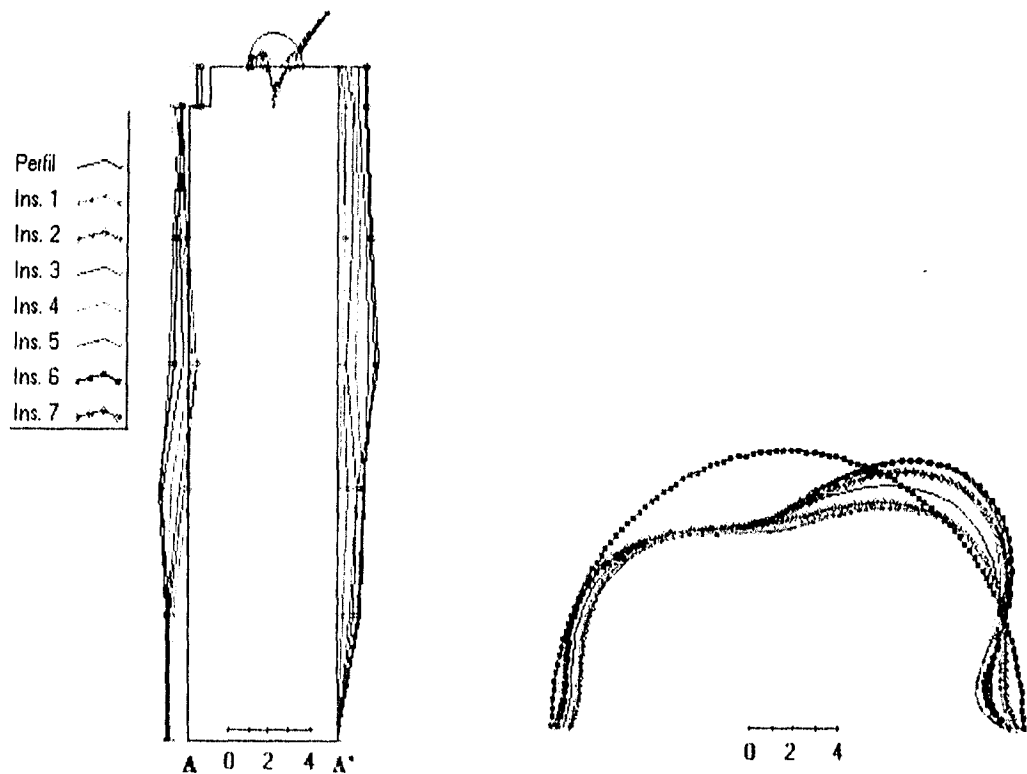


Fig. 6.1 (a) Perfiles instantáneos de presión en gf/cm^2 , a escala del modelo

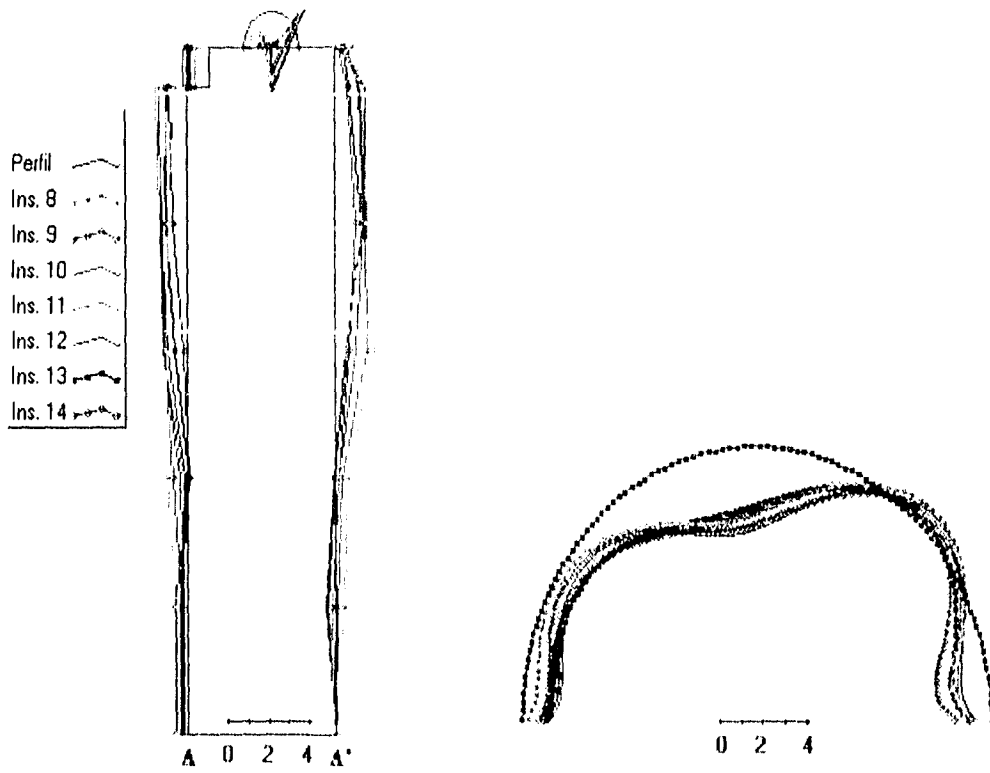


Fig. 6.1 (b) Perfiles instantáneos de presión en gf/cm^2 , a escala del modelo

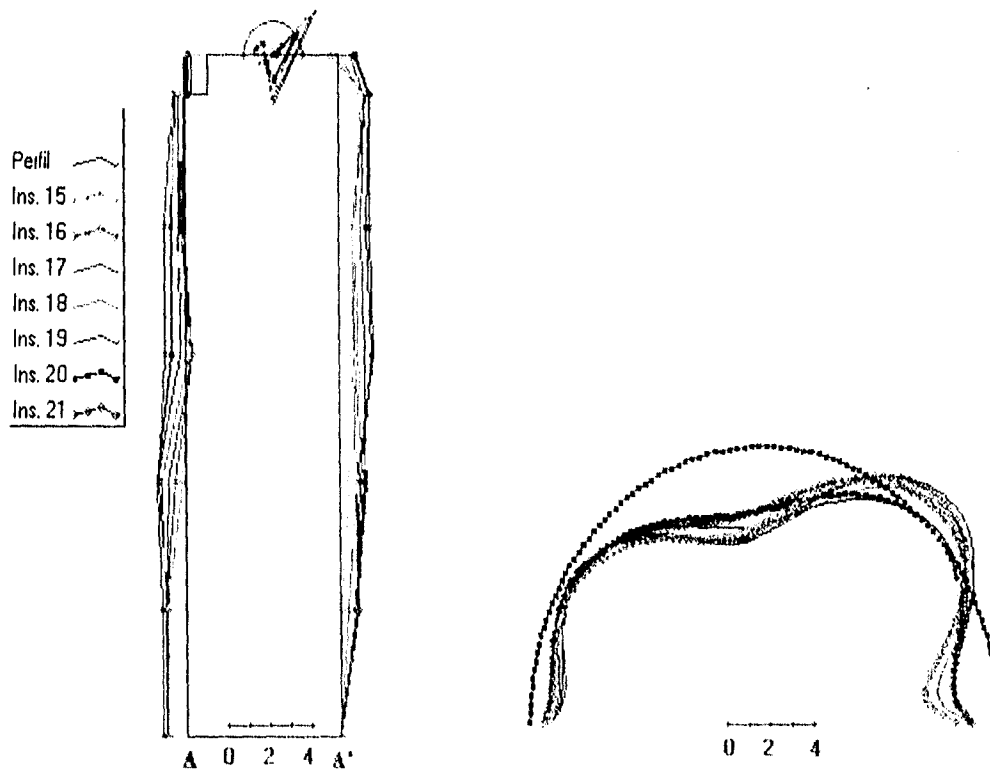


Fig 6.1 (c) Perfiles instantáneos de presión en gf/cm^2 , a escala del modelo

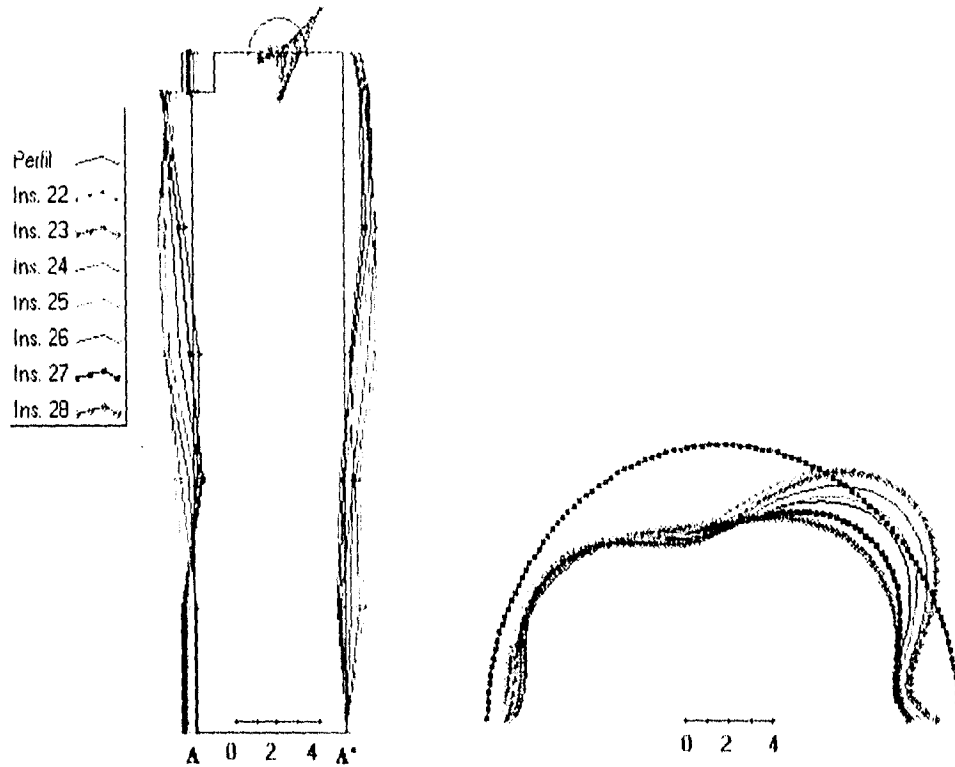


Fig 6.1 (d)

Fig. 6.1 Secuencia de 28 perfiles de presiones registradas cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 299.5 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 s. La escala indica gf/cm^2 a escala del modelo.

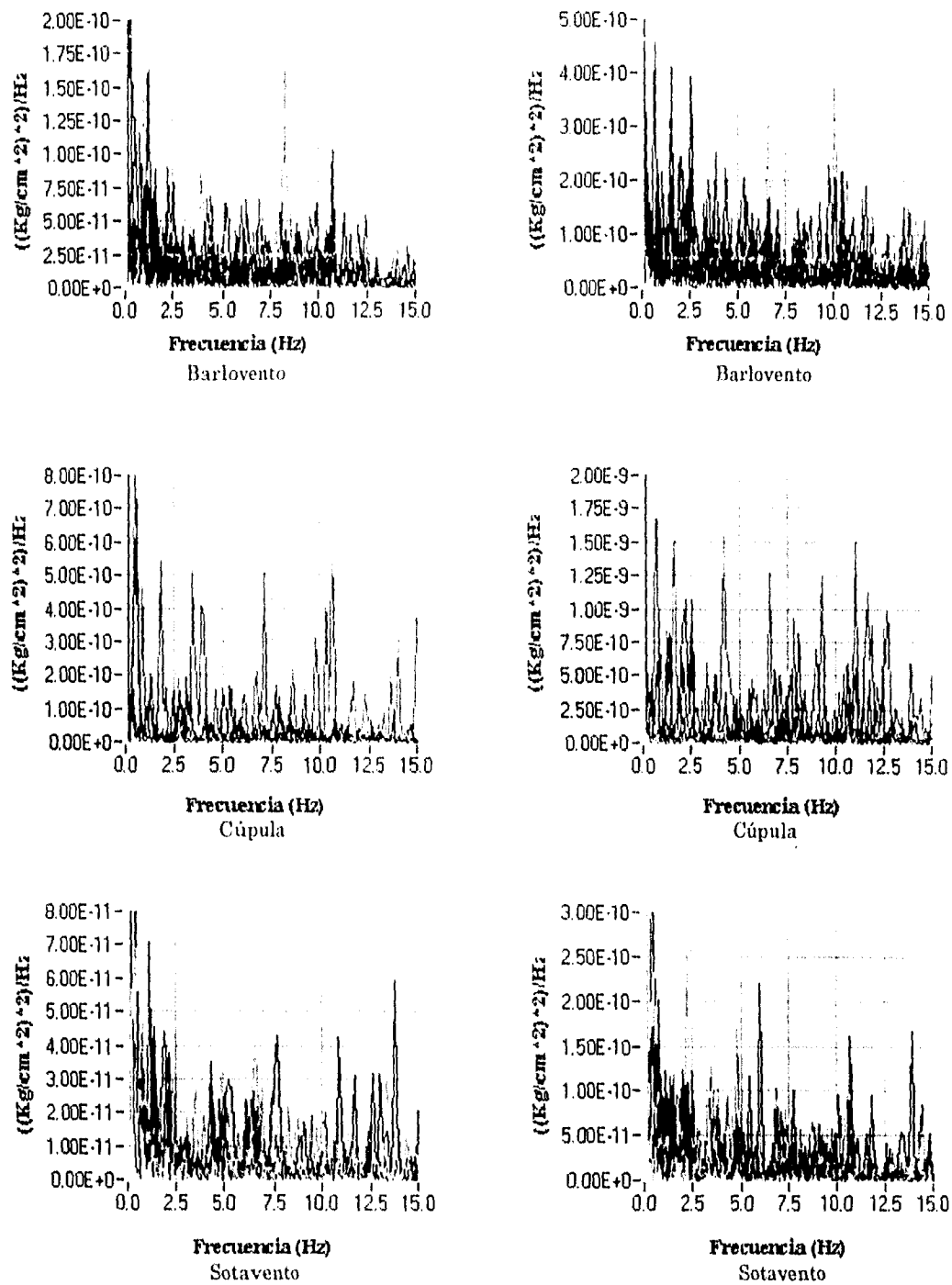


Fig. 6.2 Espectros de potencia de presiones en los puntos de medición del plano vertical de simetría. La primera columna corresponde al viento con una velocidad de 112 km/h y la segunda con 147.3 km/h.

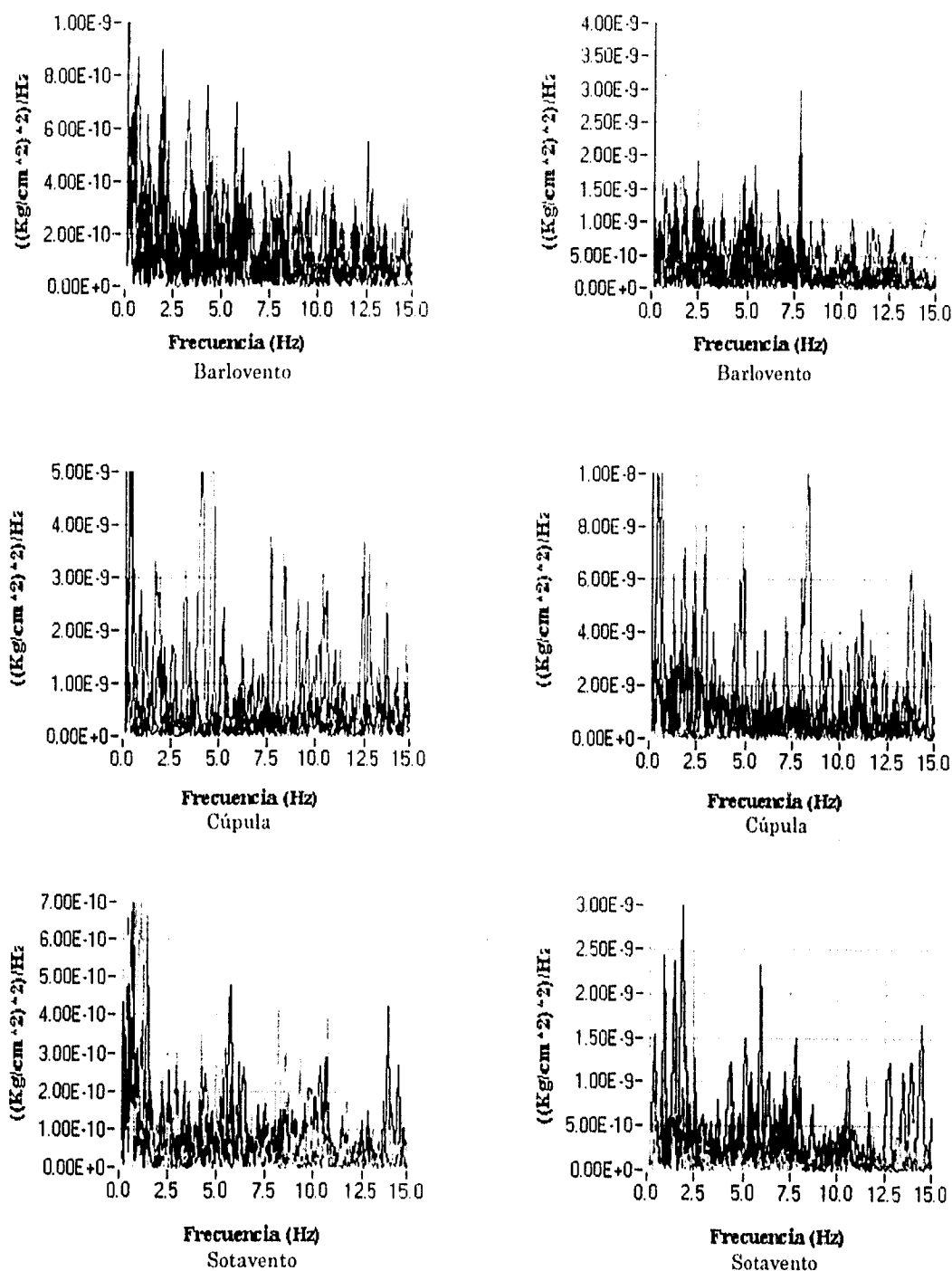


Fig. 6.3 Espectros de potencia de presiones en los puntos de medición del plano vertical de simetría. La primera columna corresponde al viento con una velocidad de 184.1 km/h y la segunda con 221.0 km/h.

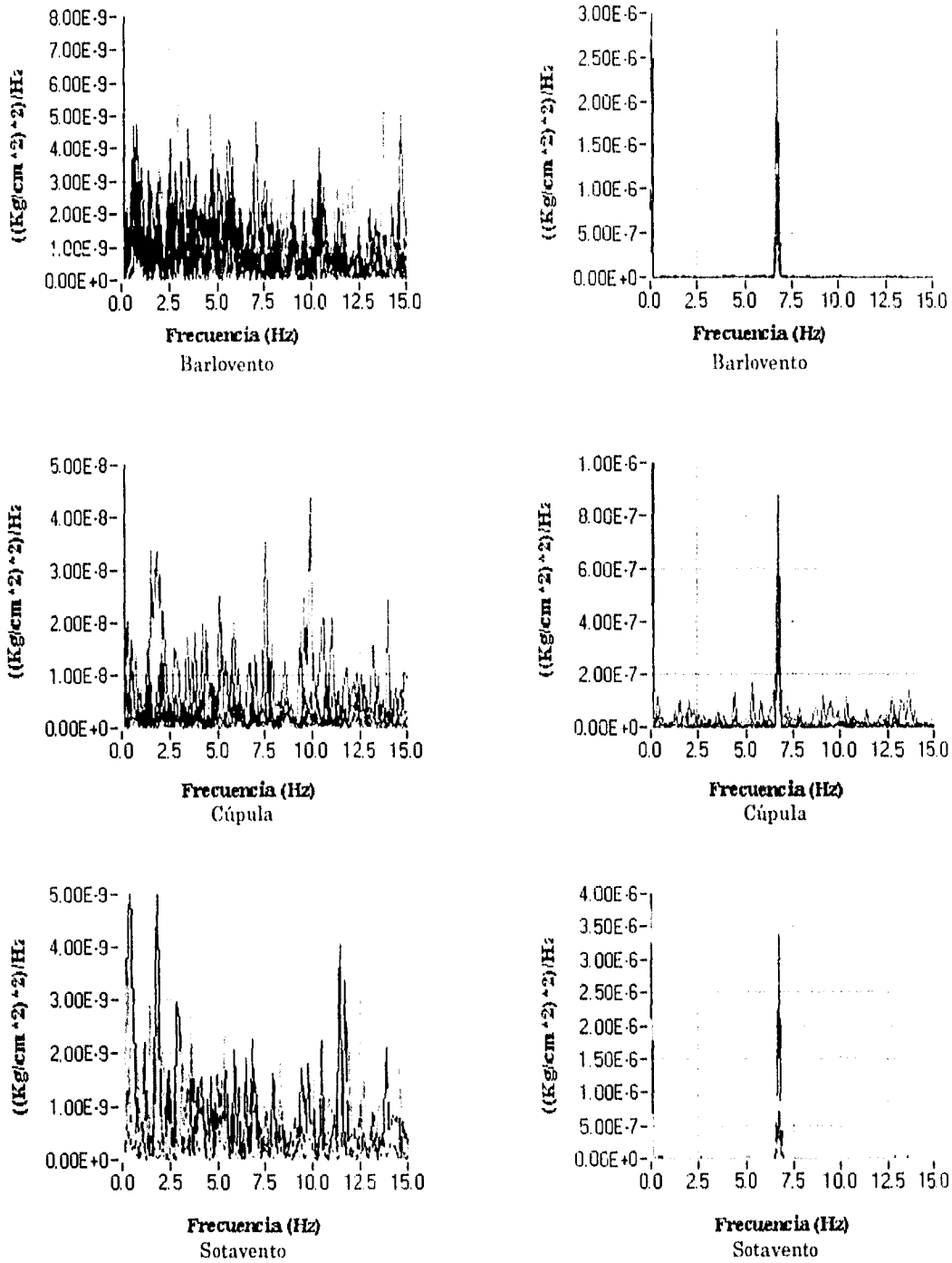
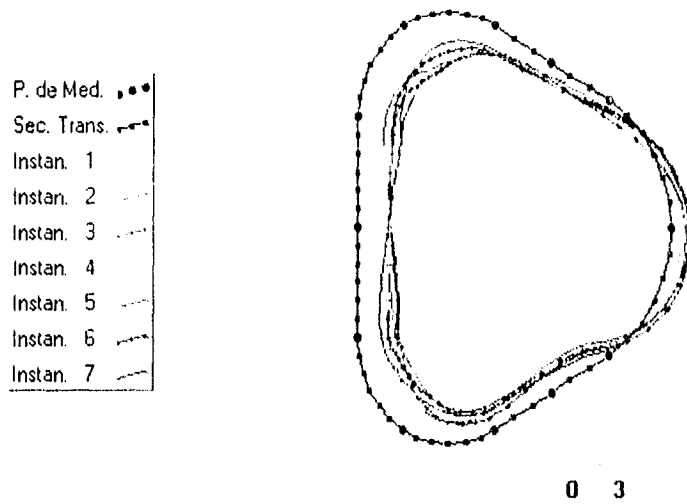


Fig. 6.4 Espectros de potencia de presiones en los puntos de medición del plano vertical de simetría. La primera columna corresponde al viento con una velocidad de 257.8 km/h y la segunda con 299.5 km/h.

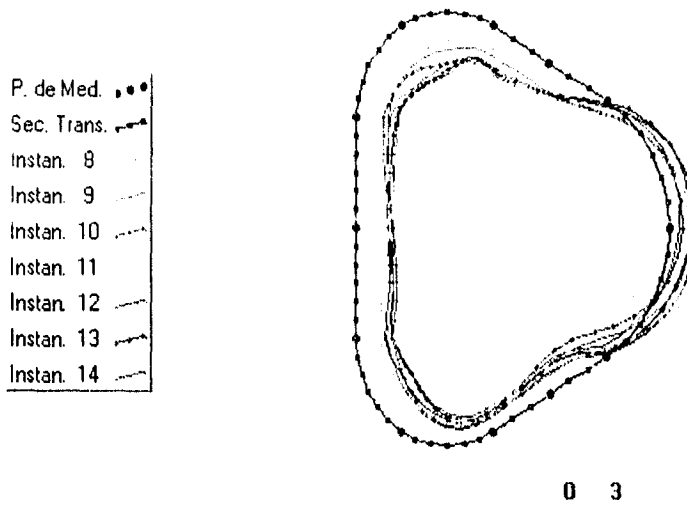
6.1.2 PERFILES DE COEFICIENTES DE PRESIONES EN VARIAS SECCIONES TRANSVERSALES DEL EDIFICIO.

En esta sección, a diferencia de la sección anterior, se presentan secuencias de perfiles de coeficientes de presión (adimensional π'_1 de la tabla 4.2), para diferentes niveles de velocidad en el túnel. Los valores que se muestran fueron determinados con base en las velocidades de ráfaga de 15 segundos correspondientes a la misma altura de las presiones en cuestión. El tiempo transcurrido entre los perfiles que se muestran es de 0.011 segundos, a escala del modelo y se dibujaron como se describe en el capítulo 2, y se repite al inicio de la sección anterior para el caso de la cúpula.

6.1.2.1 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE CERO

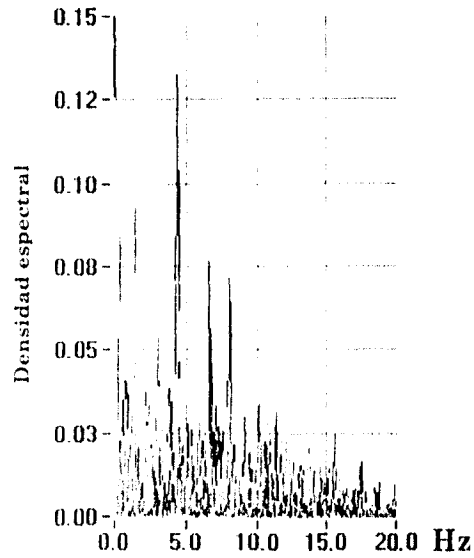


(a)



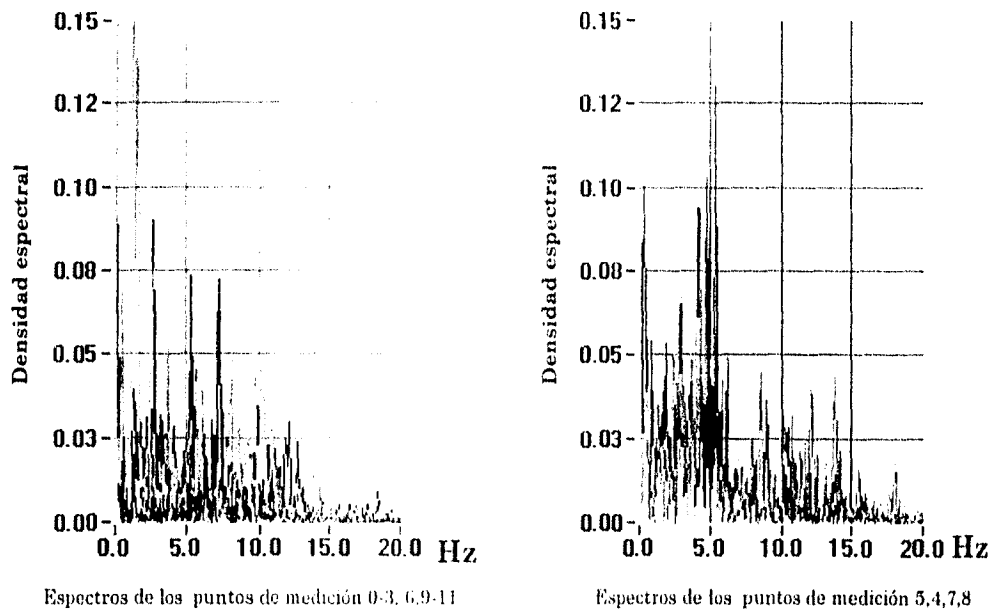
(b)

Fig. 6.5 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 112.0 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 s.



Espectros de los 12 puntos de medición

(a) Velocidad de 112.0 km/h a 205 mts de altura



(b) Velocidad de 147.3 km/h a 205 mts de altura

Fig. 6.6 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel medición uno.

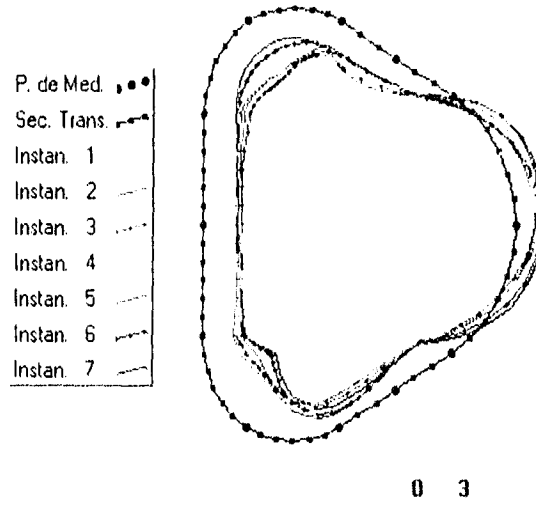


Fig 6.7 (a)

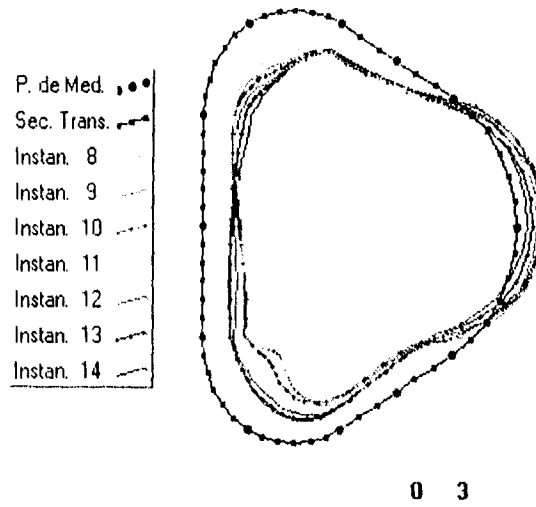


Fig 6.7 (b)

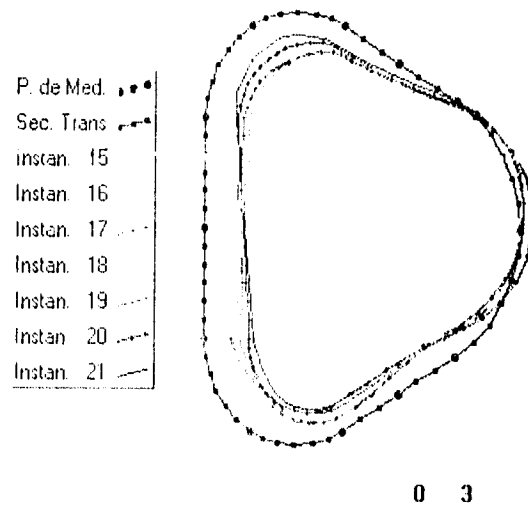


Fig 6.7 (c)

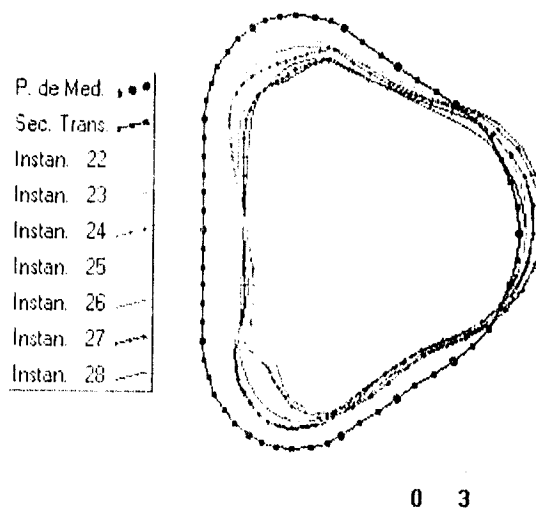


Fig 6.7 (d)

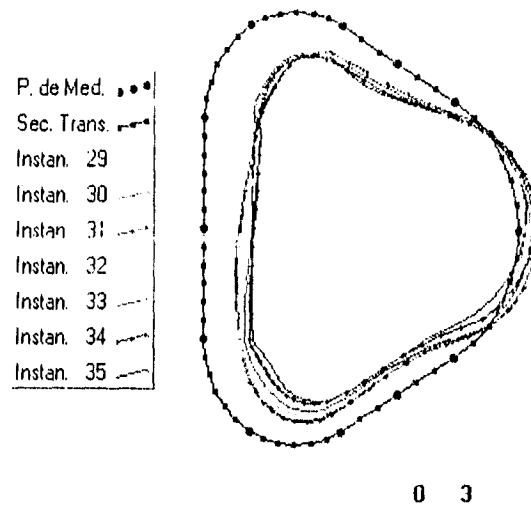


Fig 6.7 (e)

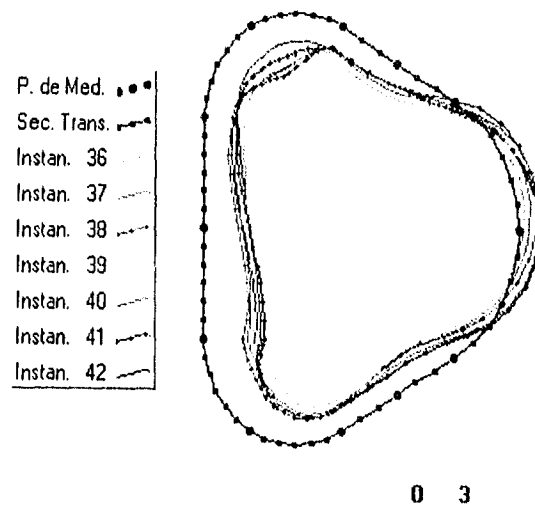


Fig 6.7 (f)

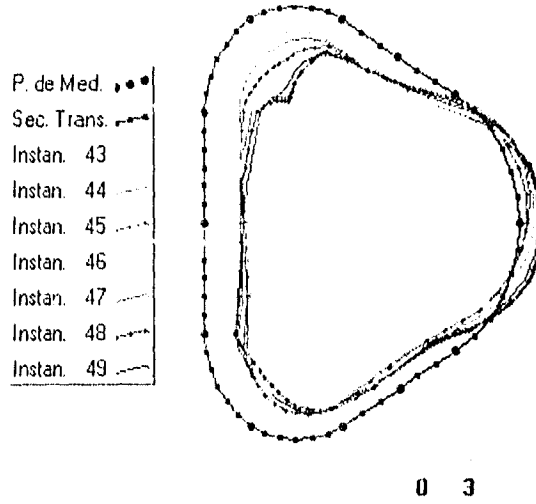


Fig 6.7 (g)

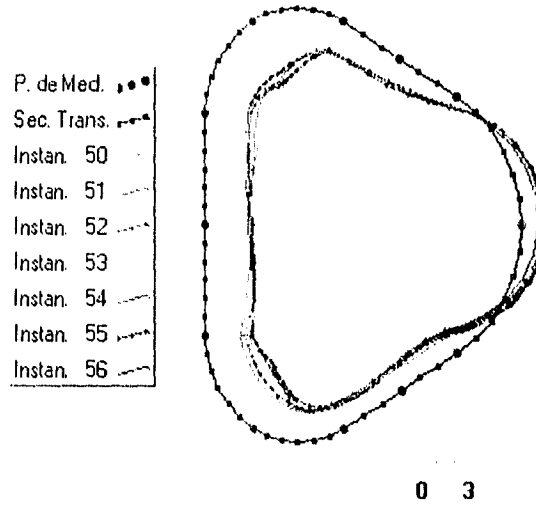


Fig 6.7 (h)

Fig. 6.7 Secuencia de 56 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 184.1 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.

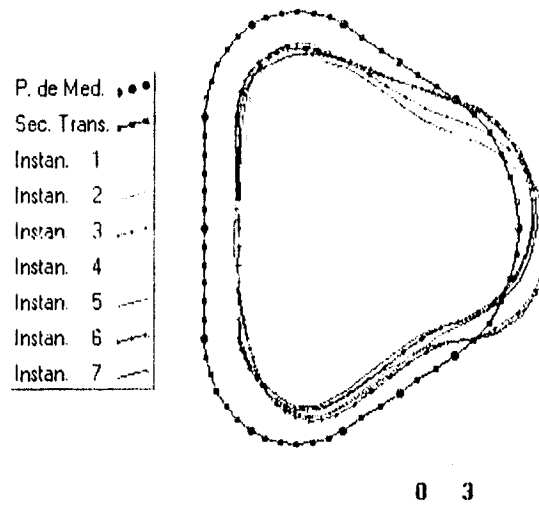


Fig 6.8 (a)

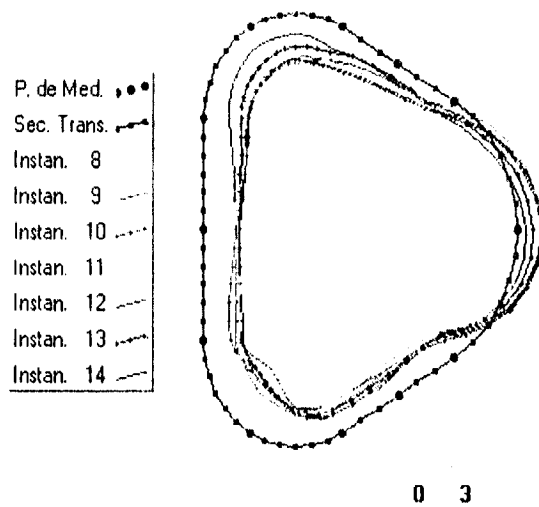
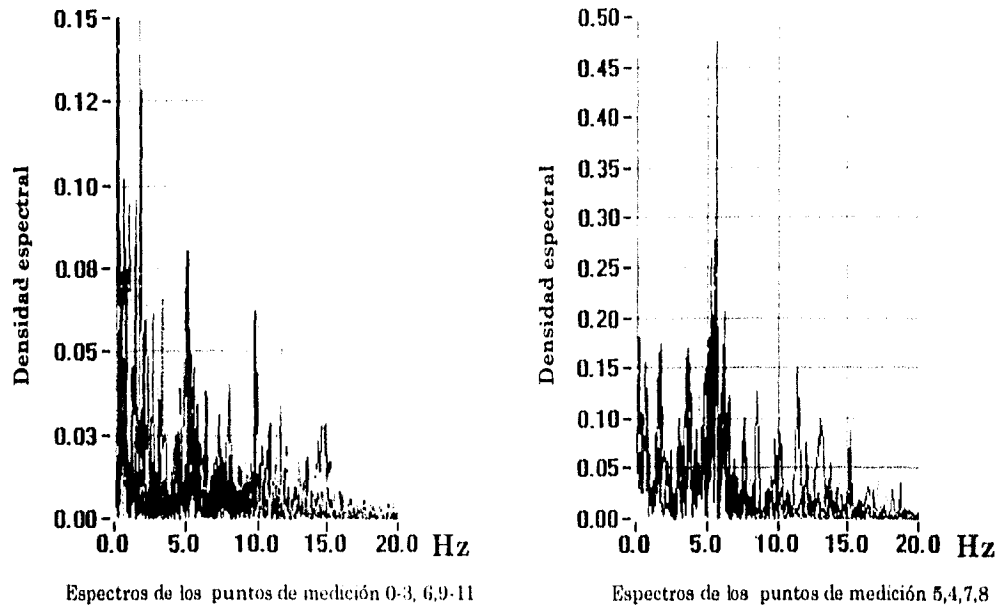
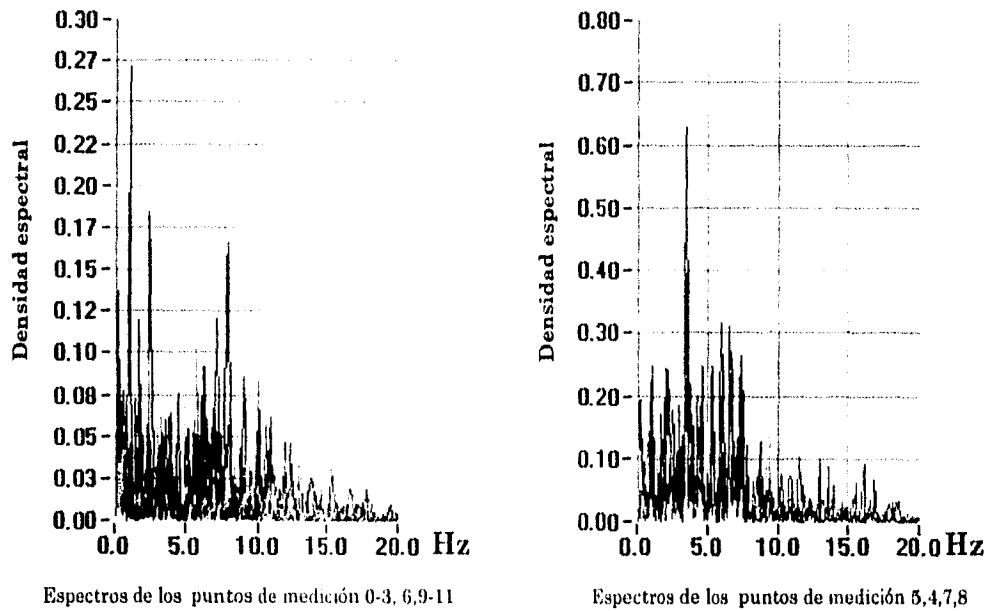


Fig 6.8 (b)

Fig. 6.8 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 221.0 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.



velocidad de 184.1 km/h a 205 mts de altura



velocidad de 221.0 km/h a 205 mts de altura

Fig. 6.9 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel de medición uno.

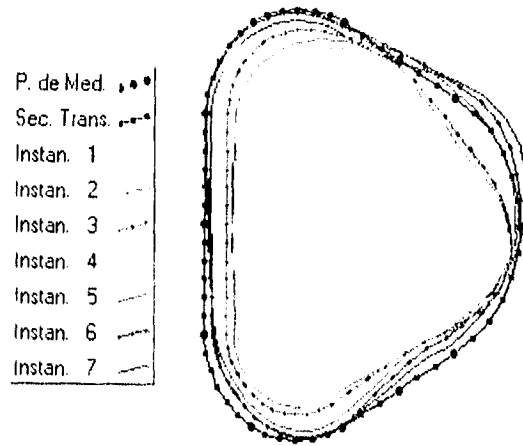


Fig 6.10 (a) 0 6

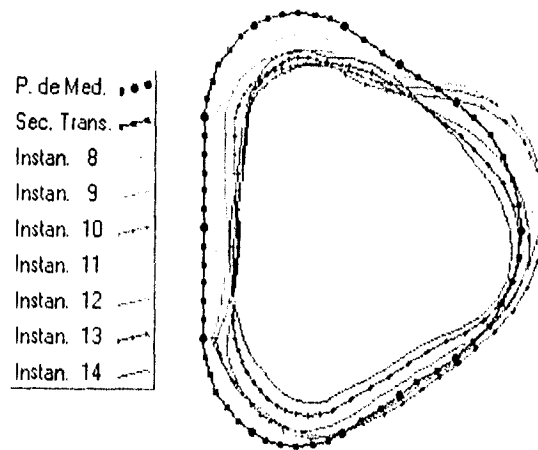


Fig 6.10 (b) 0 6

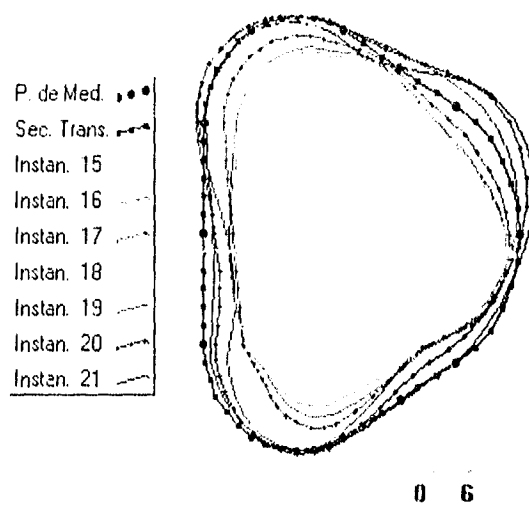


Fig 6.10 (c)

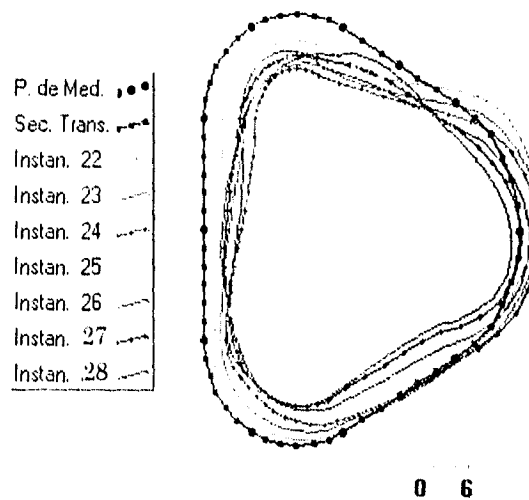
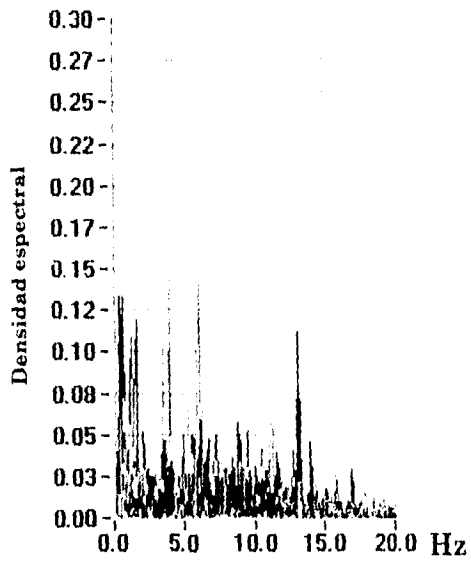
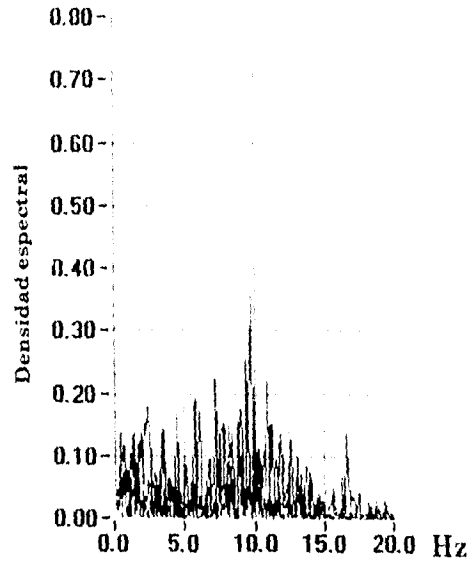


Fig 6.10 (d)

Fig. 6.10 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 299.5 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.

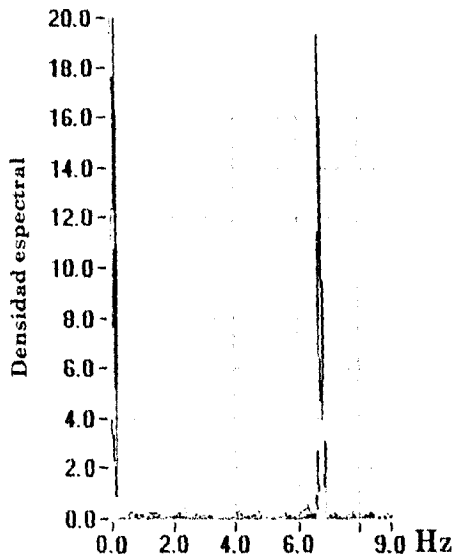


Espectros de los puntos de medición 0-3, 6,9-11



Espectros de los puntos de medición 5,4,7,8

velocidad de 257.8 km/h a 205 mts de altura



Espectros de todos los puntos de medición

velocidad de 299.5 km/h a 205 mts de altura

Fig. 6.11 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel de medición uno.

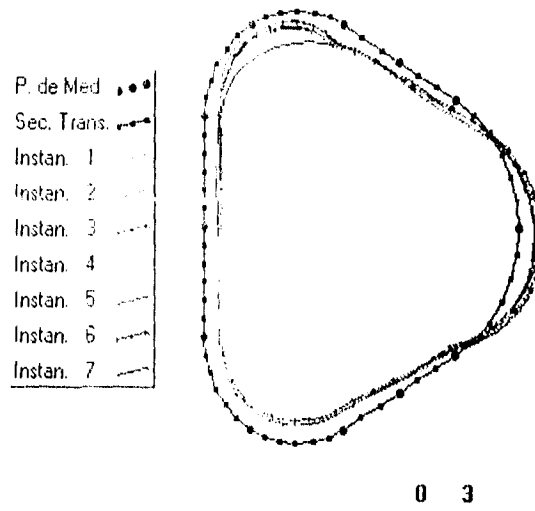


Fig. 6.12 (a)

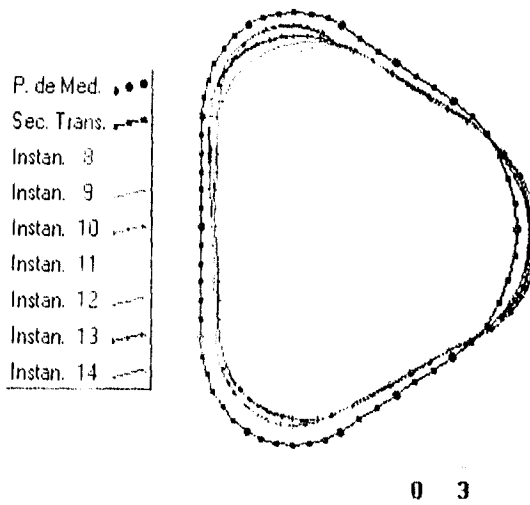


Fig. 6.12 (b)

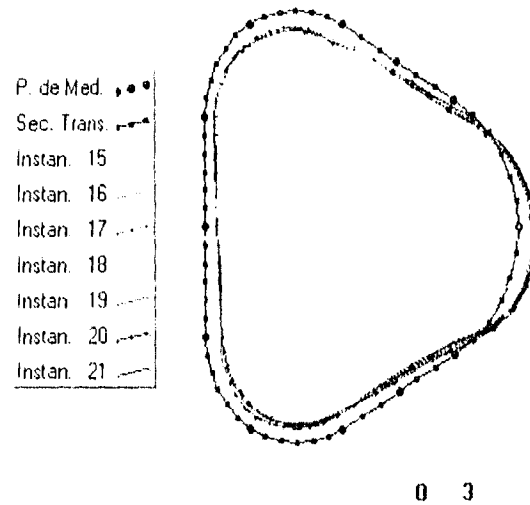


Fig. 6.12 (c)

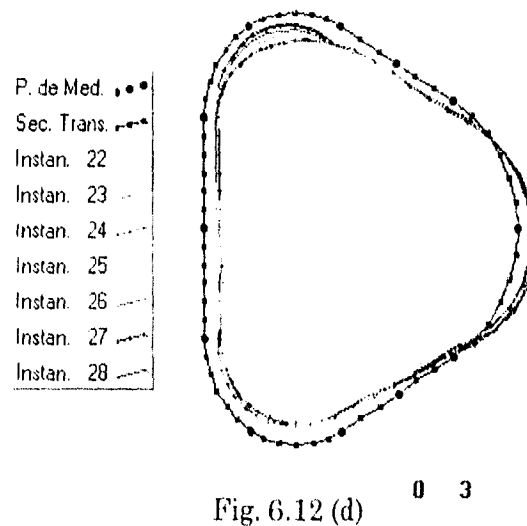


Fig. 6.12 (d)

Fig. 6.12 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición cuatro cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 184.1 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.

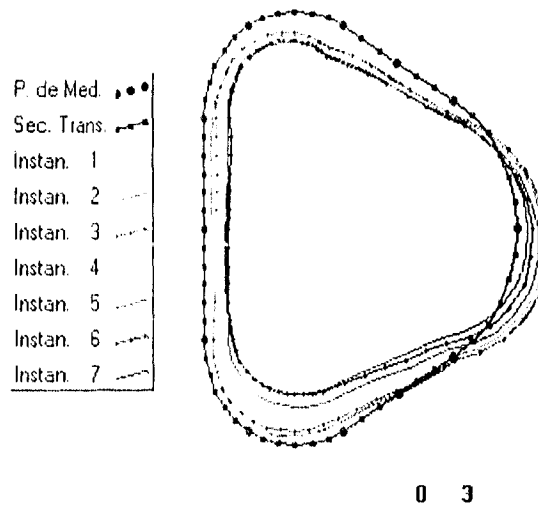


Fig 6.13 (a)

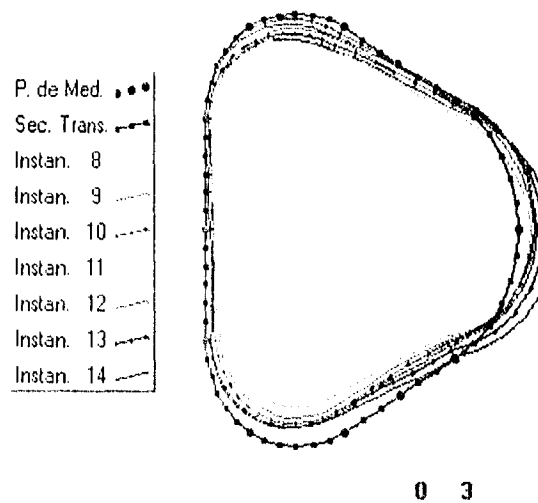
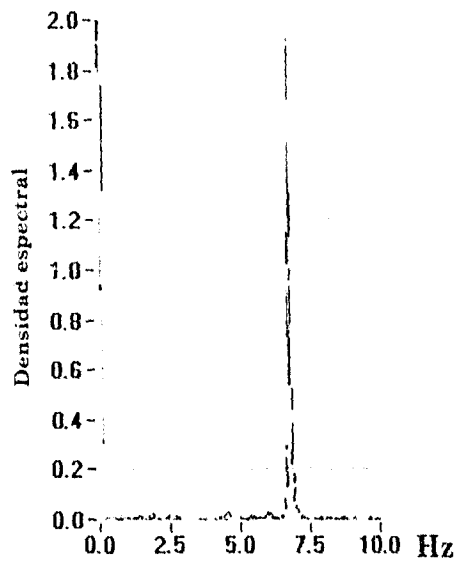


Fig 6.13 (b)

Fig. 6.13 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición cuatro cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 299.5 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.



Espectros de todos los puntos de medición

velocidad de 299.5 km/h a 205 mts de altura

Fig. 6.14 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel de medición cuatro.

6.1.2.2 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 60°

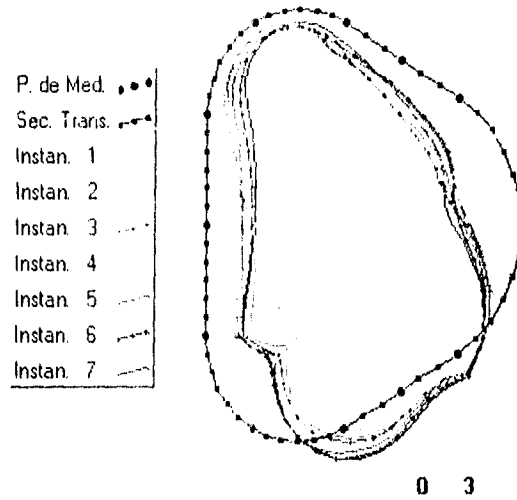


Fig 6.15 (a)

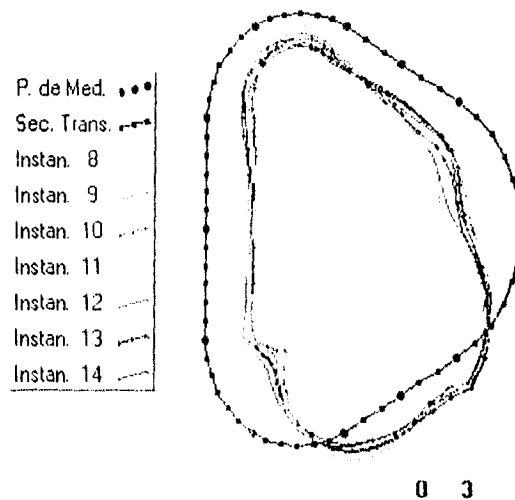


Fig 6.15 (b)

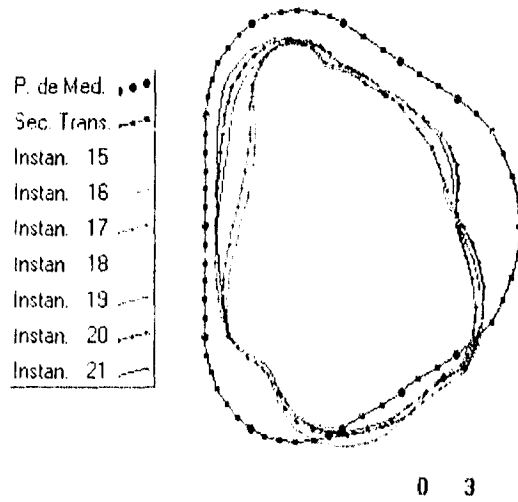


Fig 6.15 (c)

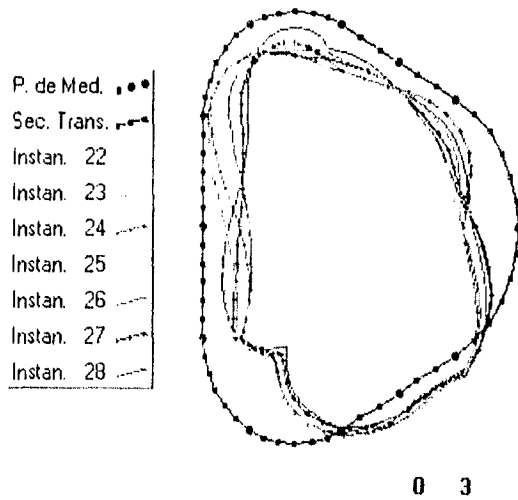


Fig 6.15 (d)

Fig. 6.15 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 165.4 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.

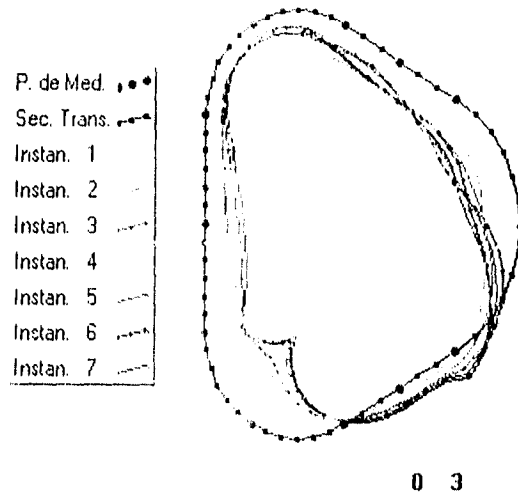


Fig 6.16 (a)

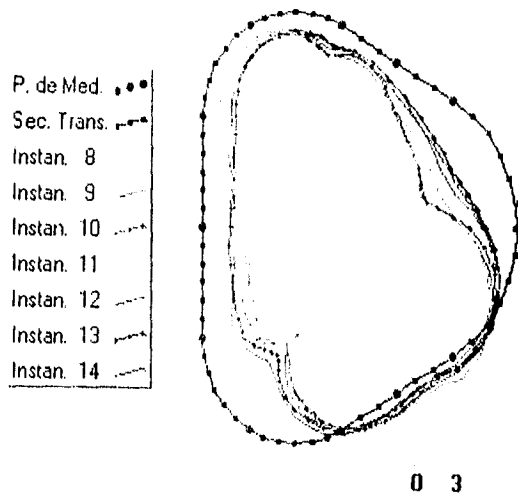


Fig 6.16 (b)

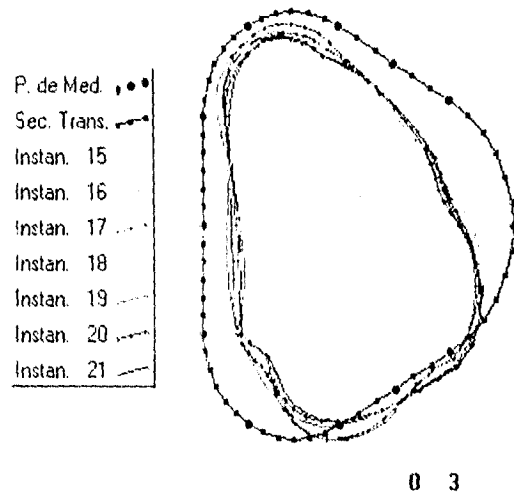


Fig 6.16 (c)

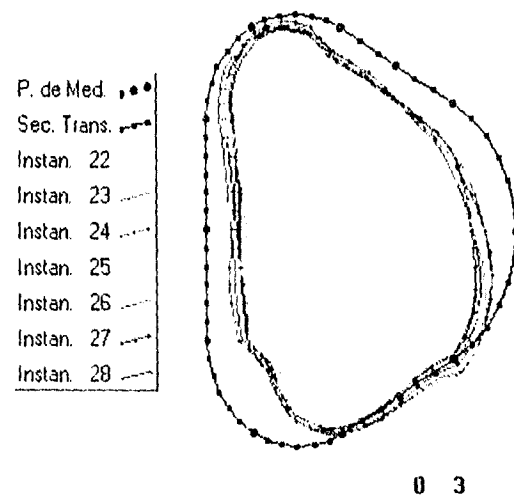


Fig 6.16 (d)

Fig. 6.16 Secuencia de 28 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 184.1 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.

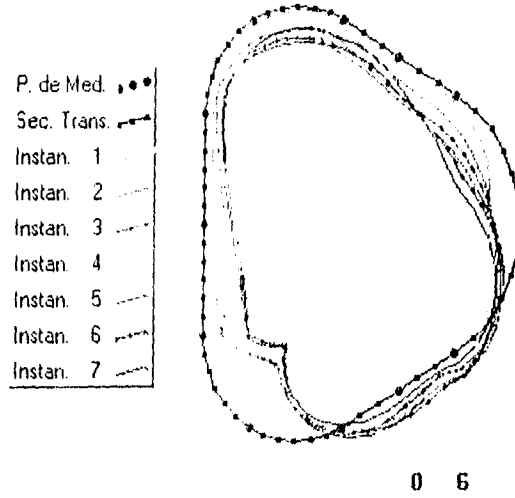


Fig 6.17 (a)

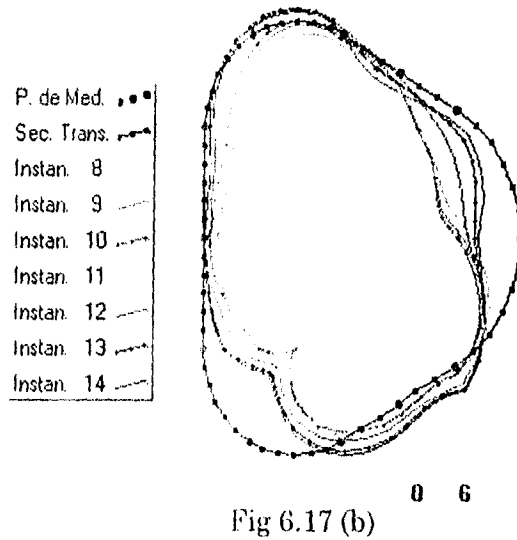
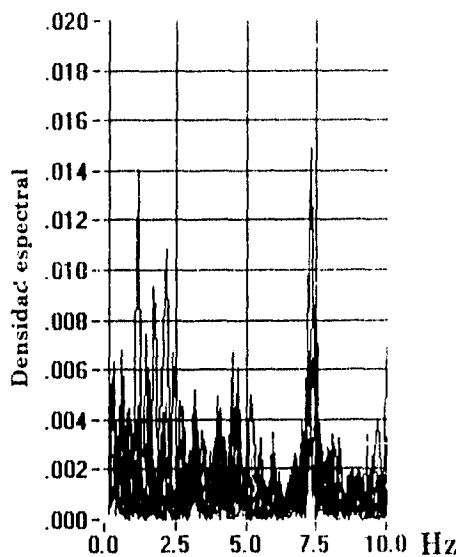
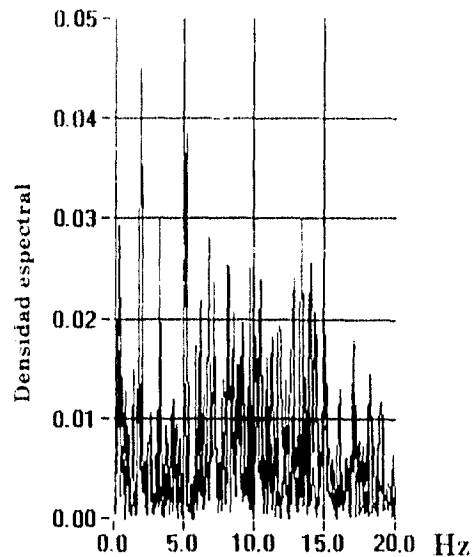


Fig 6.17 (b)

Fig. 6.17 Secuencia de 14 perfiles de coeficientes de presiones registradas en el nivel de medición uno cuando la velocidad a 205 mts de altura era de 299.5 km/h. El tiempo transcurrido entre cada perfil, a escala del modelo, es de 0.011 seg.

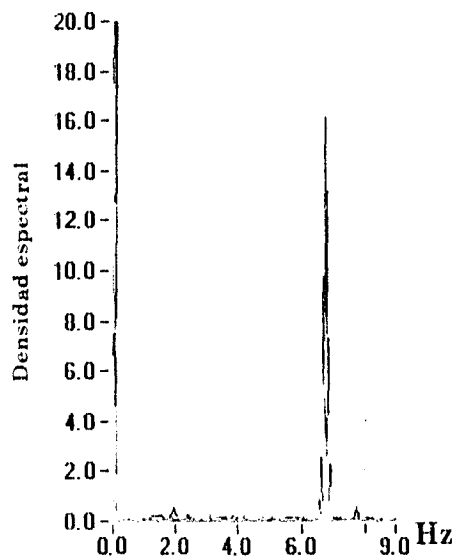


Espectros de los puntos de medición 0-4, 6-8, 10, 11



Espectros de los puntos de medición 5 y 9

velocidad de 165.4 km/h a 205 mts de altura



Espectros de todos los puntos de medición

velocidad de 299.5 km/h a 205 mts de altura

Fig. 6.18 Espectros de potencia de los coeficientes de presión en los puntos del nivel medición uno.

6.1.3 COEFICIENTES DE FUERZAS Y MOMENTOS

Como consecuencia de la gran variabilidad de las presiones alrededor del edificio, los coeficientes de fuerzas (adimensional π'_2) y de momentos (adimensional π'_3) son altamente variables en el tiempo. En las siguientes figuras se muestran algunas historias en el tiempo de estos coeficientes.

En el cálculo de los coeficientes de fuerzas, se consideró que la dimensión característica b_0 corresponde a la dimensión lateral perpendicular al viento y la área característica (b_0h) se obtuvo multiplicando b_0 por la altura tributaria de cada nivel de medición. Esta manera de proceder los hace independientes de la altura tributaria, puesto que las fuerzas resultantes de las presiones fueron calculados con la misma altura. Para el cálculo de los coeficientes de momentos, el brazo de palanca característico h se tomó como b_0 para los momentos torsionantes y como la altura del edificio para los momentos flexionantes respecto a su base.

Tanto en los coeficientes de fuerza como en los de momentos, se emplearon las velocidades de ráfaga de 15 segundos correspondientes a la misma altura que las fuerzas o momentos correspondientes.

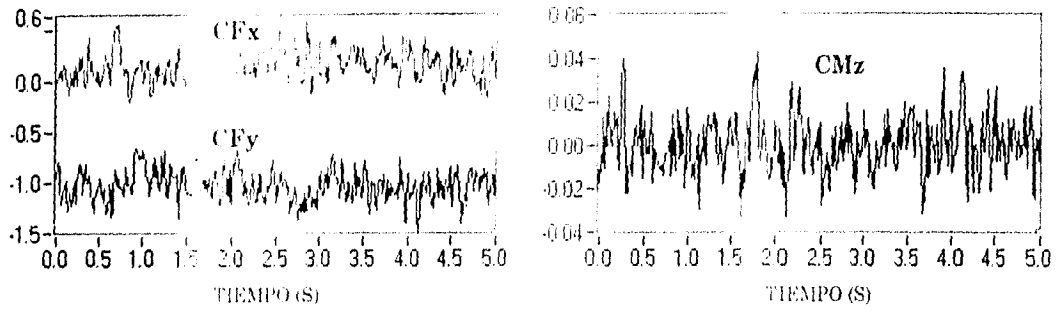


Fig. 6.19(a) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 112 km/h en la altura de 205 m.

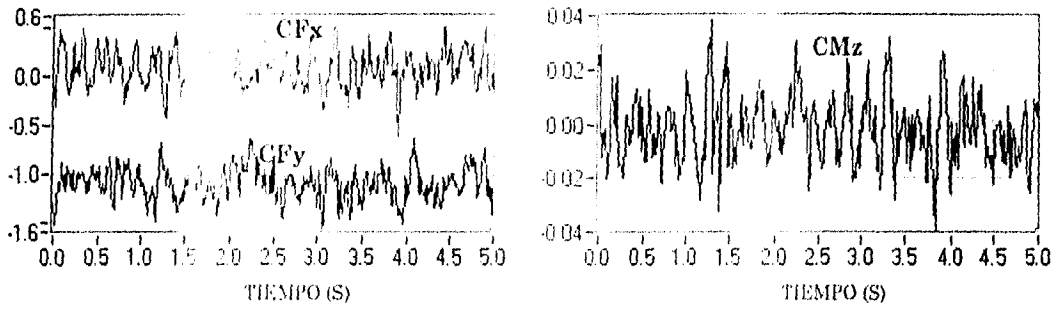


Fig. 6.19(b) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 147.3 km/h en la altura de 205 m.

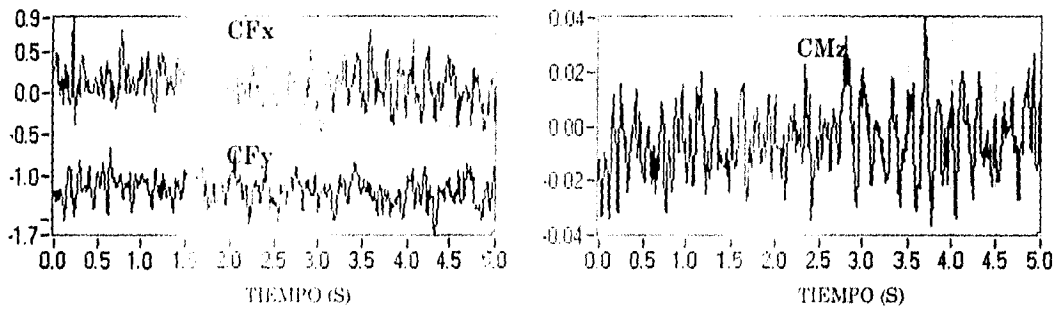


Fig. 6.19(c) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 184.1 km/h en la altura de 205 m.

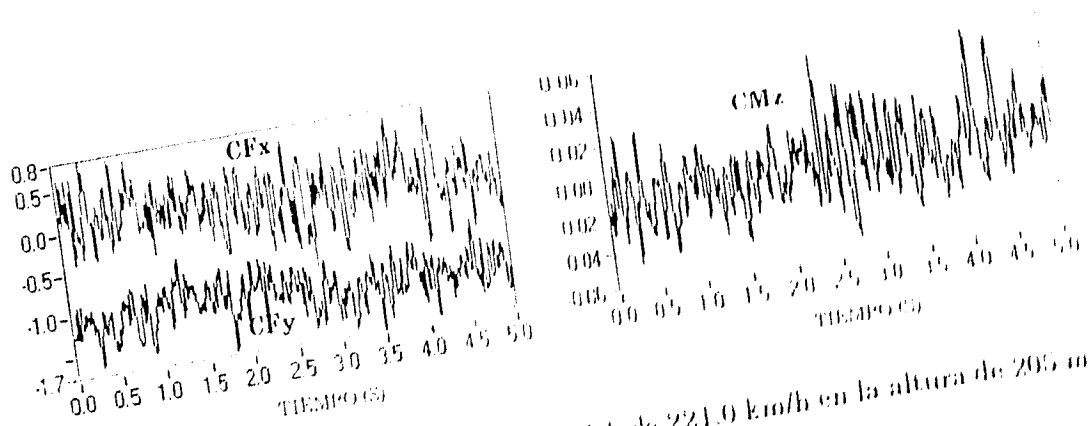


Fig. 6.19(d) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 221.0 km/h en la altura de 205 m

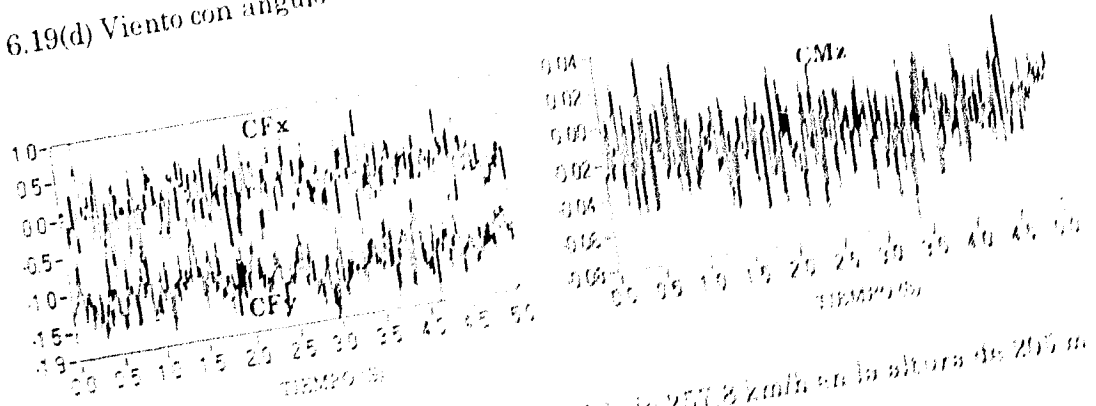


Fig. 6.19(e) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 257.2 km/h en la altura de 205 m

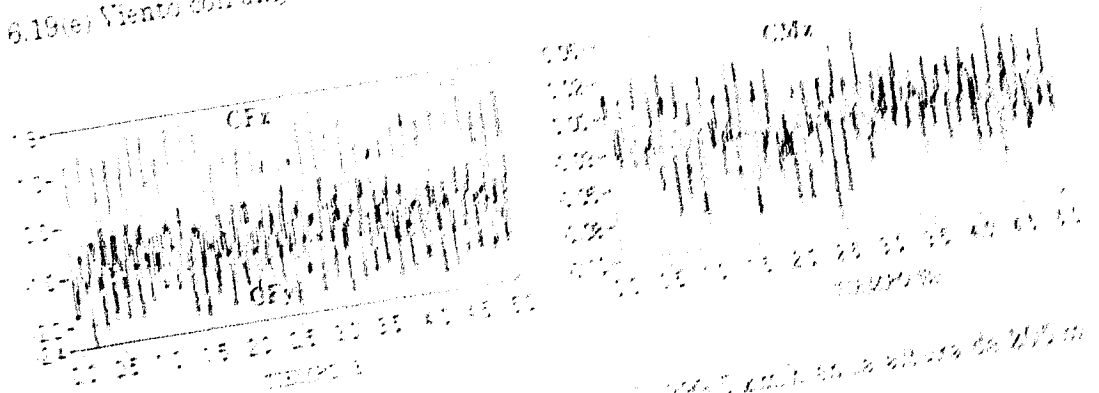


Fig. 6.19(f) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 299.7 km/h en la altura de 205 m

Fig. 6.19 Historias de coeficientes de fuerzas y momentos correspondientes
 del nivel de medición de fuerzas y momentos en el ángulo de ataque
 que se ilustra correspondiente a la velocidad de 221.0

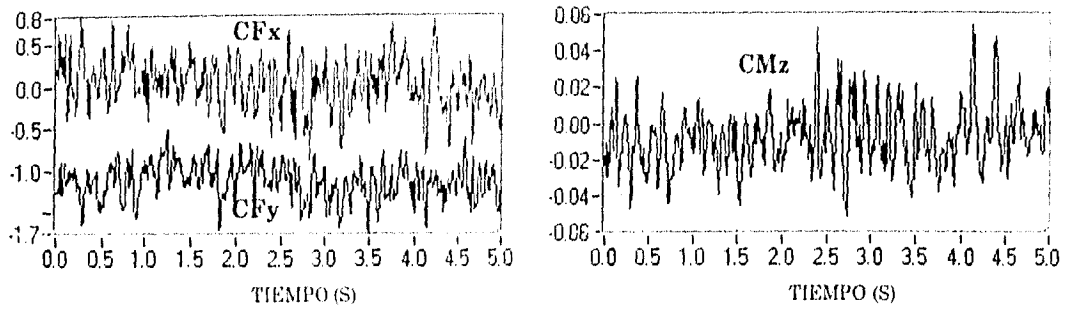


Fig. 6.19(d) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 221.0 km/h en la altura de 205 m.

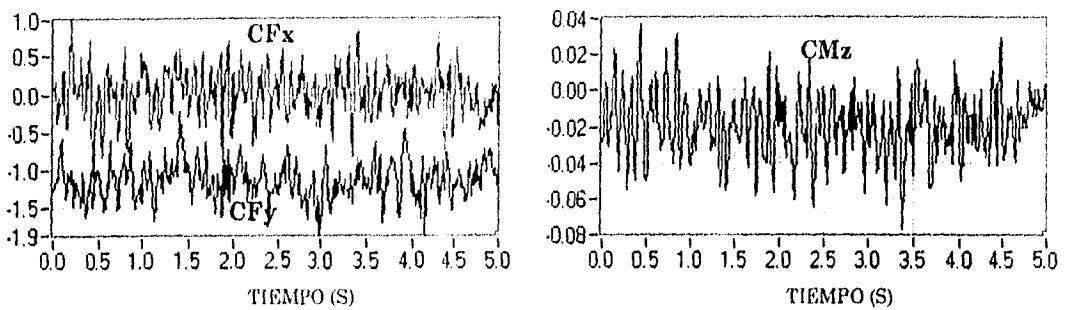


Fig. 6.19(e) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 257.8 km/h en la altura de 205 m.

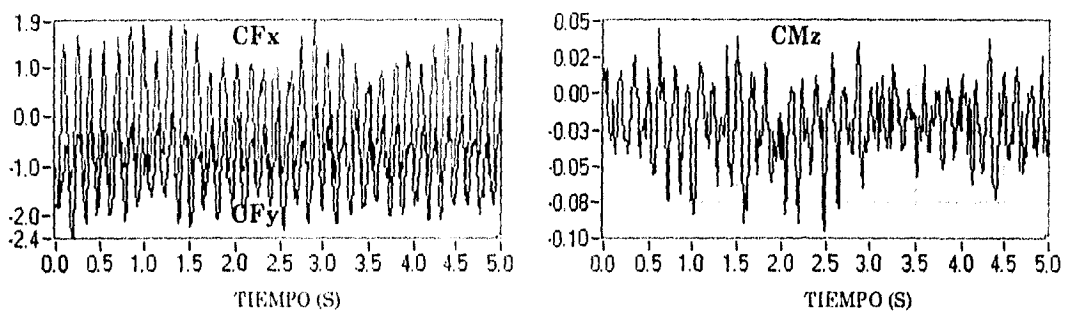


Fig. 6.19(f) Viento con ángulo de ataque 0 y Vel. de 299.5 km/h en la altura de 205 m.

Fig. 6.19 Historias de coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes correspondientes al nivel de medición dos, cuando el viento actuaba con un ángulo de ataque de 0° con seis diferentes velocidades a la altura de 205 m.

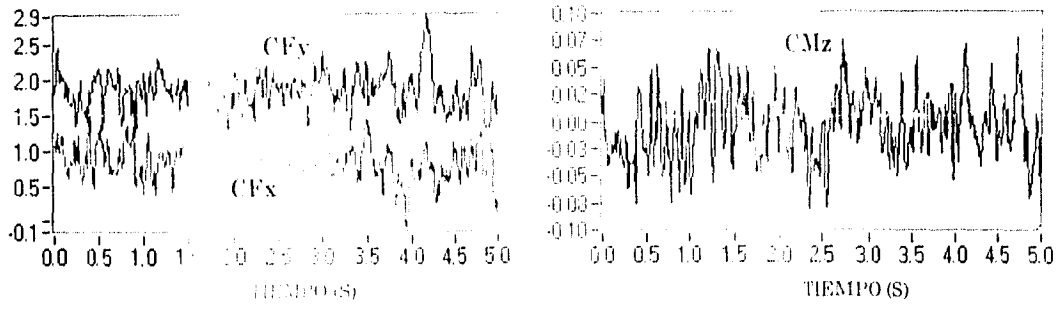


Fig 6.20(a) Viento con Áng. de ataque de 150° y Vel. de 112 km/h en la altura de 205 m

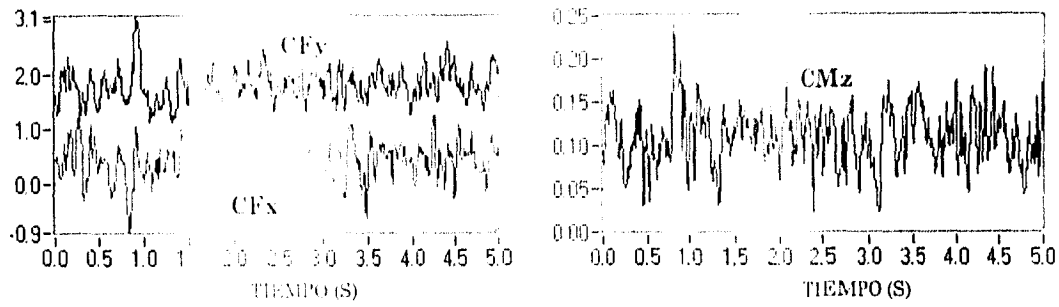


Fig 6.20(b) Viento con Áng. de ataque de 150° y Vel. de 184.1km/h en la altura de 205

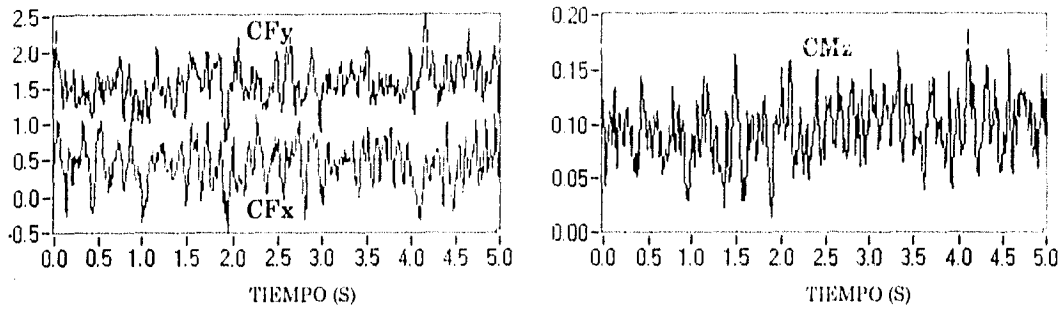


Fig 6.20(c) Viento con Áng. de ataque de 150° y Vel. de 221 Km/h a la altura de 205 m

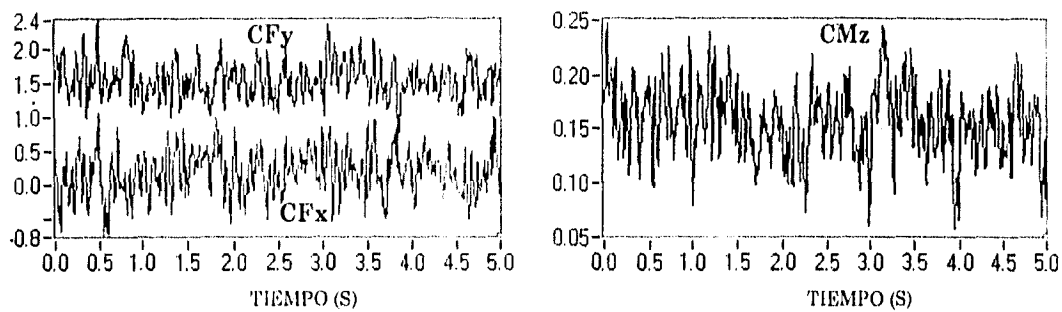


Fig 6.20(d) Viento con Áng. de ataque de 150° y Vel. de 257.8 km/h a la altura de 205

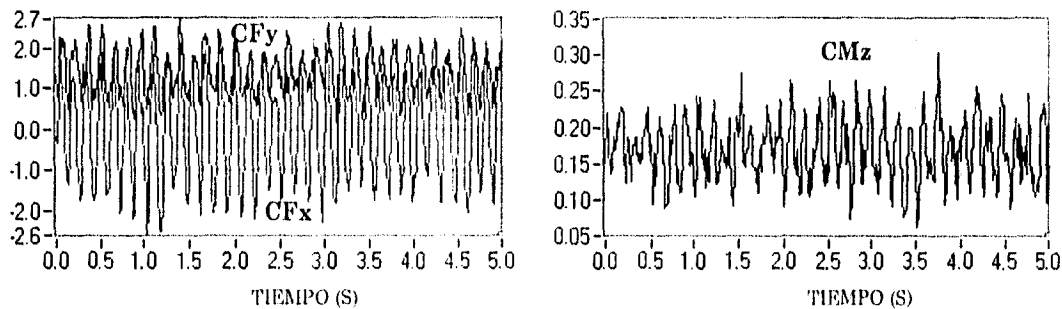


Fig 6.20(e) Viento con Áng. de ataque de 150° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205 m

Fig. 6.20 Historias de coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes correspondientes al nivel de medición dos, cuando el viento actuaba con un ángulo de ataque de 150° con cinco diferentes velocidades a la altura de 205 m.

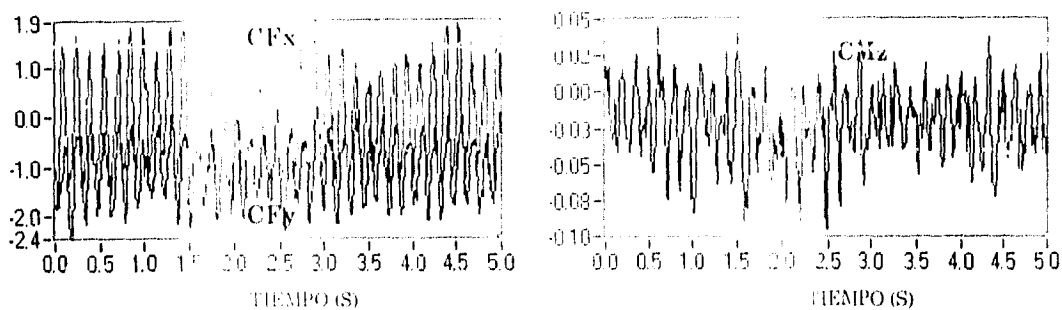


Fig 6.21(a) Viento con Áng. de ataque de 0° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205 m

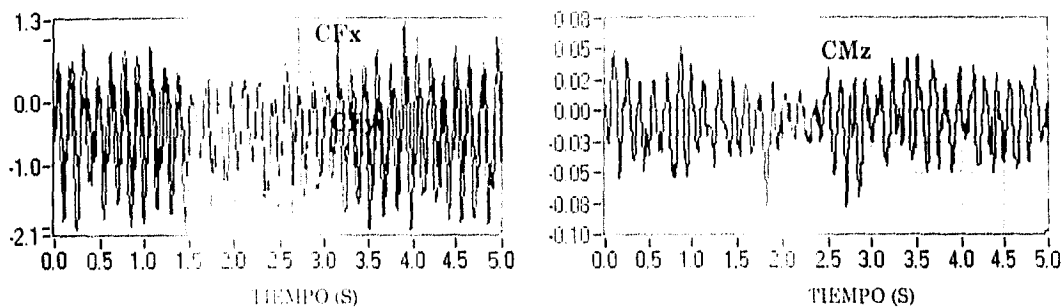


Fig 6.21(b) Viento con Áng. de ataque de 30° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205m

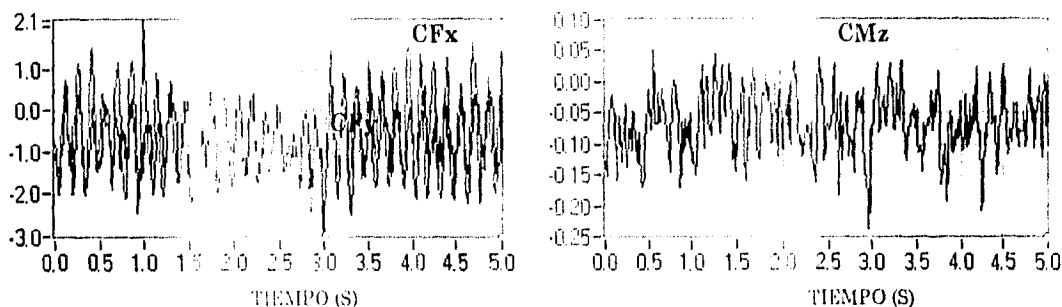


Fig 6.21(c) Viento con Áng. de ataque de 60° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205m

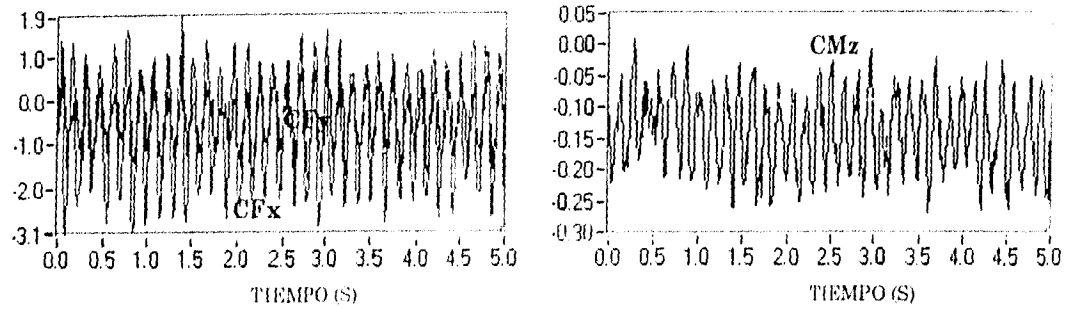


Fig 6.21(d) Viento con Áng. de ataque de 90° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205 m

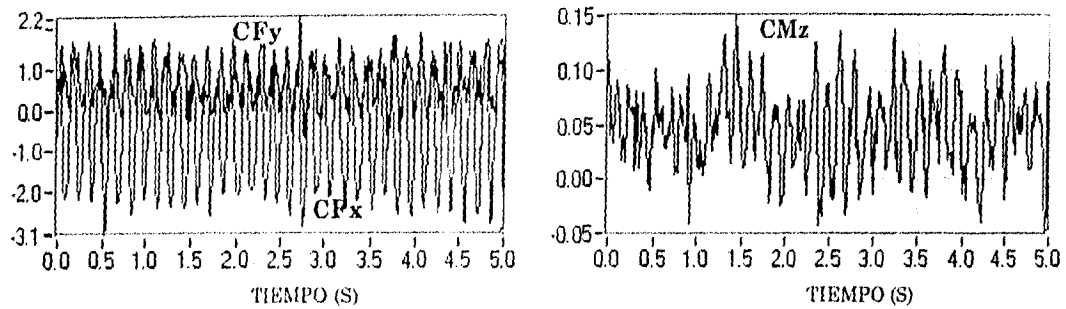


Fig 6.21(e) Viento con Áng. de ataque de 120° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205 m

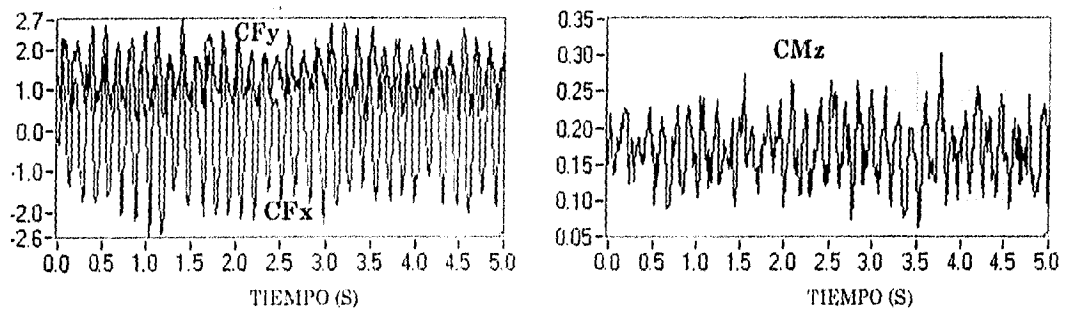


Fig 6.21(f) Viento con Áng. de ataque de 150° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205 m

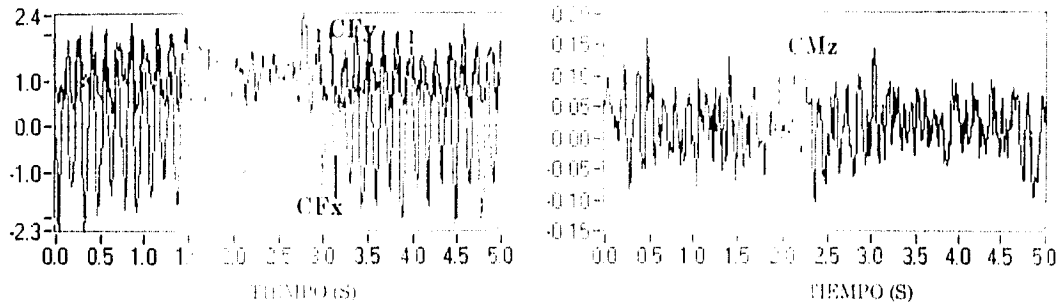
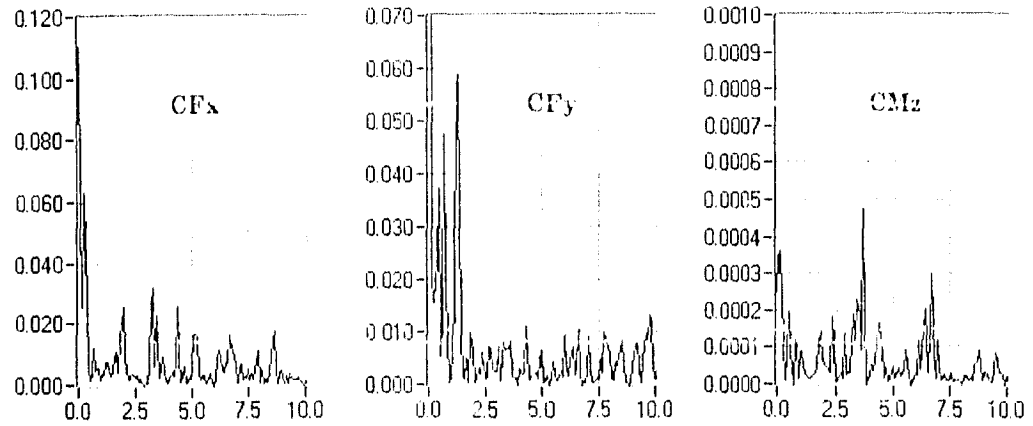
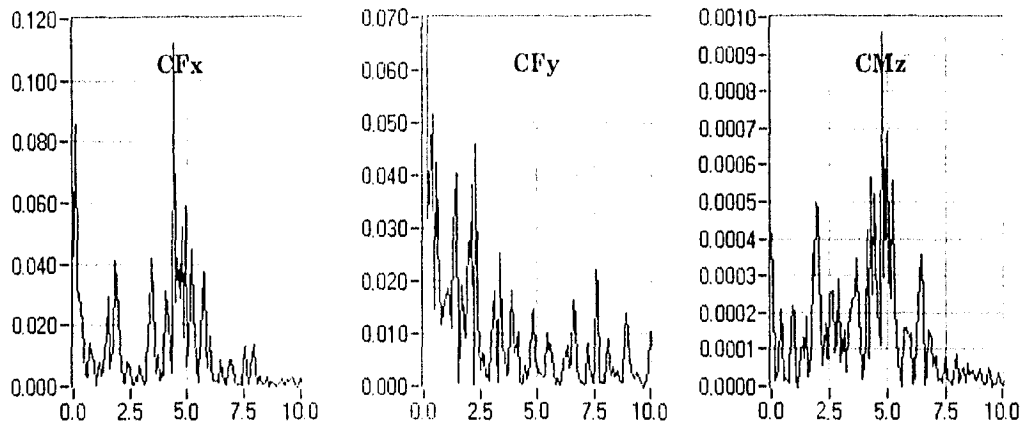


Fig 6.21(g) Viento con Áng. de ataque de 180° y Vel. de 299.5 km/h a la altura de 205m

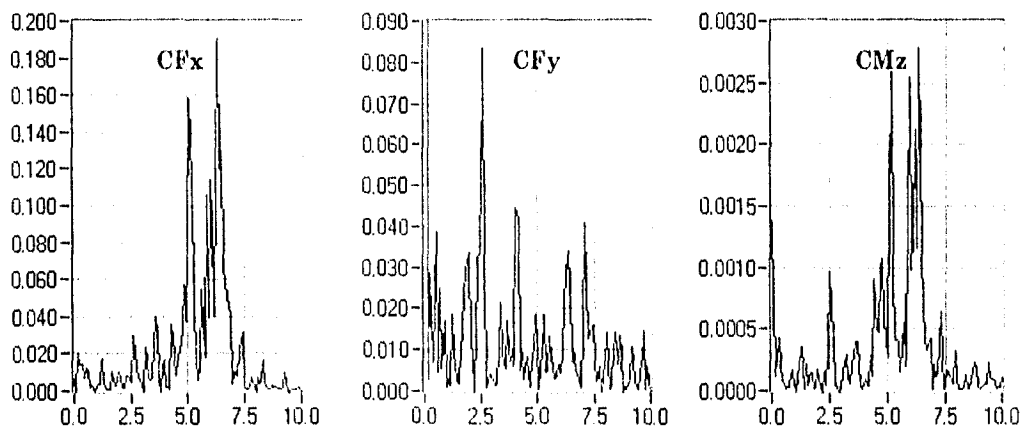
Fig. 6.21 Historias de coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes correspondientes al nivel de medición dos, cuando el viento actuaba con siete ángulos de ataque y una velocidad de 299.5 km/h a la altura de 205 m



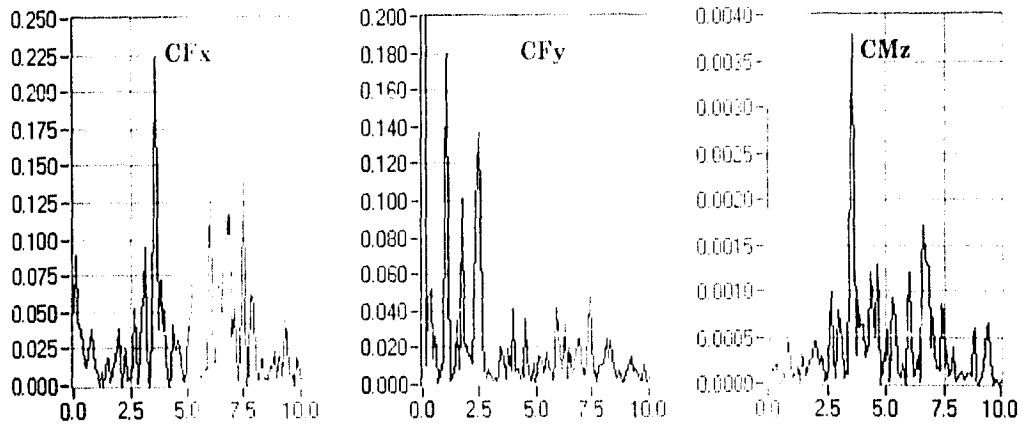
6.22 (a) Vel. del viento de 112 km/h a la altura de 205 m



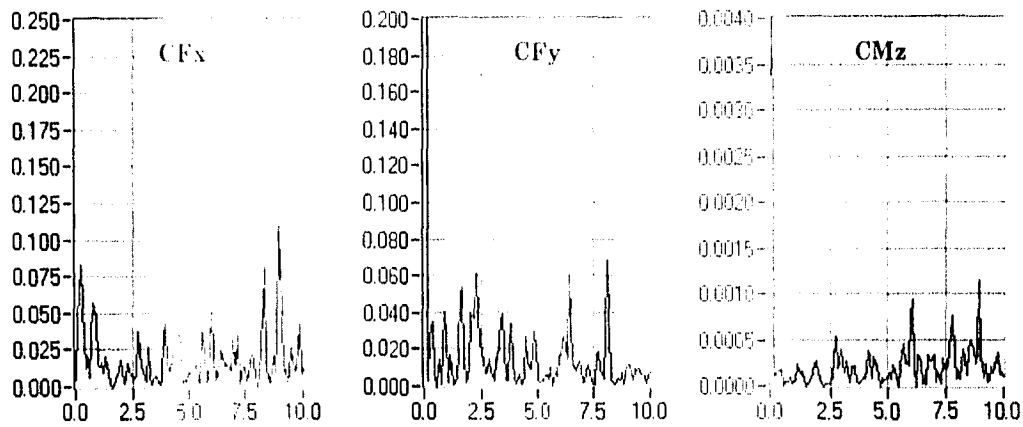
6.22 (b) Vel. del viento de 147.3 km/h a la altura de 205 m



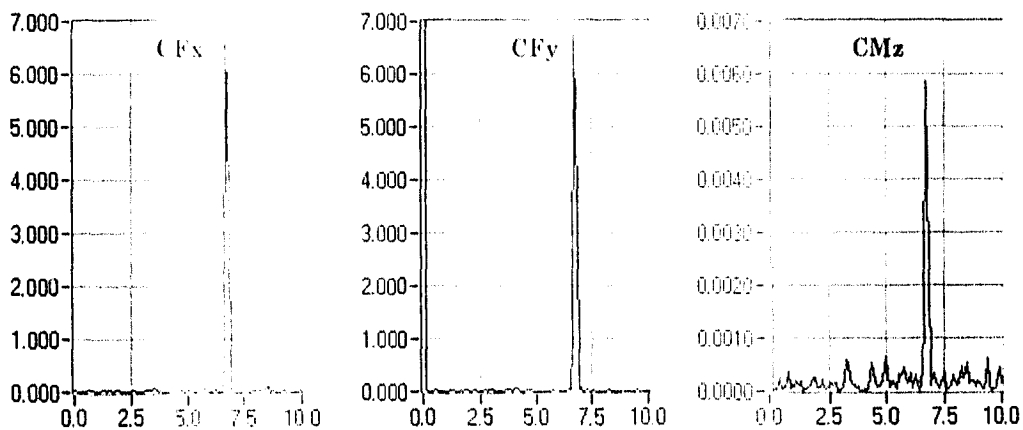
6.22 (c) Vel. del viento de 184.1 km/h a la altura de 205 m



6.22 (d) Vel. del viento de 221.0 km/h a la altura de 205 m

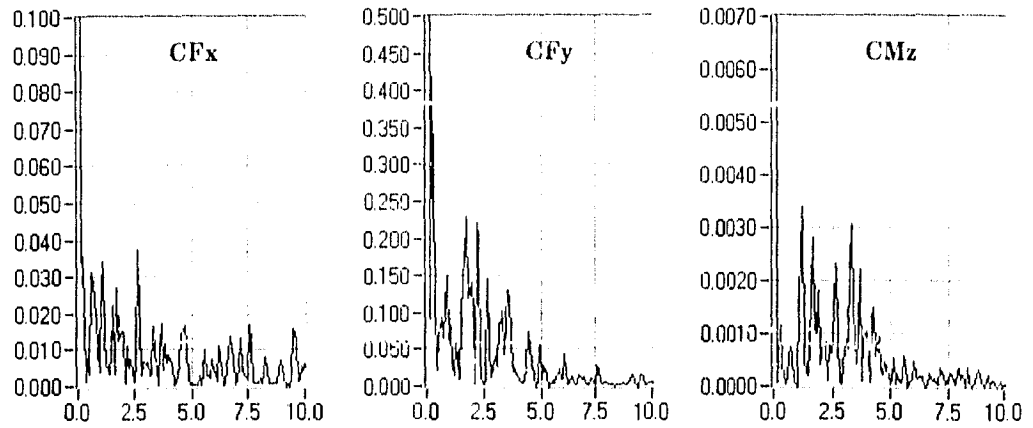


6.22 (e) Vel. del viento de 257.8 km/h a la altura de 205 m

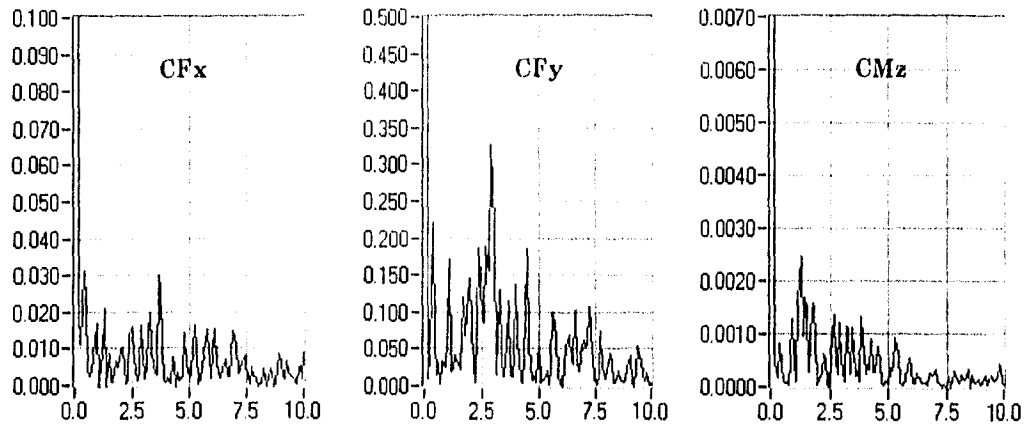


6.22 (f) Vel. del viento de 299.5 km/h a la altura de 205 m

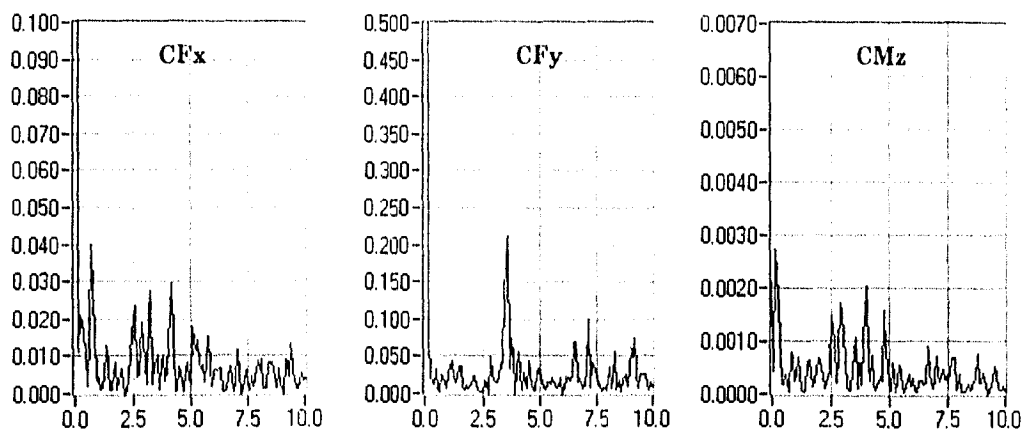
Fig. 6.22 Espectros de potencias de los coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes del nivel dos, cuando sobre el modelo actuaba un viento con ángulo de ataque de 0° y seis niveles de velocidad a la altura de 205 m.



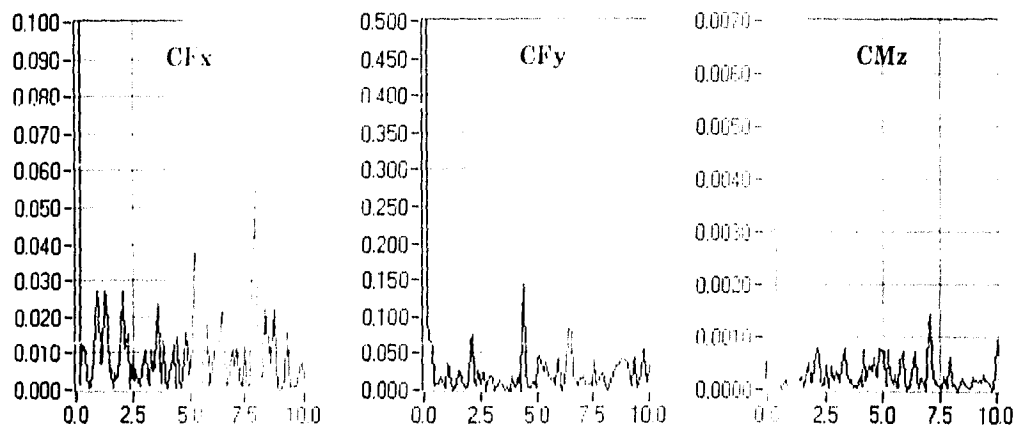
6.23 (a) Vel. del viento de 112.0 km/h a la altura de 205 m



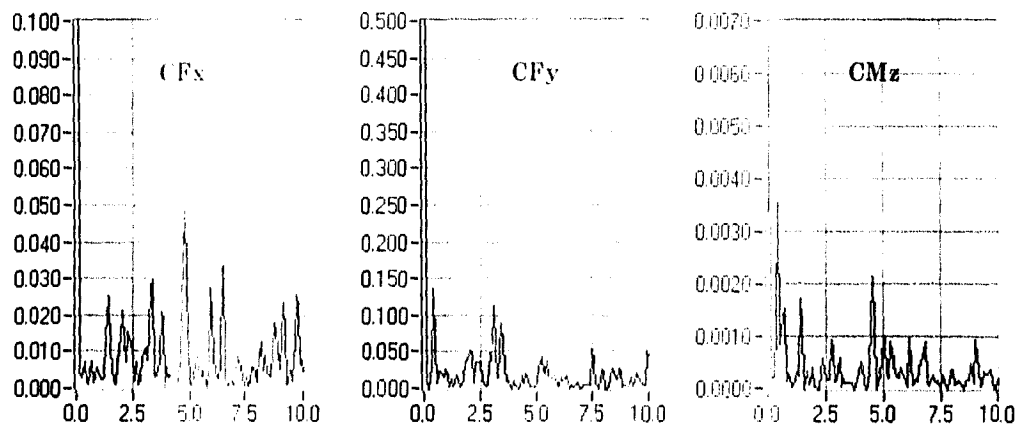
6.23 (b) Vel. del viento de 147.3 km/h a la altura de 205 m



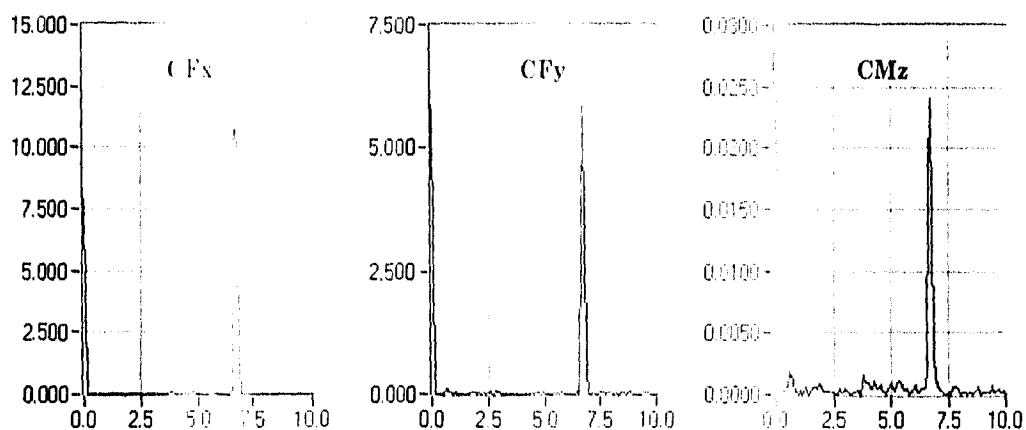
6.23 (c) Vel. del viento de 184.1 km/h a la altura de 205 m



6.23 (d) Vel. del viento de 221.0 km/h a la altura de 205 m

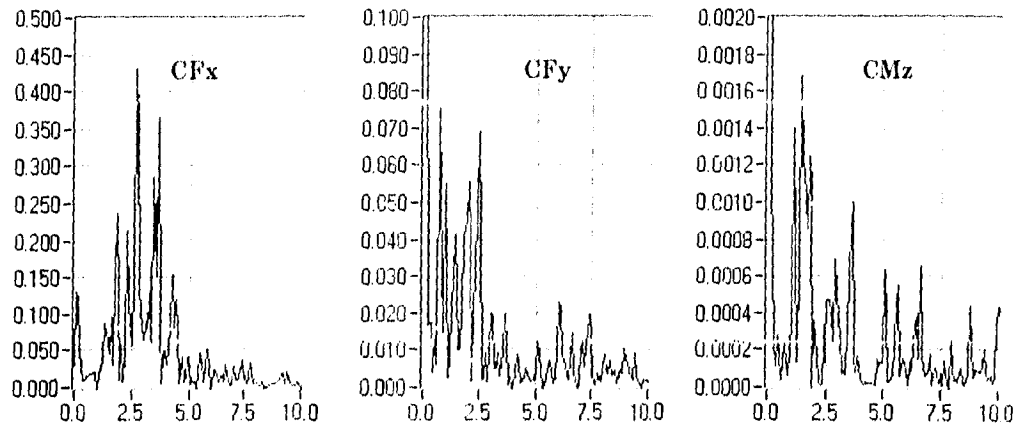


6.23 (e) Vel. del viento de 257.8 km/h a la altura de 205 m

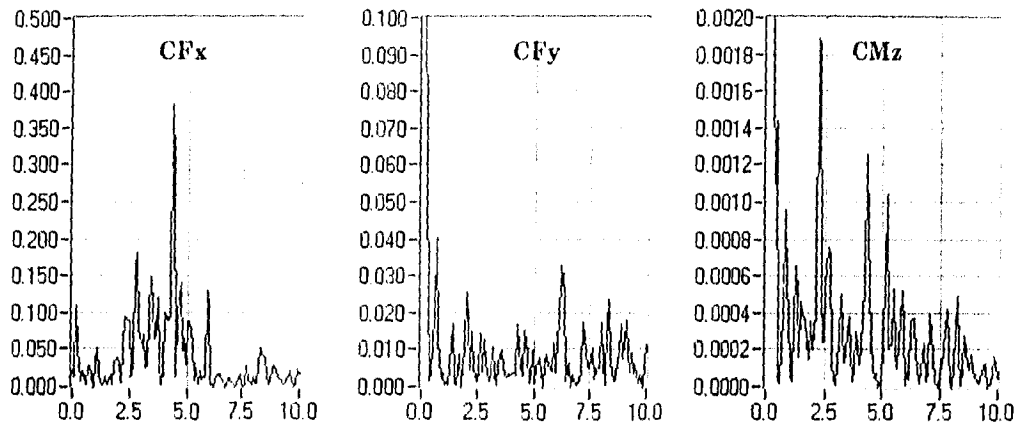


6.23 (f) Vel. del viento de 299.5 km/h a la altura de 205 m

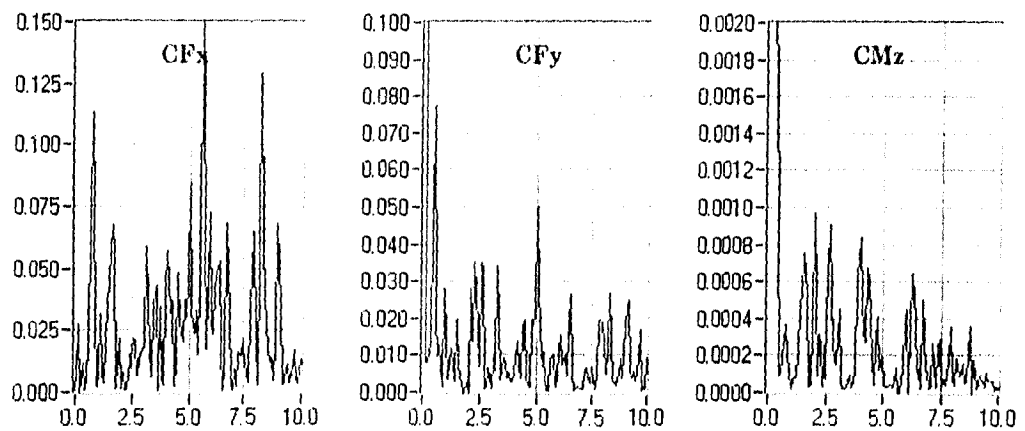
Fig. 6.23 Espectros de potencias de los coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes del nivel dos, cuando sobre el modelo actuaba un viento con ángulo de ataque de 90° y seis niveles de velocidad a la altura de 205 m.



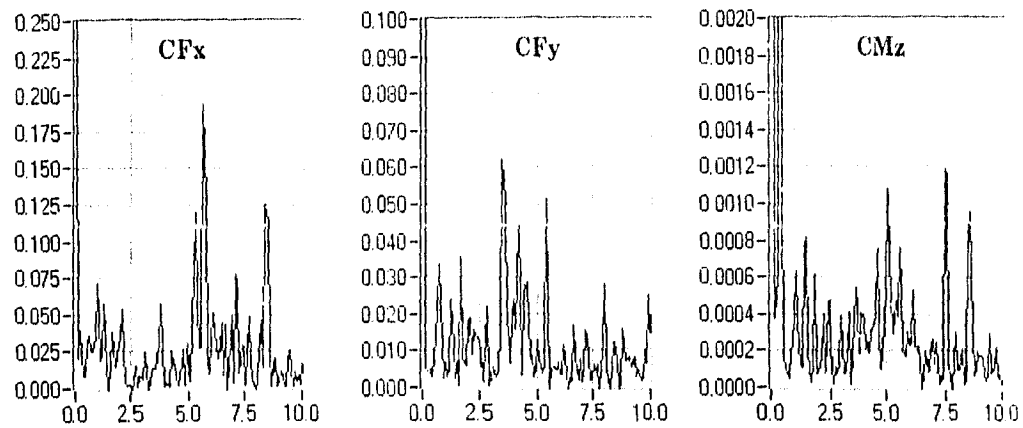
6.24 (a) Vel. del viento de 147.3 km/h a la altura de 205 m



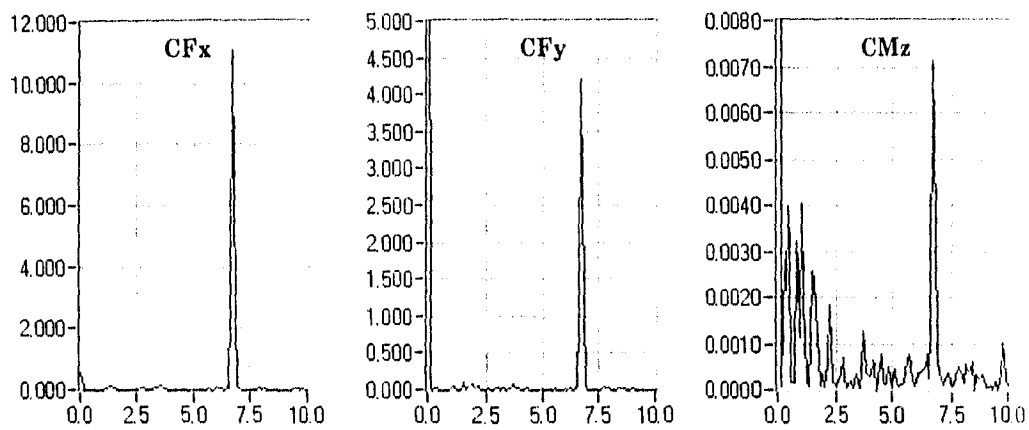
6.24 (b) Vel. del viento de 184.1 km/h a la altura de 205 m



6.24 (c) Vel. del viento de 221.0 km/h a la altura de 205 m



6.24 (d) Vel. del viento de 257.8 km/h a la altura de 205 m

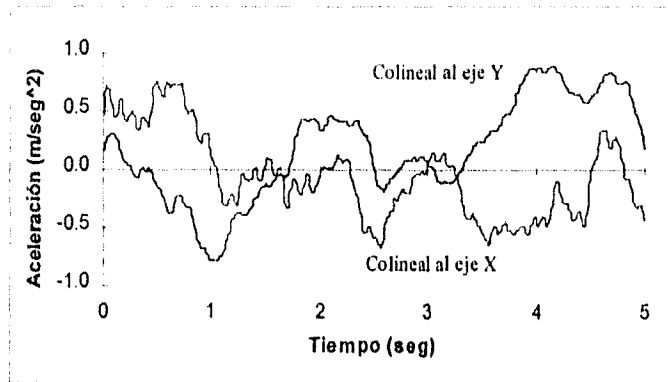


6.24 (e) Vel. del viento de 299.5 km/h a la altura de 205 m

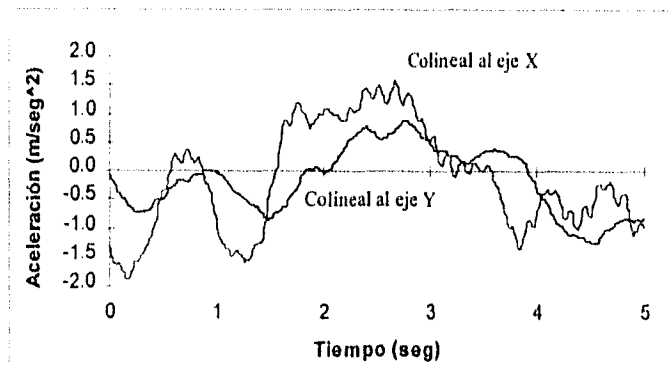
Fig. 6.24 Espectros de potencias de los coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes del nivel dos, cuando sobre el modelo actuaba un viento con ángulo de ataque de 180° y cinco niveles de velocidad a la altura de 205 m.

6.1.4 ACELERACIONES EN LA AZOTEA DEL EDIFICIO

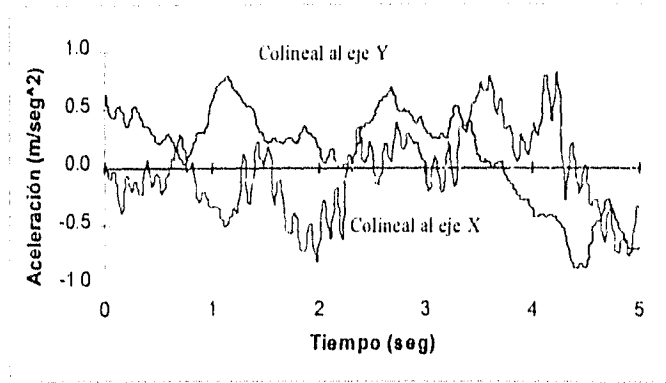
Por falta de un equipo que permitiera el ajuste correcto del cero de los acelerómetros y que eliminara el "drift", solo se estudiaron las variaciones de las aceleraciones respecto a su valor medio. Por esto, a continuación se presentarán dichas variaciones pero una vez que han sido trasladadas al eje cero.



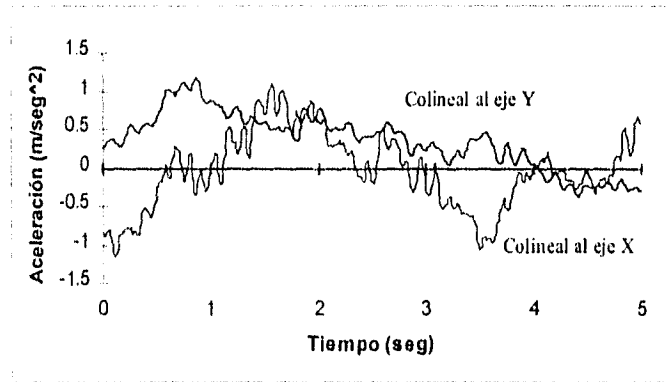
6.25 (a) Velocidad del viento de 184.1 km/h



6.25 (b) Velocidad del viento de 221.0 km/h



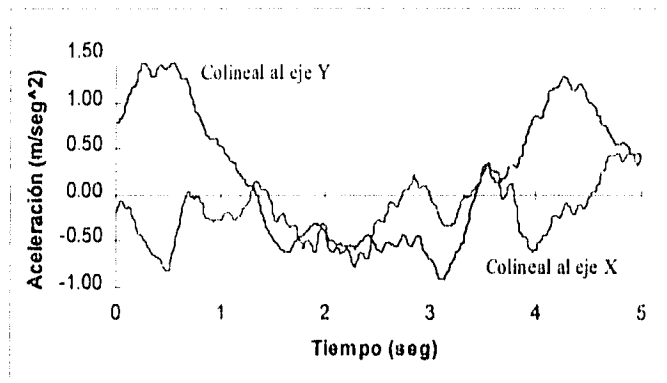
6.25 (c) Velocidad del viento de 257.8 km/h



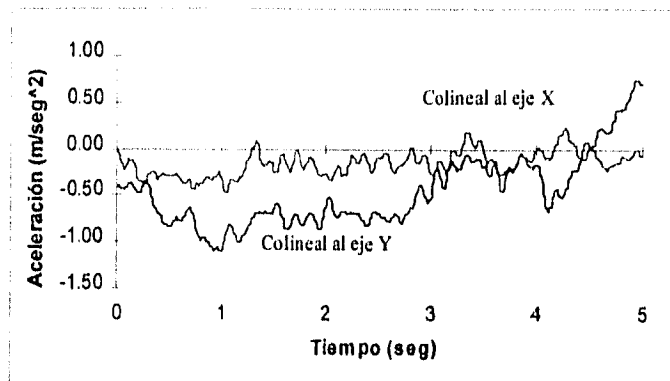
6.25 (d) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.25 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque cero y varias velocidades a la altura de 205 m.

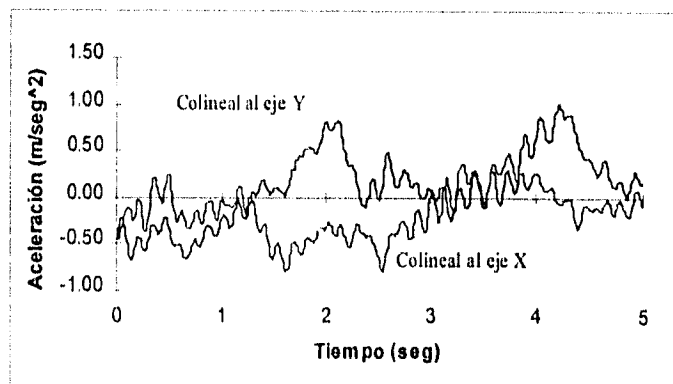
TRABAJO EXPERIMENTAL



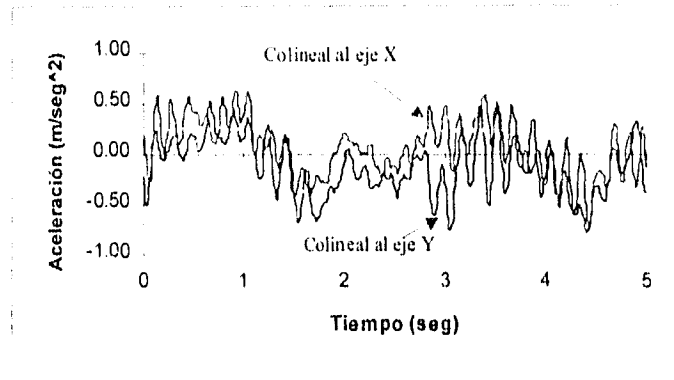
6.26 (a) Velocidad del viento de 147.3 km/h



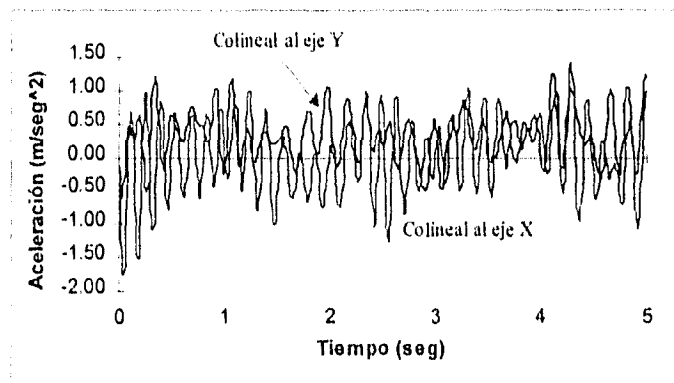
6.26 (b) Velocidad del viento de 165.4 km/h



6.26 (c) Velocidad del viento de 221.0 km/h

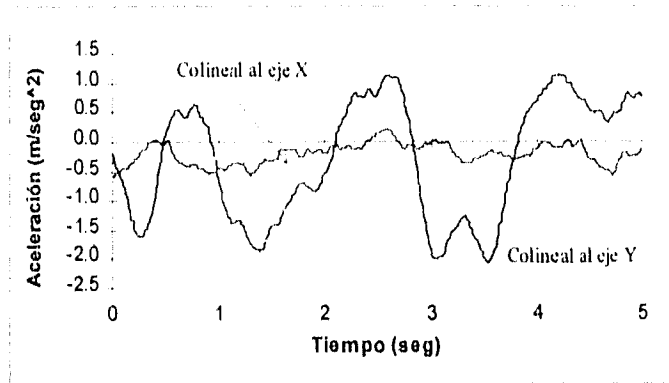


6.26 (d) Velocidad del viento de 257.8 km/h

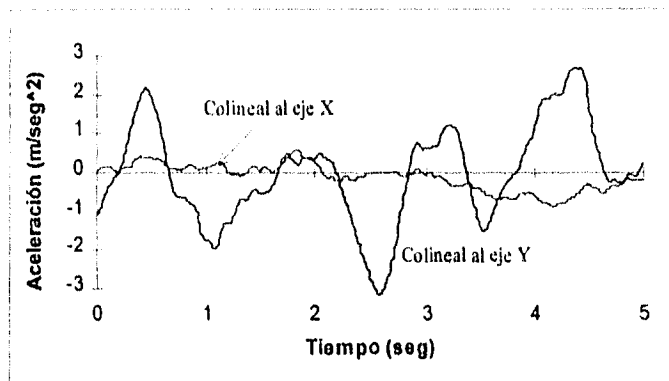


6.26 (e) Velocidad del viento de 299.5 km/h

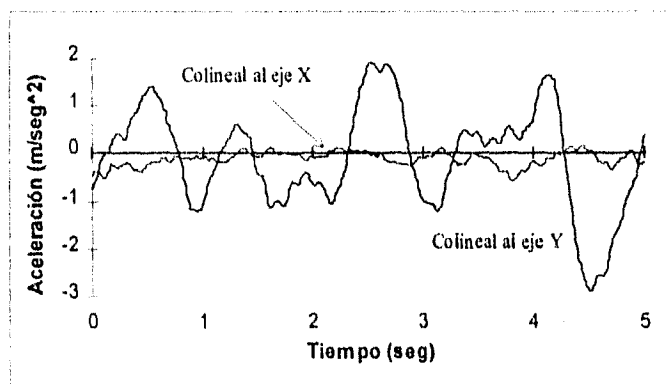
Fig. 6.26 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 60° y varias velocidades a la altura de 205 m.



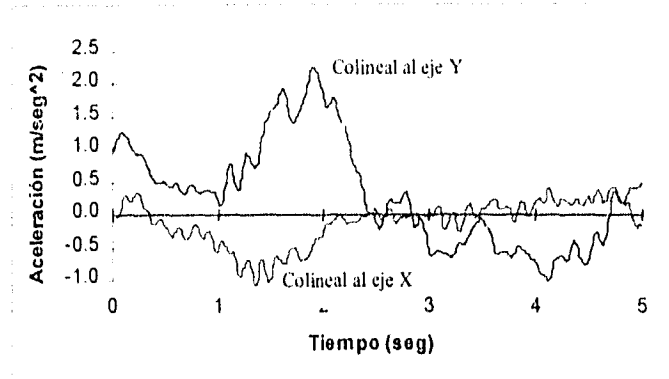
6.27 (a) Velocidad del viento de 147.3 km/h



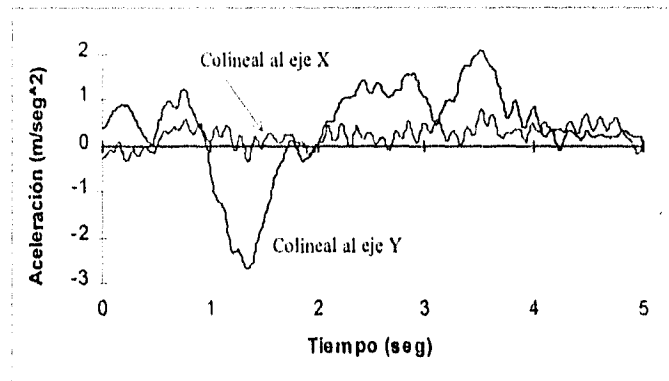
6.27 (b) Velocidad del viento de 184.1 km/h



6.27 (c) Velocidad del viento de 221.0 km/h



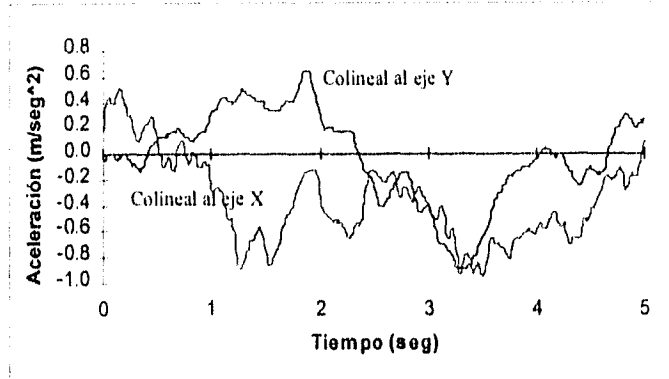
6.27 (d) Velocidad del viento de 257.8 km/h



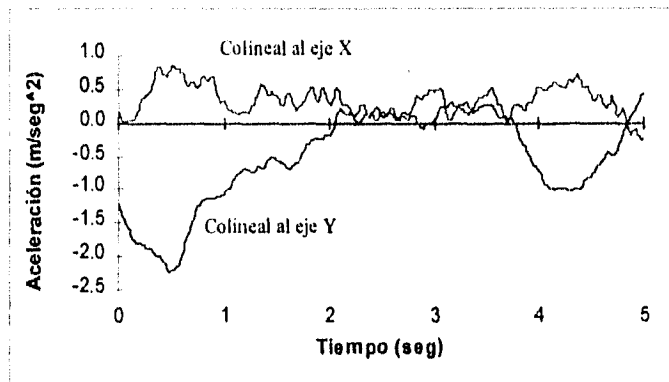
6.27 (e) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.27 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 90° y varias velocidades a la altura de 205 m.

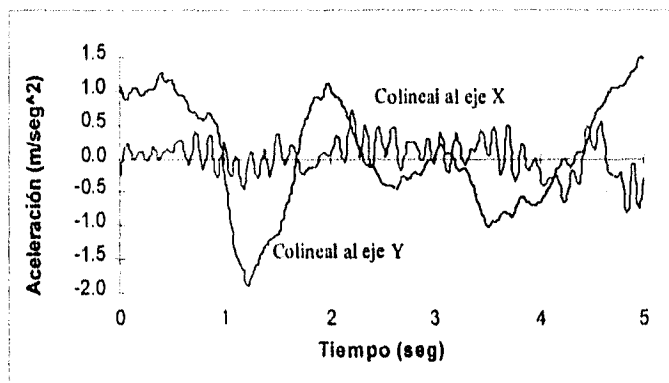
TRABAJO EXPERIMENTAL



6.28 (a) Velocidad del viento de 112.0 km/h



6.28 (b) Velocidad del viento de 184.1 km/h



6.28 (c) Velocidad del viento de 221.0 km/h

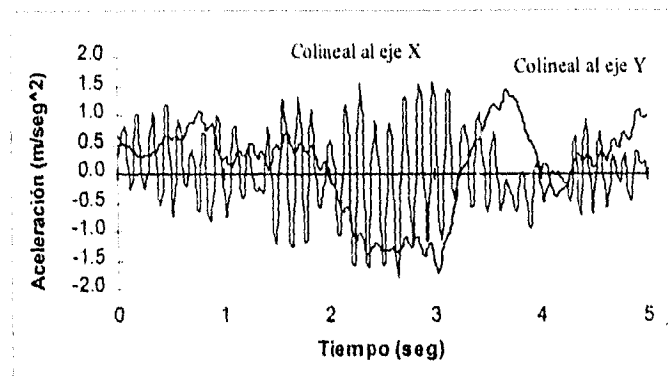
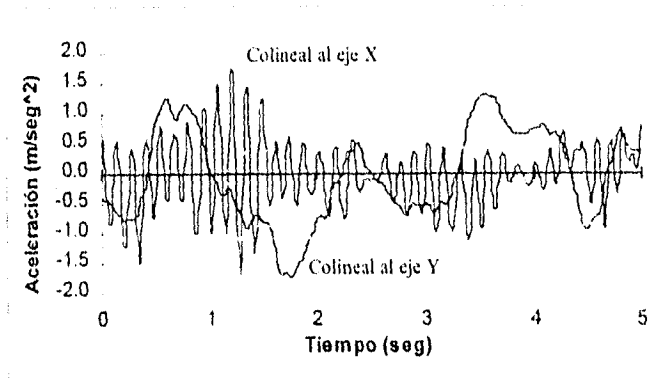
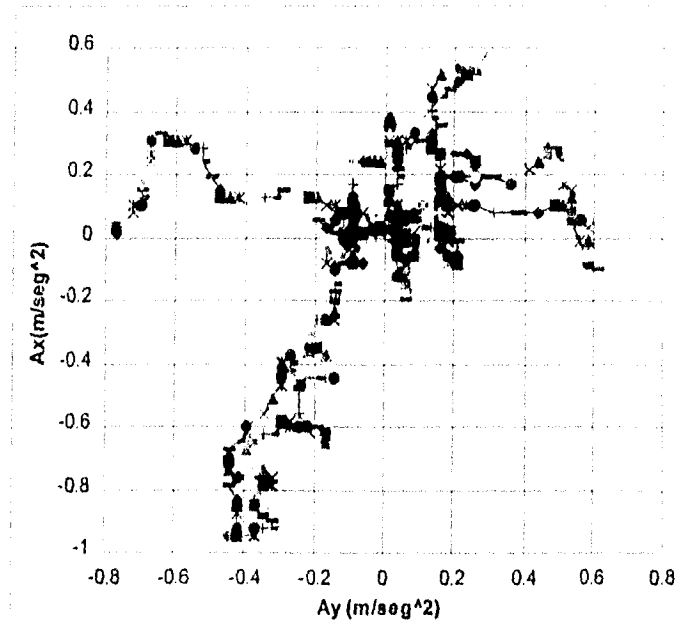
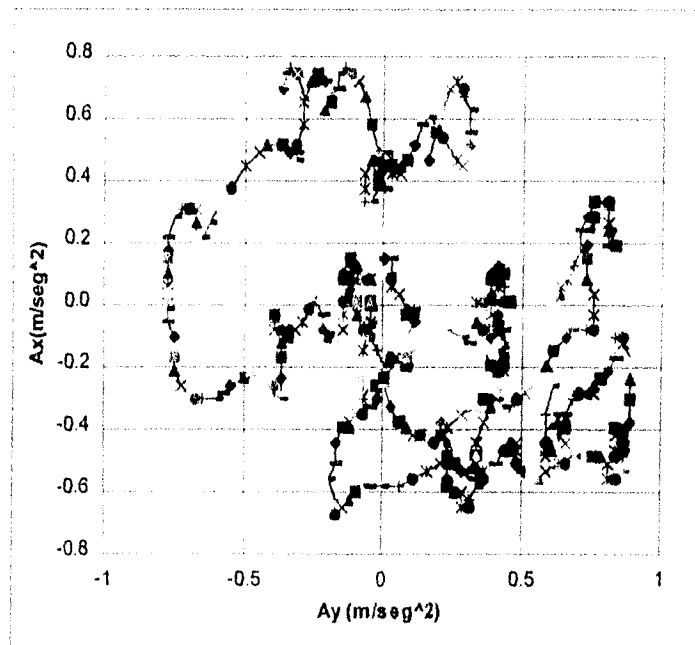


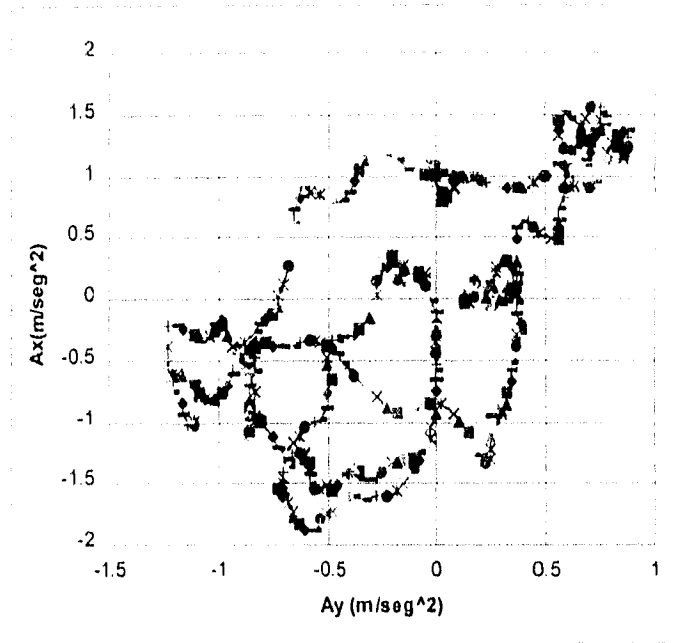
Fig. 6.28 Algunas historias de aceleraciones de Reynolds en la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 180° y varias velocidades a la altura de 205 m.



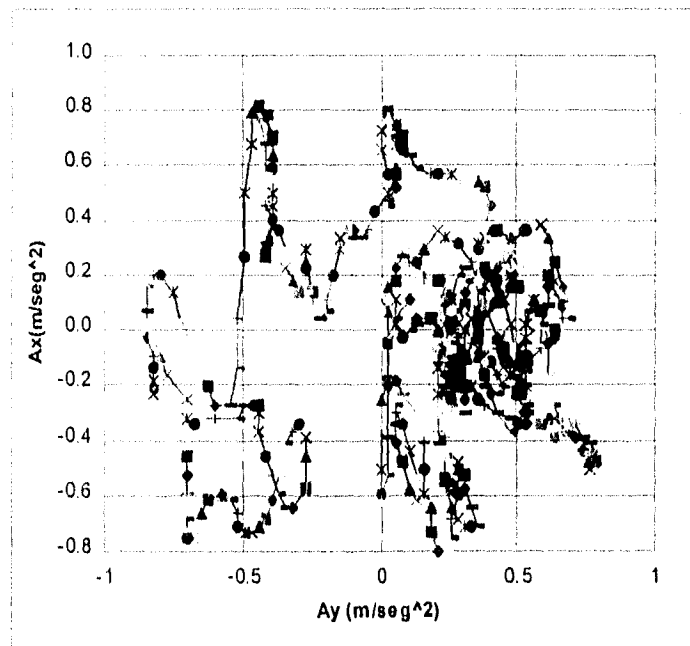
6.29 (a) Velocidad del viento de 147.3 km/h



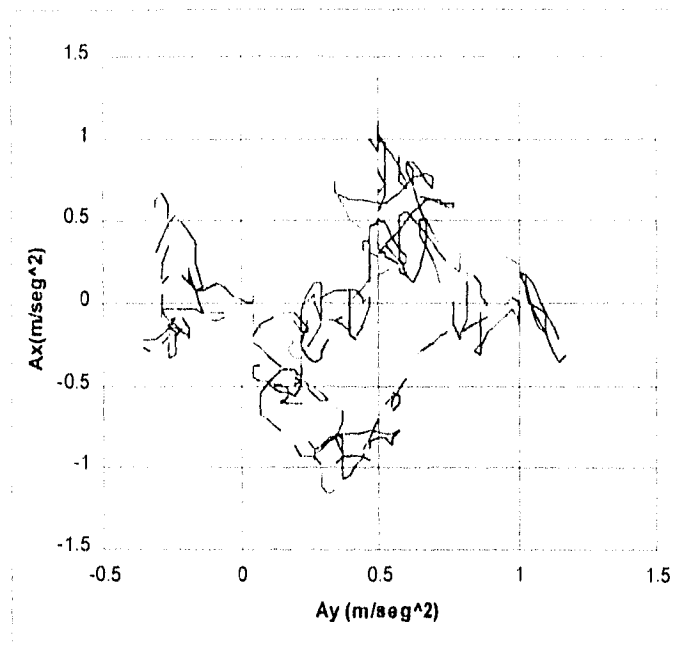
6.29 (b) Velocidad del viento de 184.1 km/h



6.29 (c) Velocidad del viento de 221.0 km/h

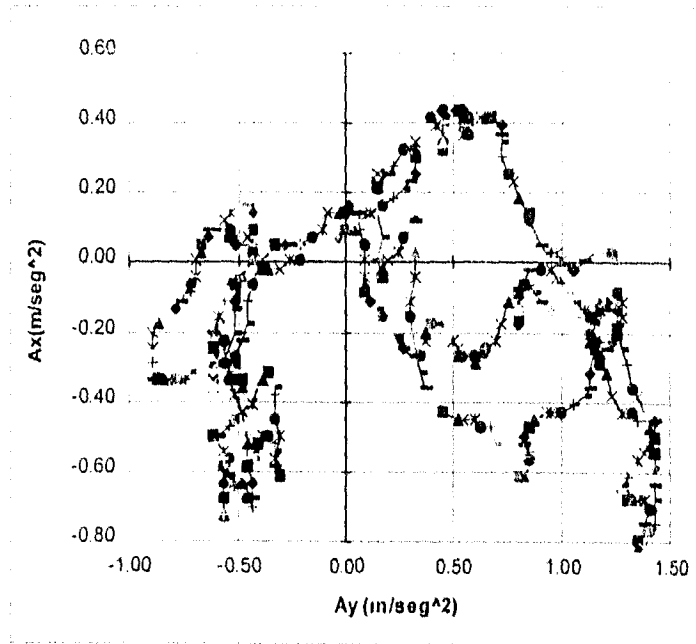


6.29 (d) Velocidad del viento de 257.8 km/h

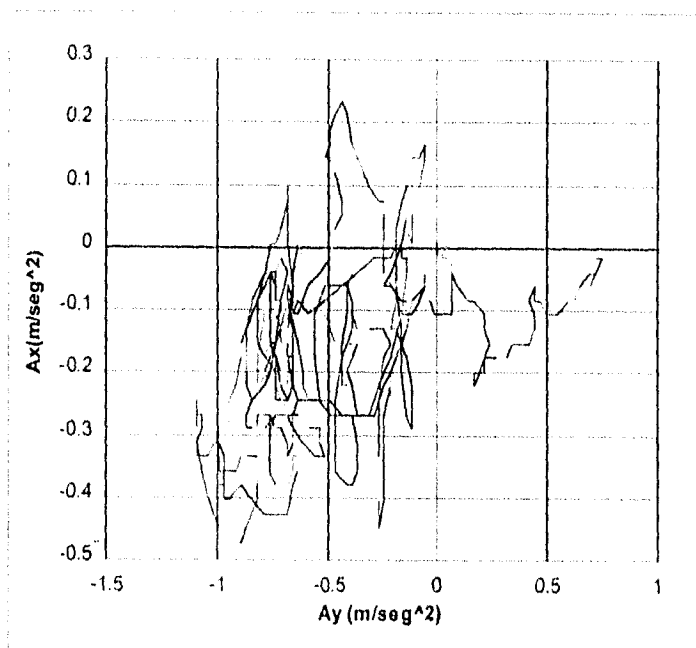


6.29 (d) Velocidad del viento de 299.5 km/h

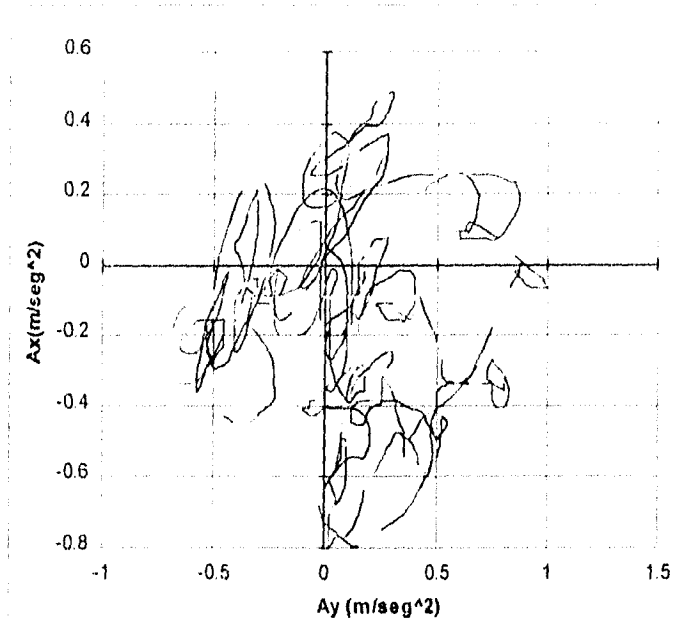
Fig. 6.29 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 0° y varias velocidades a la altura de 205 m.



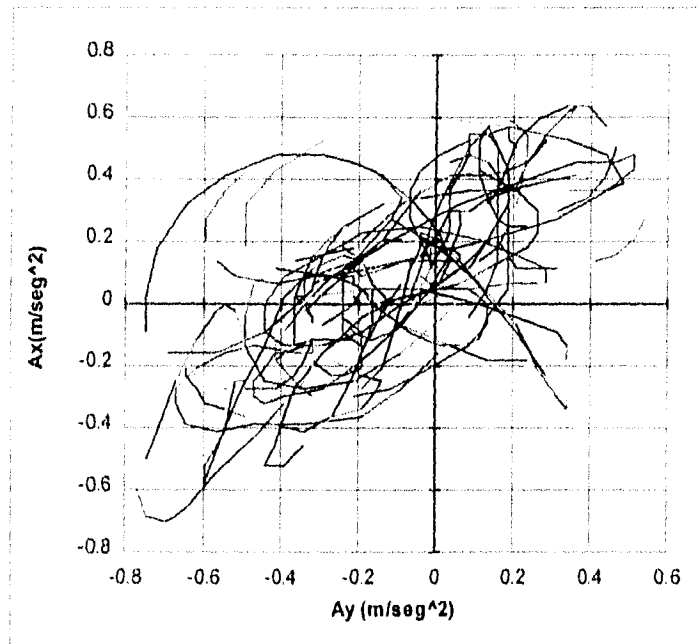
6.30 (a) Velocidad del viento de 147.3 km/h



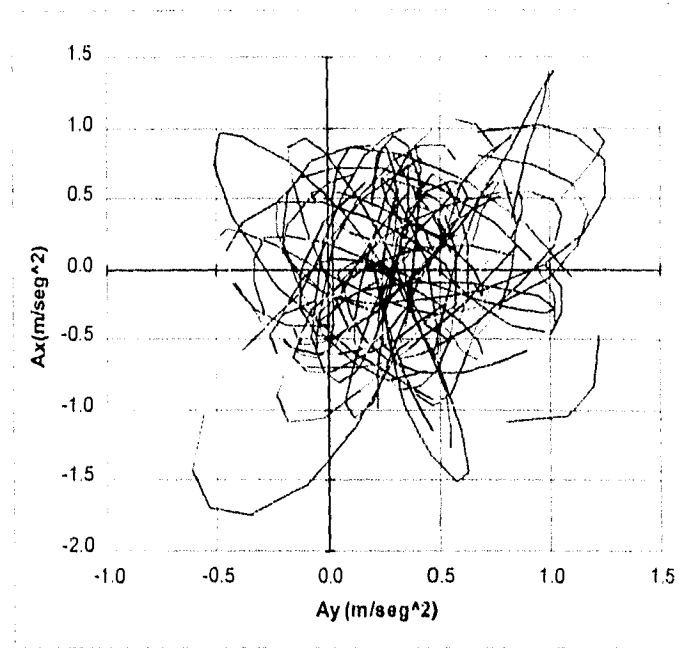
6.30 (b) Velocidad del viento de 165.4 km/h



6.30 (c) Velocidad del viento de 221.0 km/h

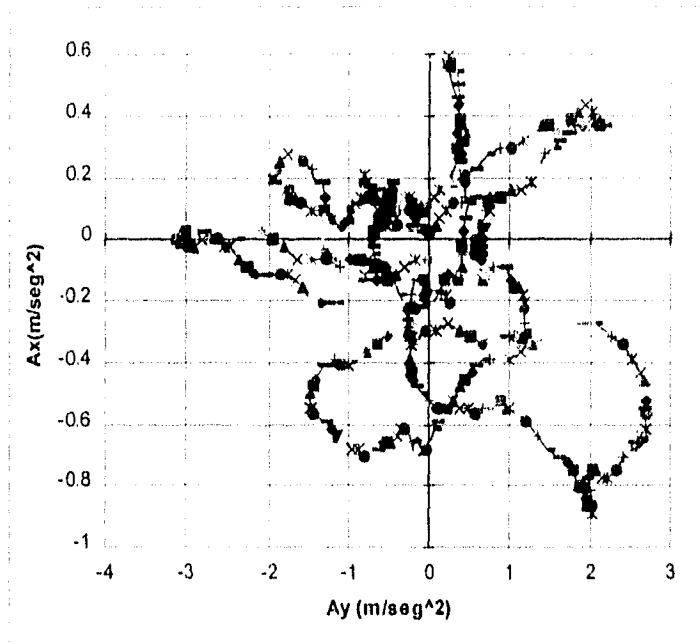


6.30 (d) Velocidad del viento de 257.8 km/h

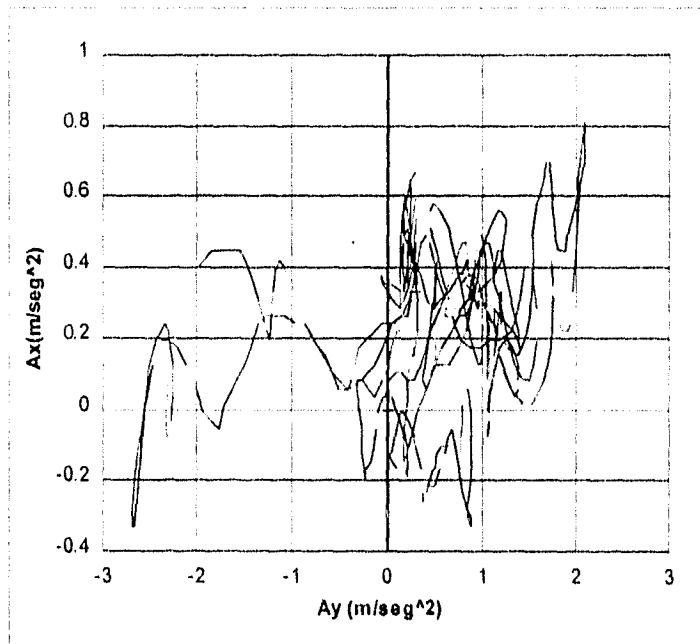


6.30 (e) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.30 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 60° y varias velocidades a la altura de 205 m.

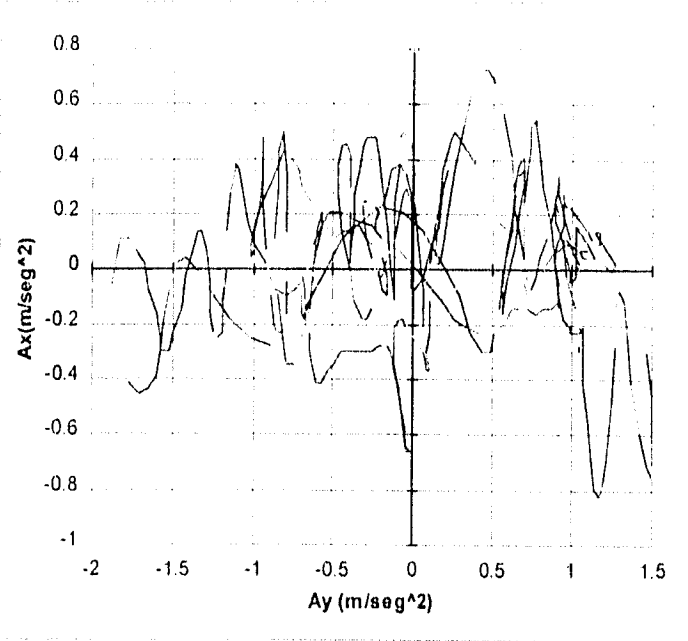


6.31 (a) Velocidad del viento de 184.1 km/h

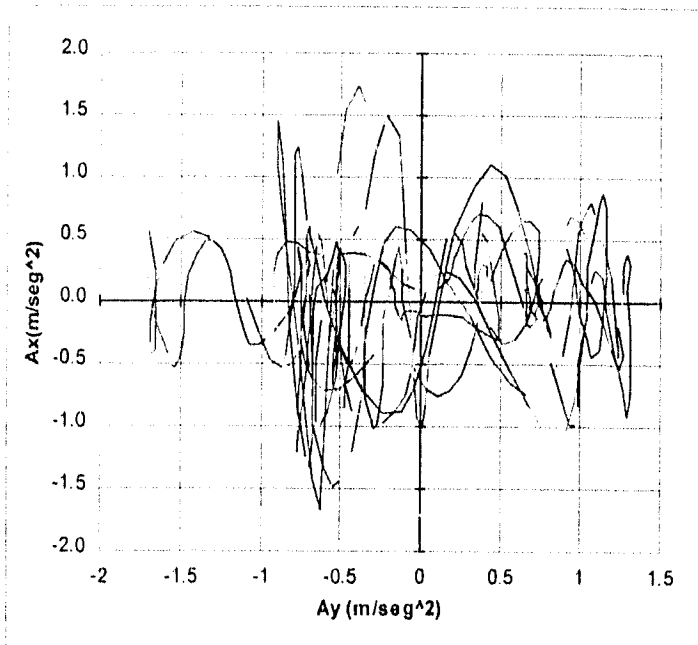


6.31 (b) Velocidad del viento de 299.5 km/h

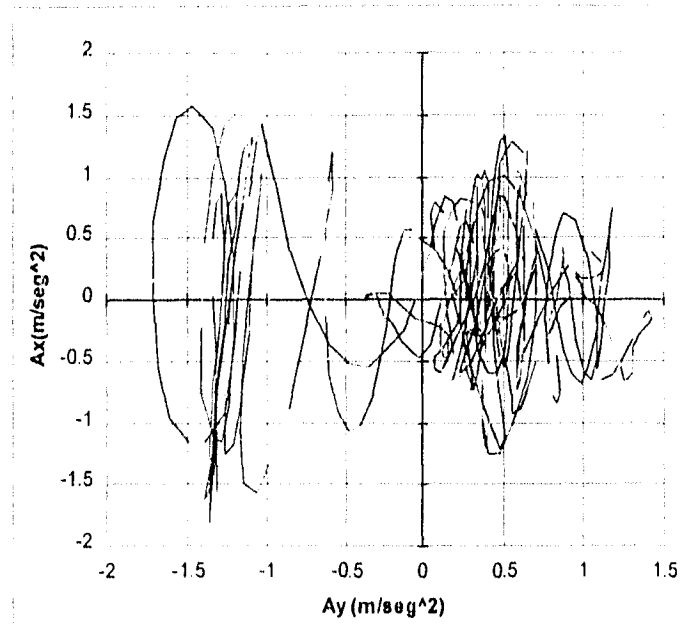
Fig. 6.31 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 90° y varias velocidades a la altura de 205 m.



6.32 (a) Velocidad del viento de 221.0 km/h

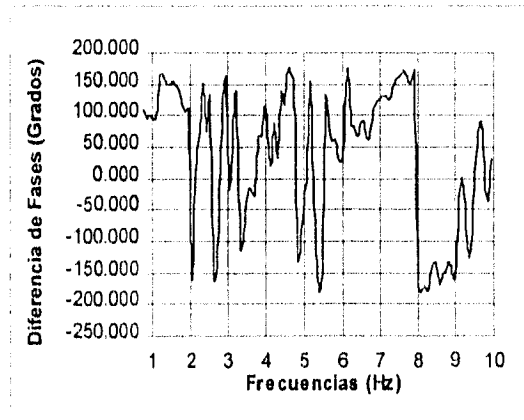
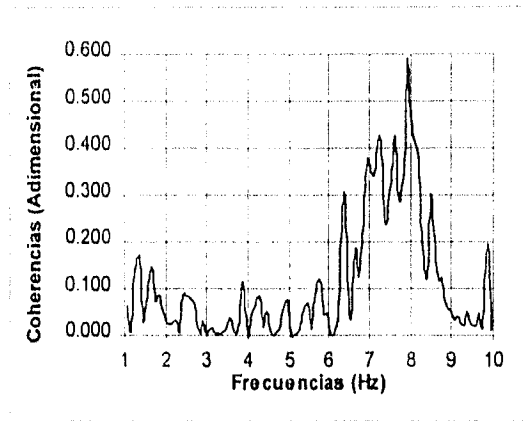
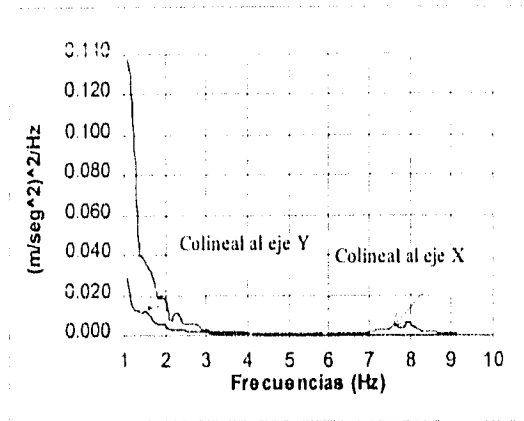


6.32 (b) Velocidad del viento de 257.8 km/h



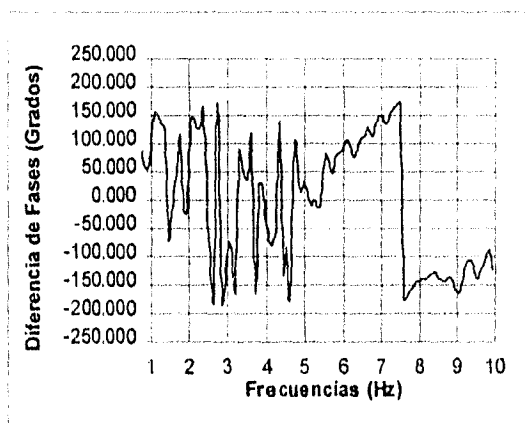
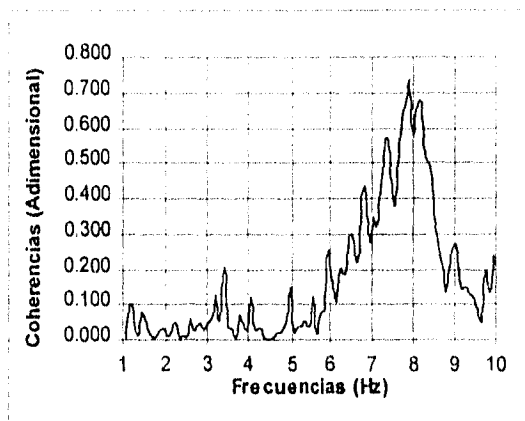
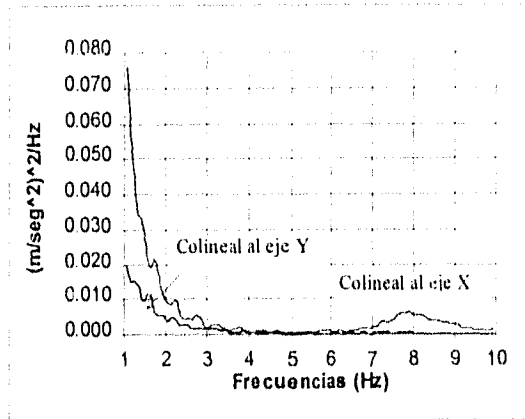
6.32 (c) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.32 Historias de aceleraciones de Reynolds en el plano de la azotea del edificio, para un viento con ángulo de ataque de 180° y varias velocidades a la altura de 205 m.

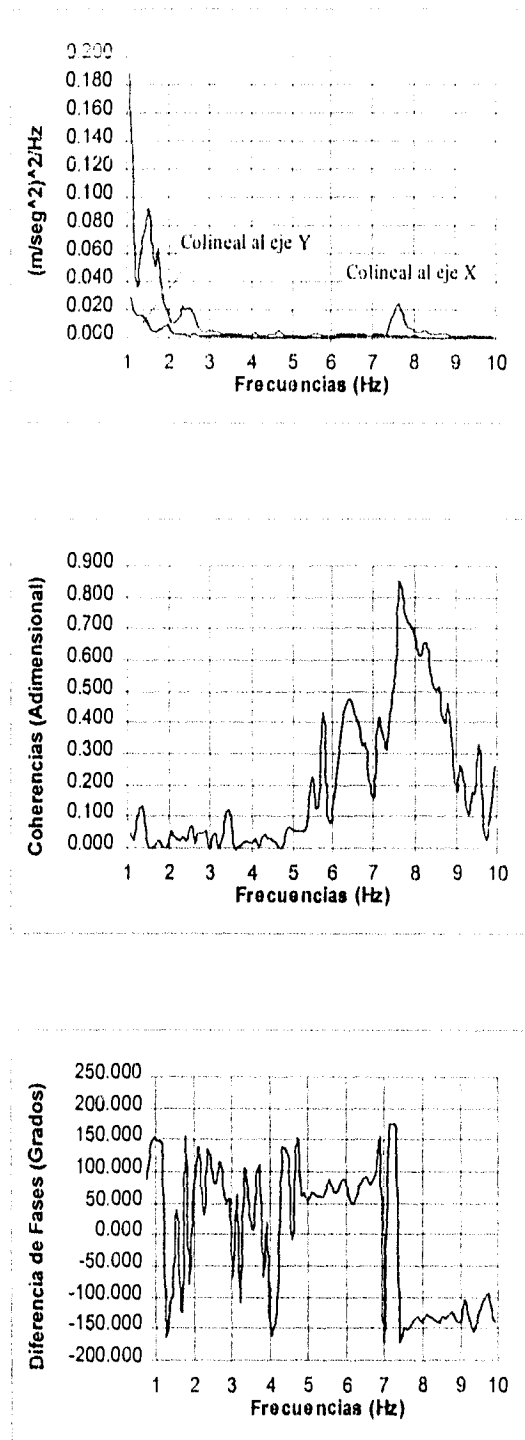


6.33 (a) Velocidad del viento de 221.0 km/h

TRABAJO EXPERIMENTAL

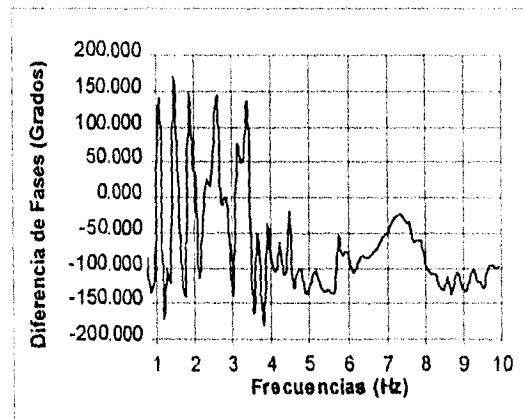
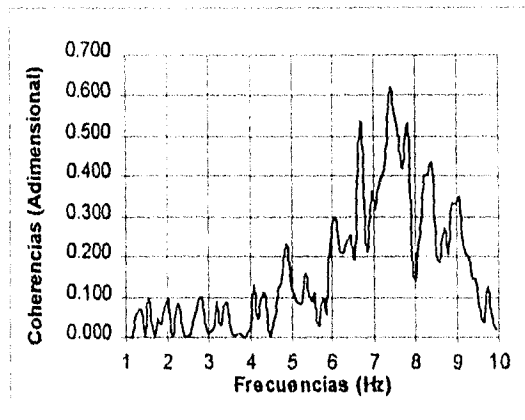
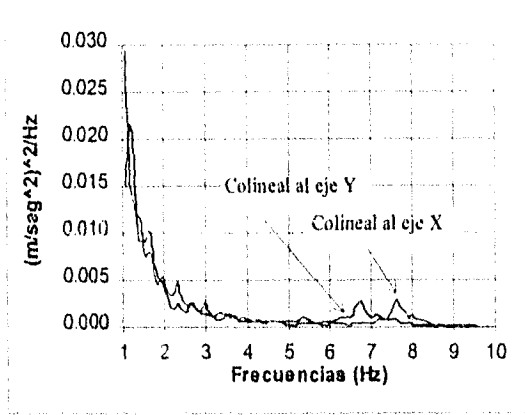


6.33 (b) Velocidad del viento de 257.8 km/h

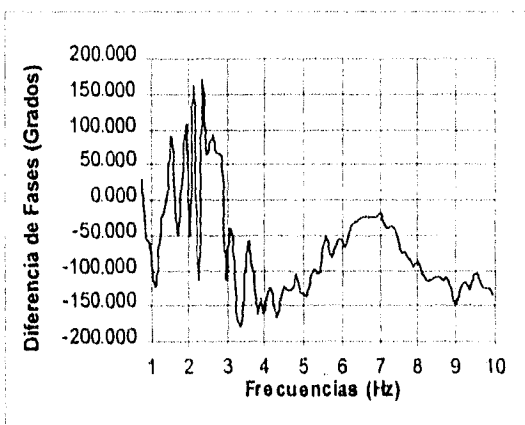
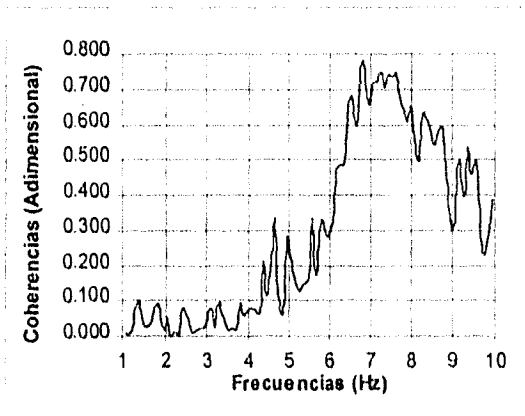
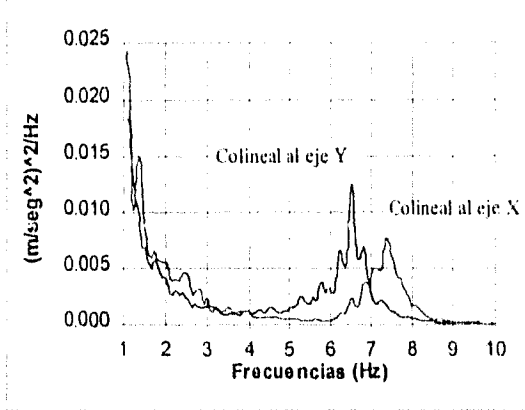


6.33 (c) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.33 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 0° y varias Vels. a la altura de 205 m.

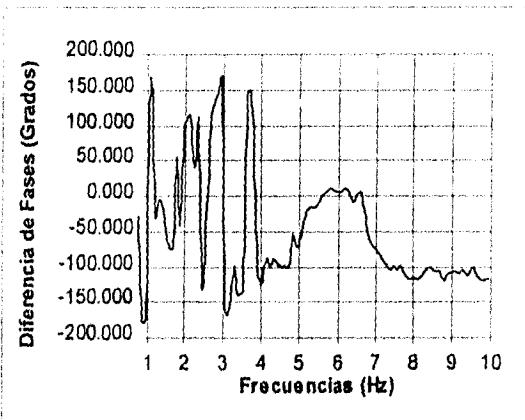
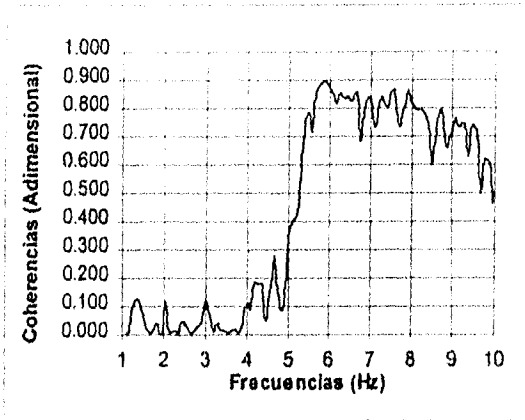
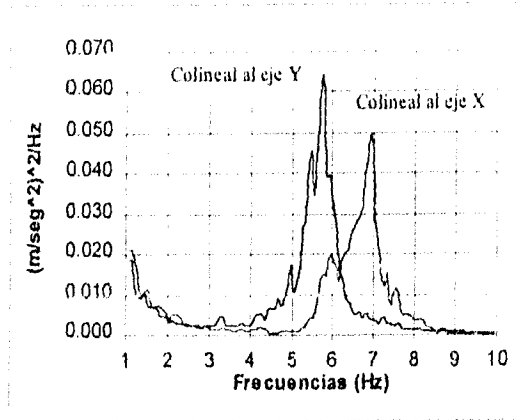


6.34 (a) Velocidad del viento de 165.4 km/h

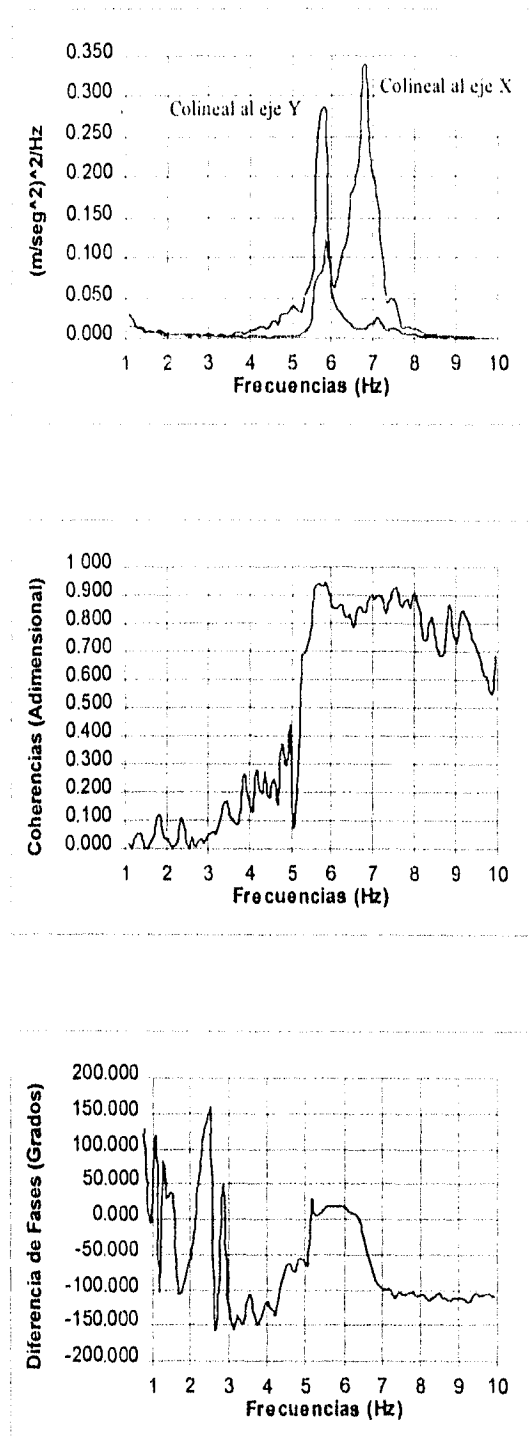


6.34 (b) Velocidad del viento de 221.0 km/h

TRABAJO EXPERIMENTAL



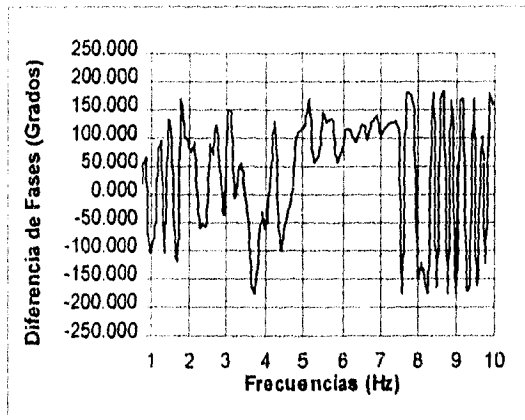
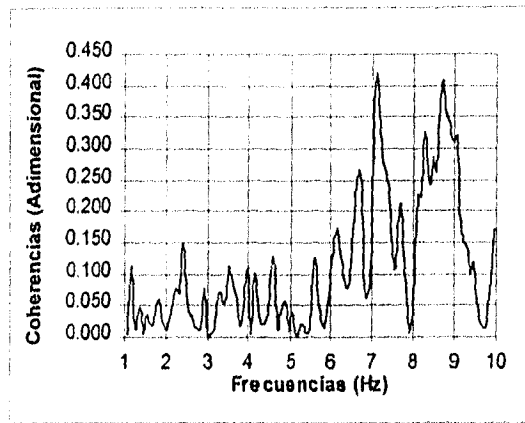
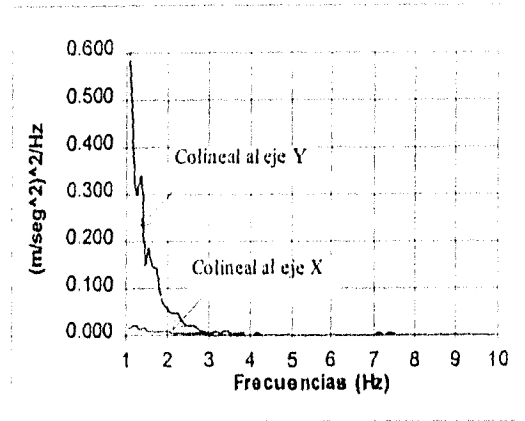
6.34 (c) Velocidad del viento de 257.8 km/h



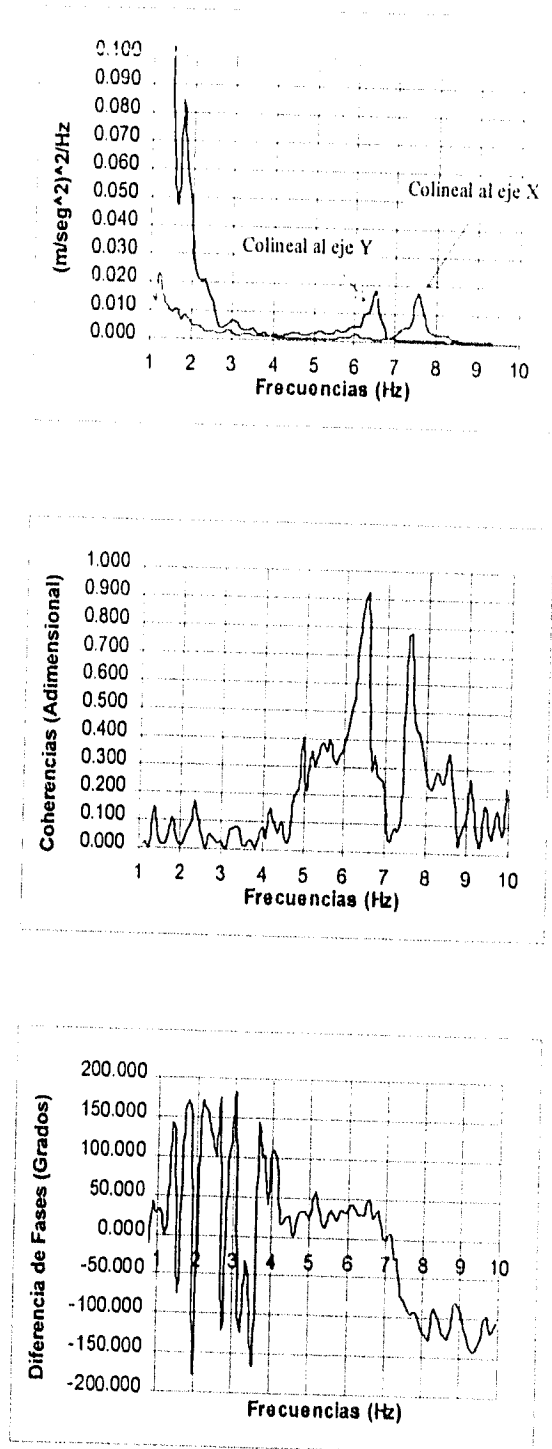
6.34 (d) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.34 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 60° y varias Vels. a la altura de 205 m.

TRABAJO EXPERIMENTAL

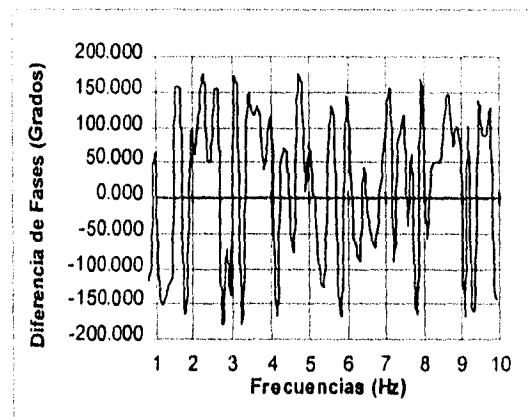
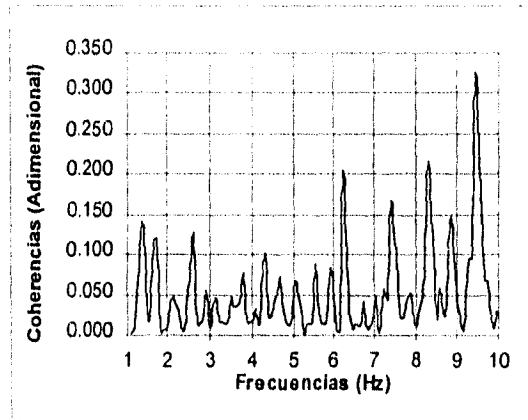
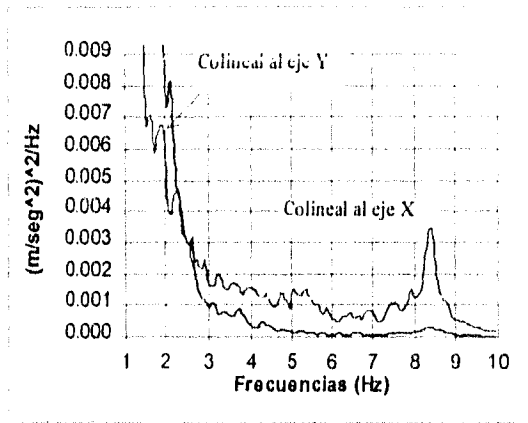


6.35 (a) Velocidad del viento de 184.1 km/h

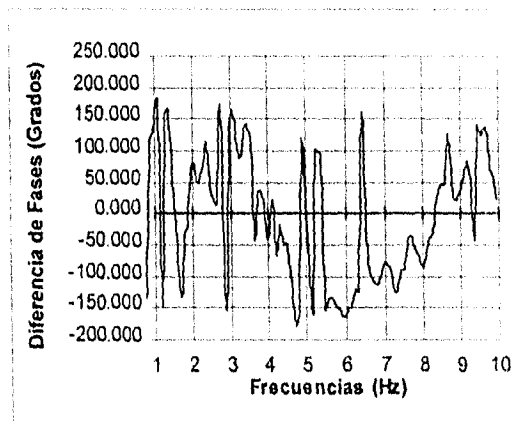
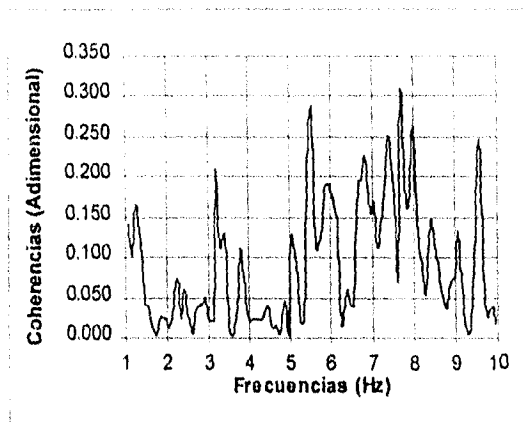
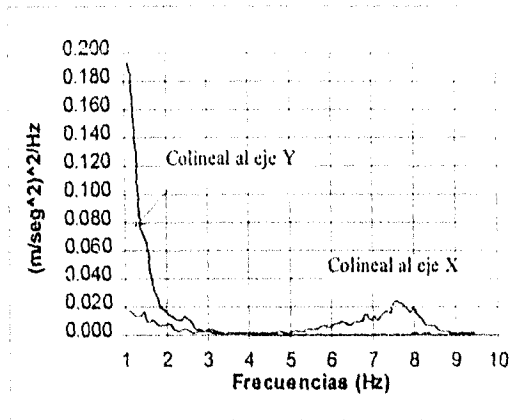


6.35 (b) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.35 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 90° y varias Vels. a la altura de 205 m.

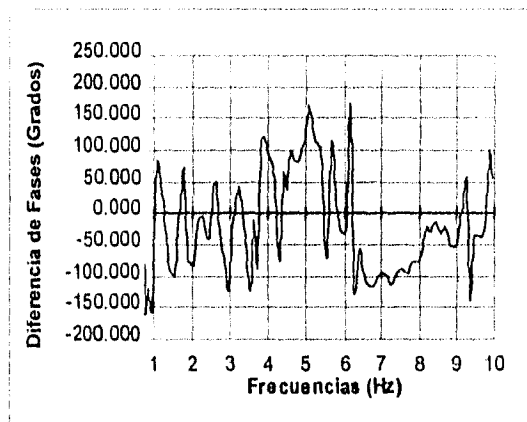
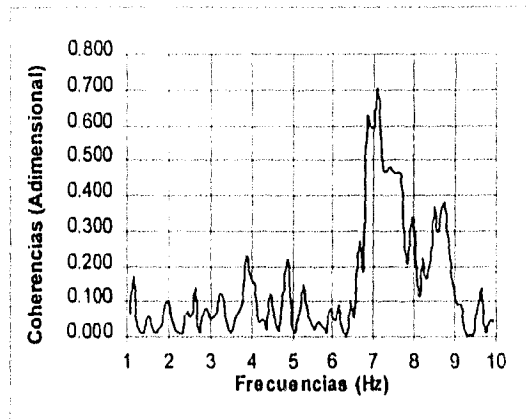
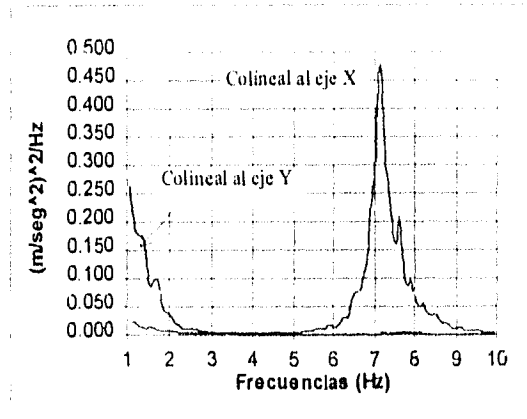


6.36 (a) Velocidad del viento de 184.1 km/h

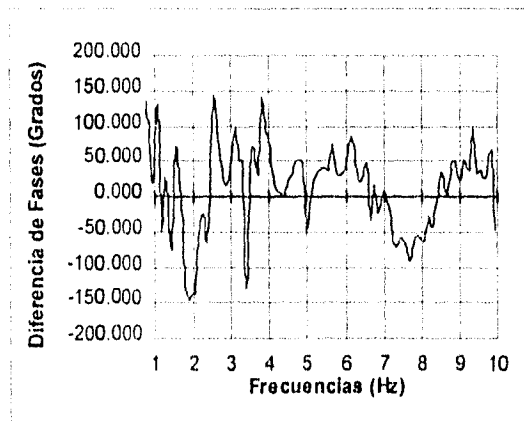
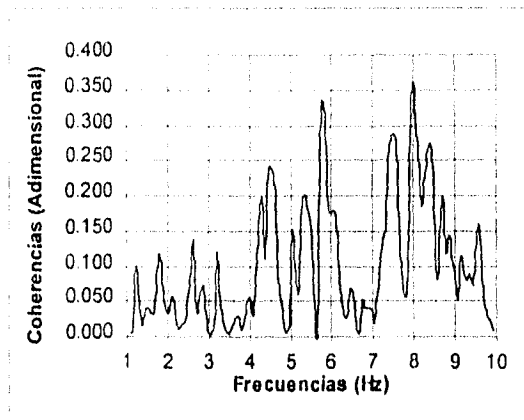
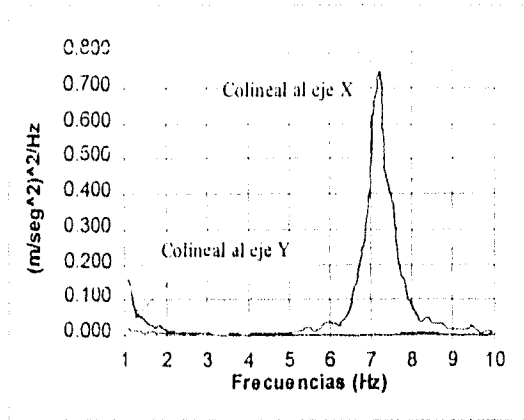


6.36 (b) Velocidad del viento de 221.0 km/h

TRABAJO EXPERIMENTAL



6.36 (c) Velocidad del viento de 257.8 km/h



6.36 (d) Velocidad del viento de 299.5 km/h

Fig. 6.36 Análisis espectral de las Acels. de la azotea del Edif., para un viento con ángulo de ataque de 180° y varias Vels. a la altura de 205 m

6.2 VALORES MEDIOS Y RMS DE LAS RESPUESTAS DE LA ESTRUCTURA

Los valores medios que se presentan son los resultantes de promediar los correspondientes valores instantáneos registrados en un intervalo de 15 segundos, a menos que específicamente se diga lo contrario, y se presentan a escala del modelo. Los coeficientes de presión (adimensional π'_1 de la tabla 4.2) fueron calculados empleando las velocidades de ráfaga de 15 segundos (tiempo a escala real) registradas a la misma altura que las presiones en consideración. Los valores medios cuadráticos, RMS, son los de la variaciones respecto al valor medio y en sus cálculos, se empleó el mismo periodo de promediación de 15 segundos.

Como se mencionó en la sección 6.1.3, en el cálculo de los coeficientes de fuerzas se consideró que la dimensión característica, b_0 , corresponde a la dimensión lateral perpendicular al viento. La área característica (b_0h) se obtuvo multiplicando b_0 por la altura tributaria de cada nivel de medición. Esta manera de proceder los hace independientes de la altura tributaria, puesto que las fuerzas resultantes de las presiones fueron calculados con la misma altura. Así, los coeficientes medios constantes con la altura, que se presentan en la sección 6.2.3, pueden ser empleados con la altura del edificio como aparece en los Reglamentos. Para el cálculo de los coeficientes de momentos, el brazo de palanca característico, h , se tomó como b_0 para los momentos torsionantes y como la altura del edificio para los momentos flexionantes respecto a su base.

Tanto en los coeficientes de fuerza como en los de momentos, se emplearon las velocidades de ráfaga de 15 segundos correspondientes a la misma altura que las fuerzas o momentos correspondientes. Por tanto, aunque en la sección 6.2.3 se presentan valores medios con la altura, deberán usarse con la velocidad que se tenga en la altura en la que se desee evaluar alguna fuerza o momento.

6.2.1 PERFILES EN EL PLANO VERTICAL PLANO DE SIMETRÍA

6.2.1.1 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE CERO

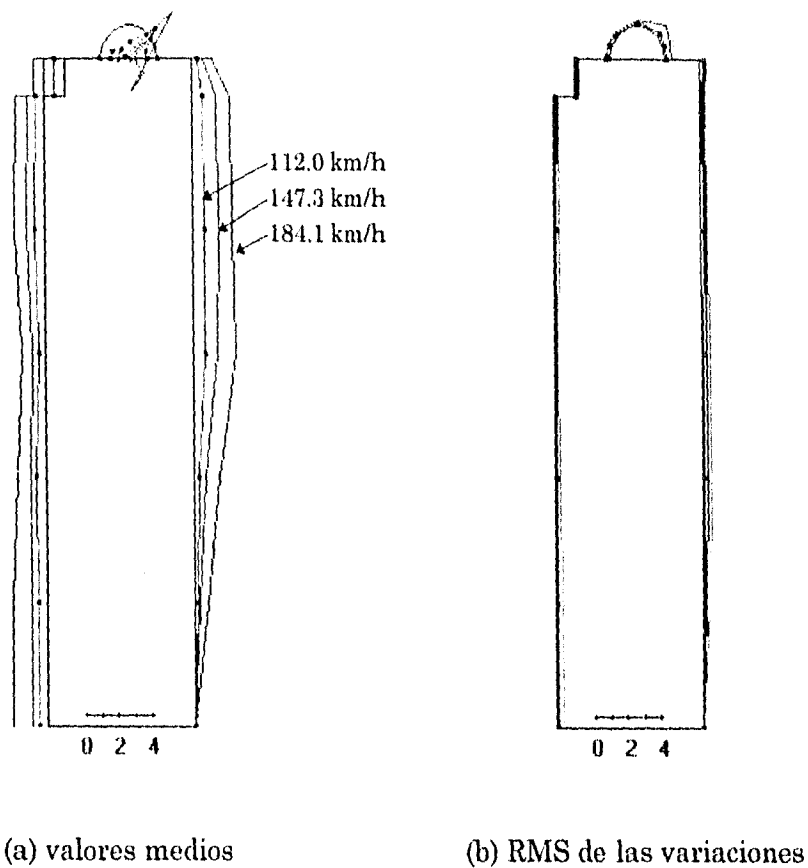
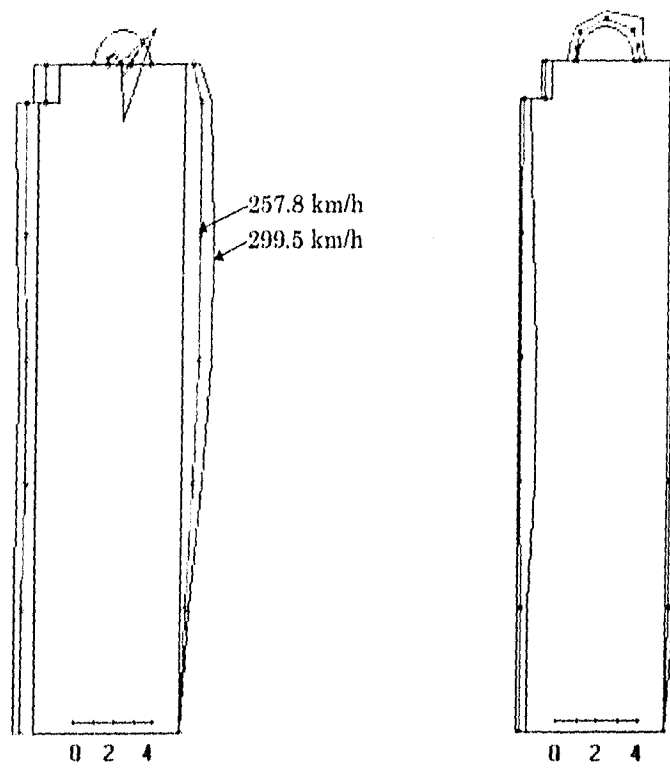


Fig 6.37 Perfiles de presiones medias y de RMS de las fluctuaciones de las presiones respecto a su media, para varios niveles de velocidades a la altura de 205 m. La escala indica décimas de gf/cm^2



(a) valores medios

(b) RMS de las variaciones

Fig 6.38 Perfiles de presiones medias y de RMS de las fluctuaciones de las presiones respecto a su media, para varios niveles de velocidades a la altura de 205 m. La escala indica gf/cm^2

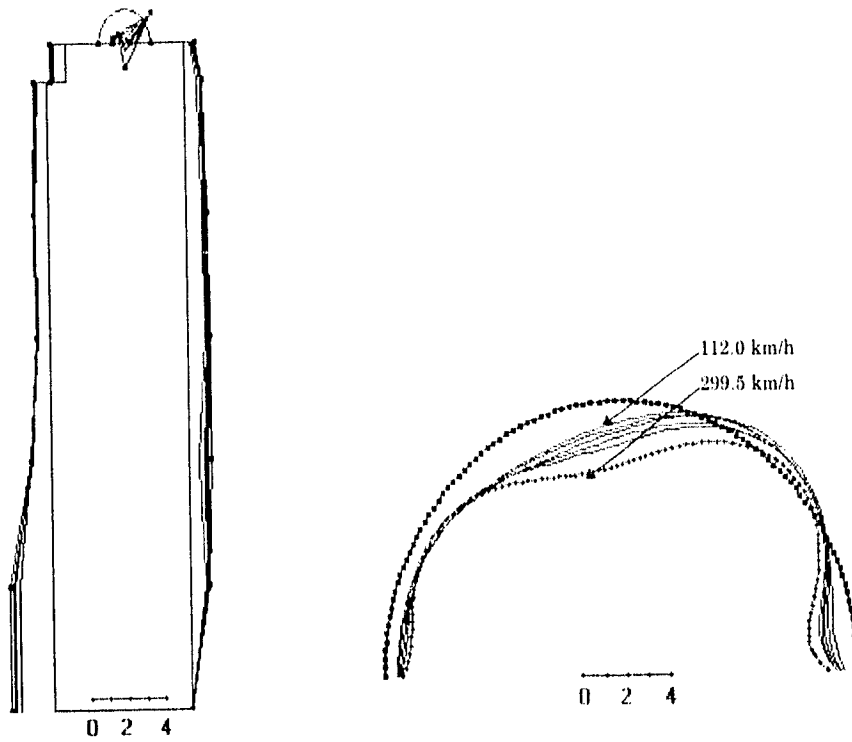


Fig. 6.39 Perfiles de coeficientes de presiones medias para seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m.

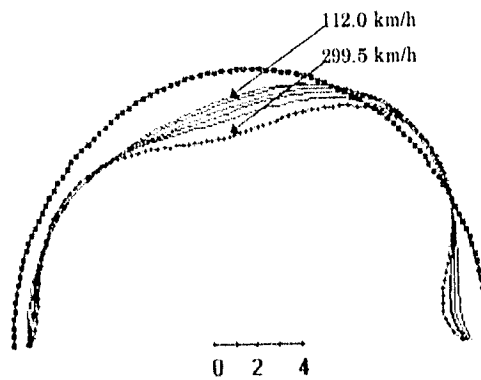


Fig. 6.40 Perfiles de coeficientes de presiones medias para ráfagas de cinco minutos y seis niveles de velocidad de viento a la altura de 205 m.

6.2.2 PERFILES DE COEFICIENTES DE PRESIONES EN VARIAS SECCIONES TRANSVERSALES DEL EDIFICIO.

6.2.2.1 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE CERO

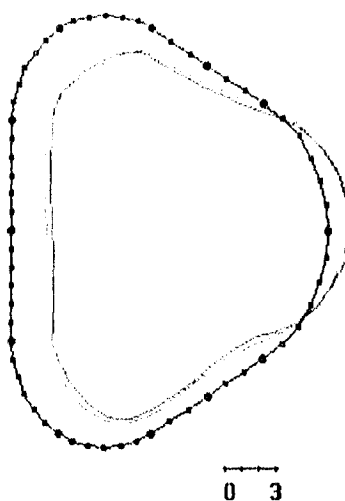


Fig 6.41(a) Velocidades de viento de 112.0 y 147.3 km/h

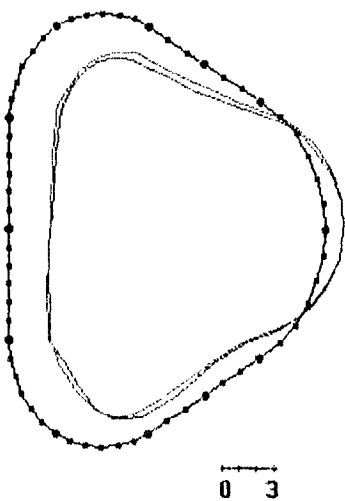


Fig 6.41(b) Velocidades de viento de 184.1 y 221.0 km/h

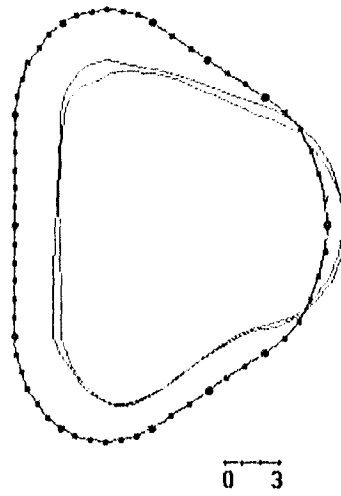


Fig 6.41(c) Velocidades de viento de 257.8 y 299.5 km/h

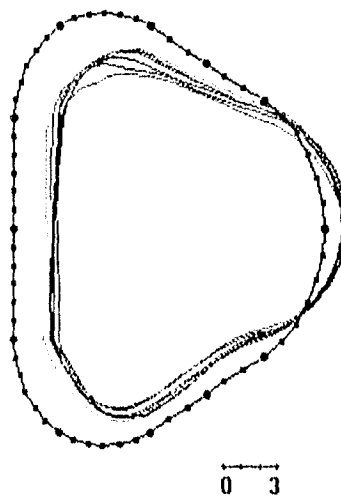


Fig 6.41(d) Velocidades de viento de 112.0, 147.3, 184.1, 221.0, 257.8 y 299.5 km/h

Fig. 6.41 Perfiles de coeficientes de presión medios correspondientes al nivel de medición uno, para seis niveles de velocidades de viento a la altura de 205 m.

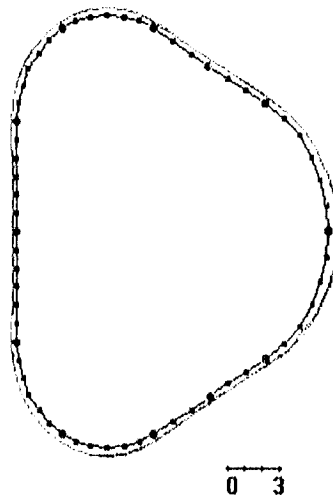


Fig 6.42(a) Velocidades de viento de 112.0 y 147.3 km/h

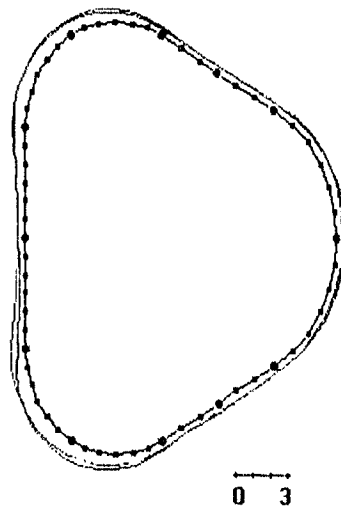


Fig 6.42(b) Velocidades de viento de 184.1, 221.0 y 257.8 km/h

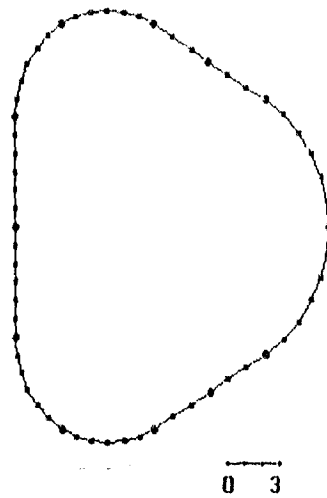


Fig 6.42(c) Velocidades de viento de 299.5 km/h

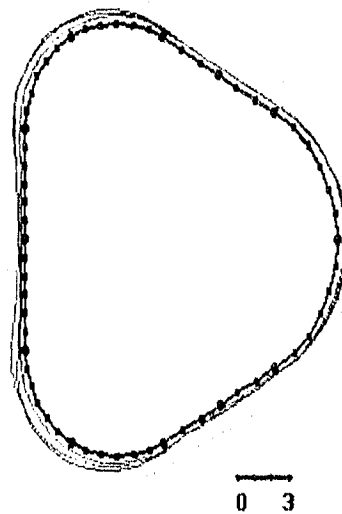


Fig 6.42(d) Velocidades de viento de 112.0, 147.3, 184.1, 221.0, 257.8 y 299.5 km/h

Fig. 6.42 Perfiles de RMS de los coeficientes de presión, correspondientes al nivel de medición uno, para seis niveles de velocidades de viento a la altura de 205 m

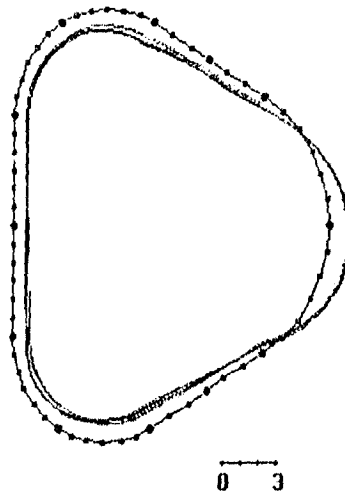


Fig. 6.43 Perfiles de coeficientes de presión medios correspondientes al nivel de medición cuatro, para velocidades de viento de 112.0, 147.3, 184.1, 221.0, 257.8 y 299.5 km/h; a la altura de 205 m.

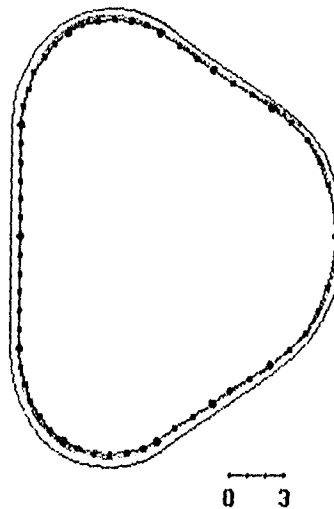


Fig. 6.44 Perfiles de RMS de coeficientes de presión correspondientes al nivel de medición cuatro, para velocidades de viento de 112.0, 147.3, 184.1, 221.0, 257.8 y 299.5 km/h; a la altura de 205 m.

6.2.2.2 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 60°

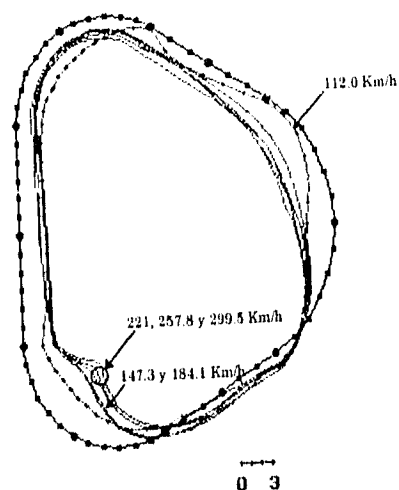


Fig. 6.45 Perfiles de coeficientes de presión medios correspondientes al nivel de medición uno, para velocidades de viento de 112.0, 147.3, 184.1, 221.0, 257.8 y 299.5 km/h; a la altura de 205 m.

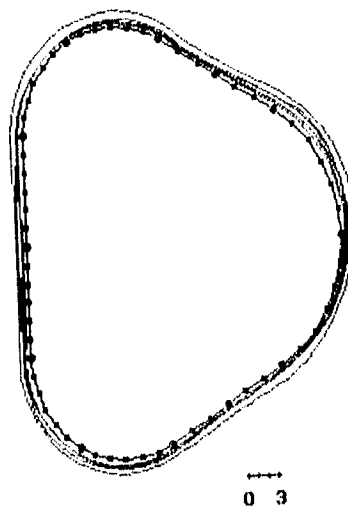


Fig. 6.46 Perfiles de RMS de coeficientes de presión correspondientes al nivel de medición cuatro, para velocidades de viento de 112.0, 147.3, 184.1, 221.0, 257.8 y 299.5 km/h; a la altura de 205 m.

6.2.3 COEFICIENTES DE FUERZAS Y MOMENTOS

Los valores medios de los coeficientes de fuerzas y momentos, resultantes de promediar los valores instantáneos medidos en un intervalo de 15 segundos, son variables con la altura como puede verse en la figura 6.47. Sin embargo, para ser congruentes con los criterios empleados en los Reglamentos, en este trabajo se presentan los coeficientes que resultan de promediar los valores de las diversas alturas de medición. Dichos valores medios se presentan como valores absolutos ya que deben interpretarse como válidos para ambos sentidos de cada dirección.

Algunas gráficas se presentan en función del número de Reynolds (adimensional π'_5), en éstas, dicho número se ha calculado empleando la dimensión característica correspondiente al ángulo de ataque cero, el cual es denominado ancho equivalente en la tabla 3.1, y la velocidad correspondiente a la altura de 205 m de altura.

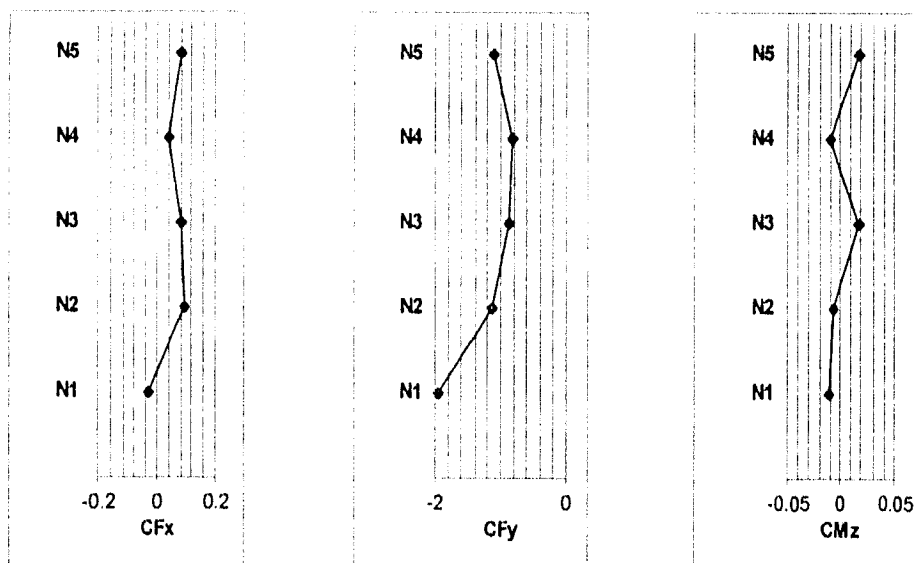


Fig. 6.47 Coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes en varias alturas, cuando el viento actuaba con un ángulo de ataque de 0° y una velocidad de 184.1 km/h a la altura de 205 m.

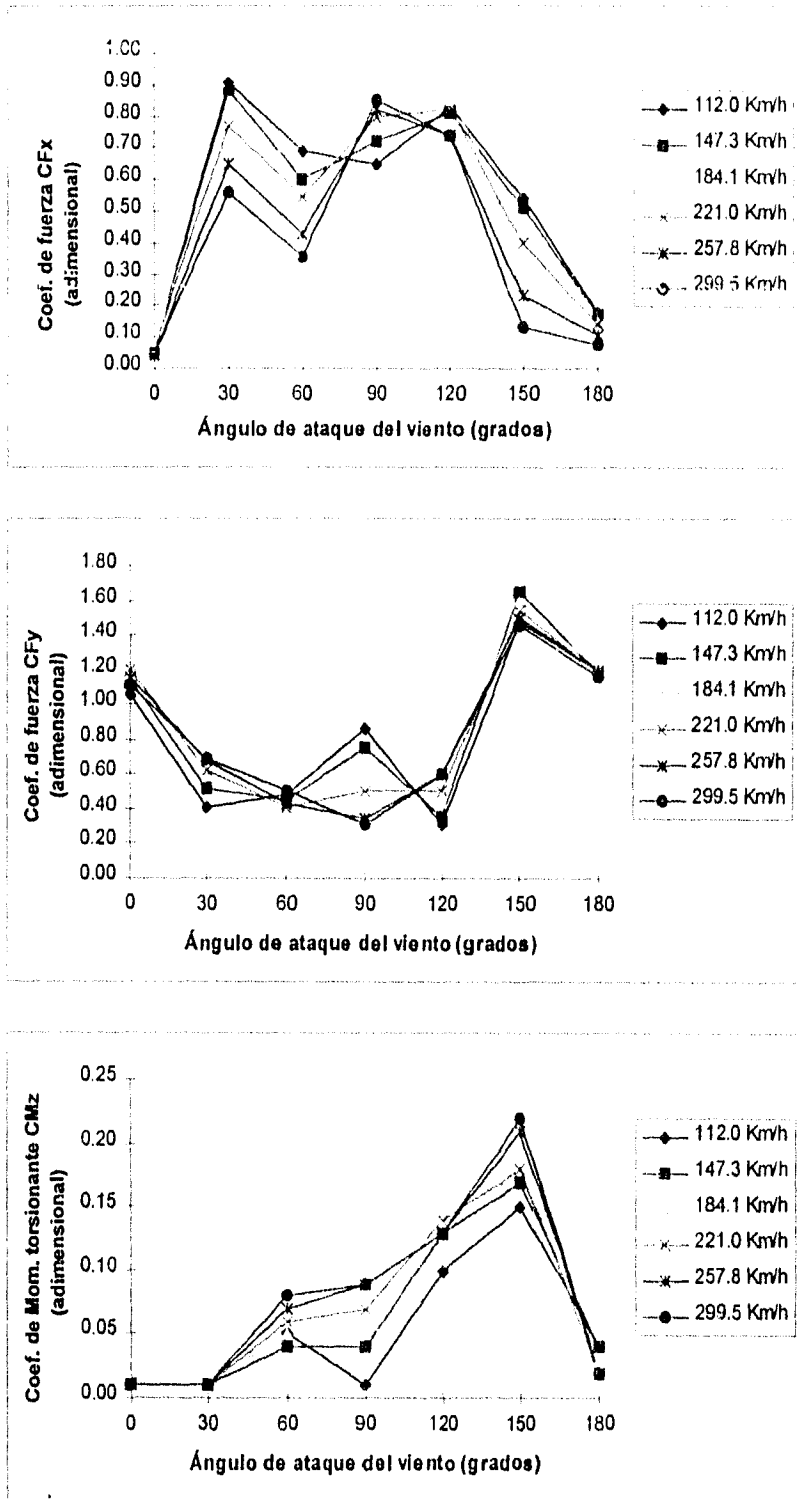


Fig 6.48 Coeficientes medios de fuerzas y momentos torsionantes para diferentes ángulos de ataque y velocidades a la altura de 205 m.

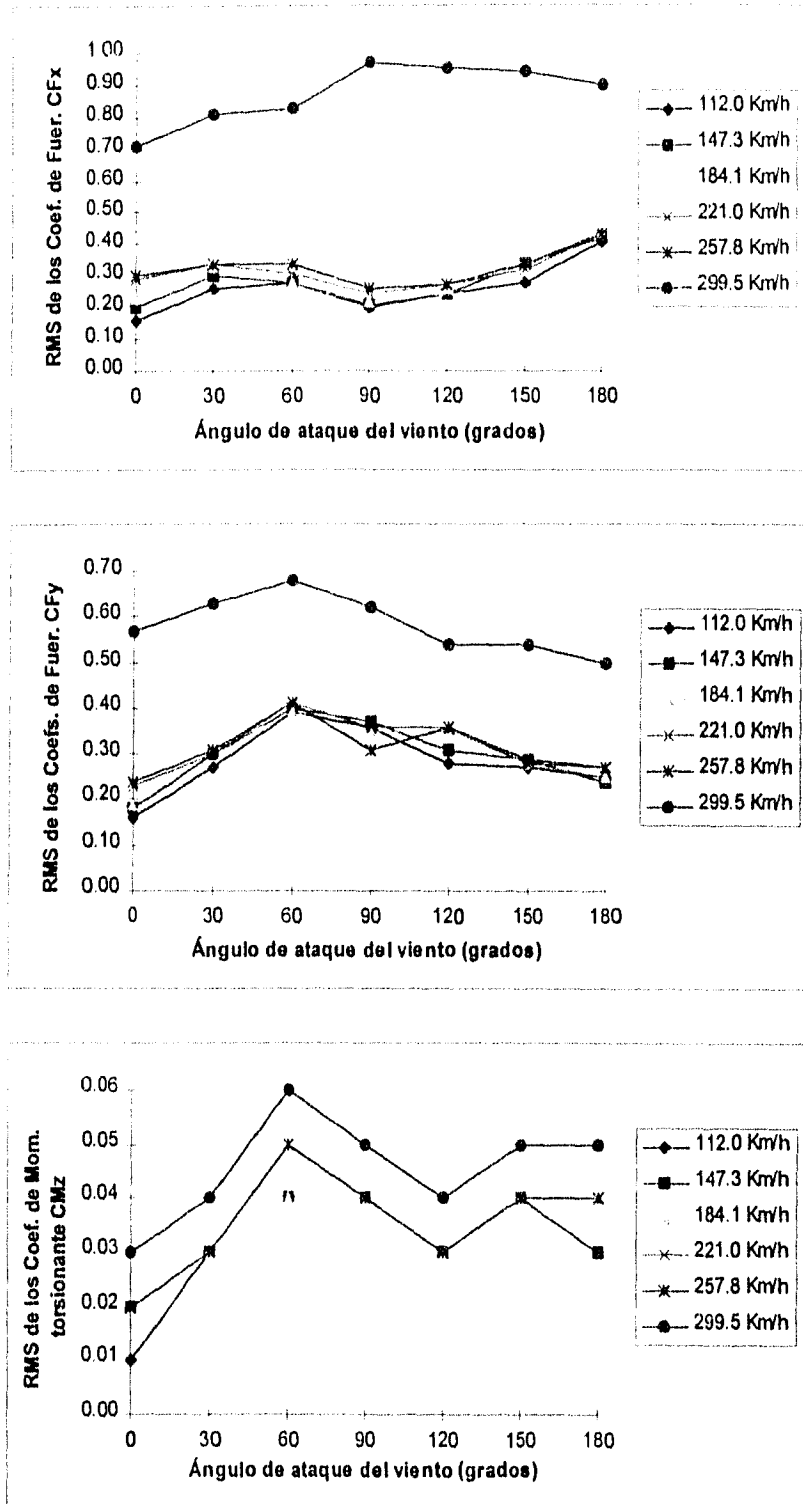


Fig 6.49 RMS de los Coeficientes de fuerzas y Momentos. Torsinantes para diferentes ángulos de ataque y velocidades a la altura de 205 m.

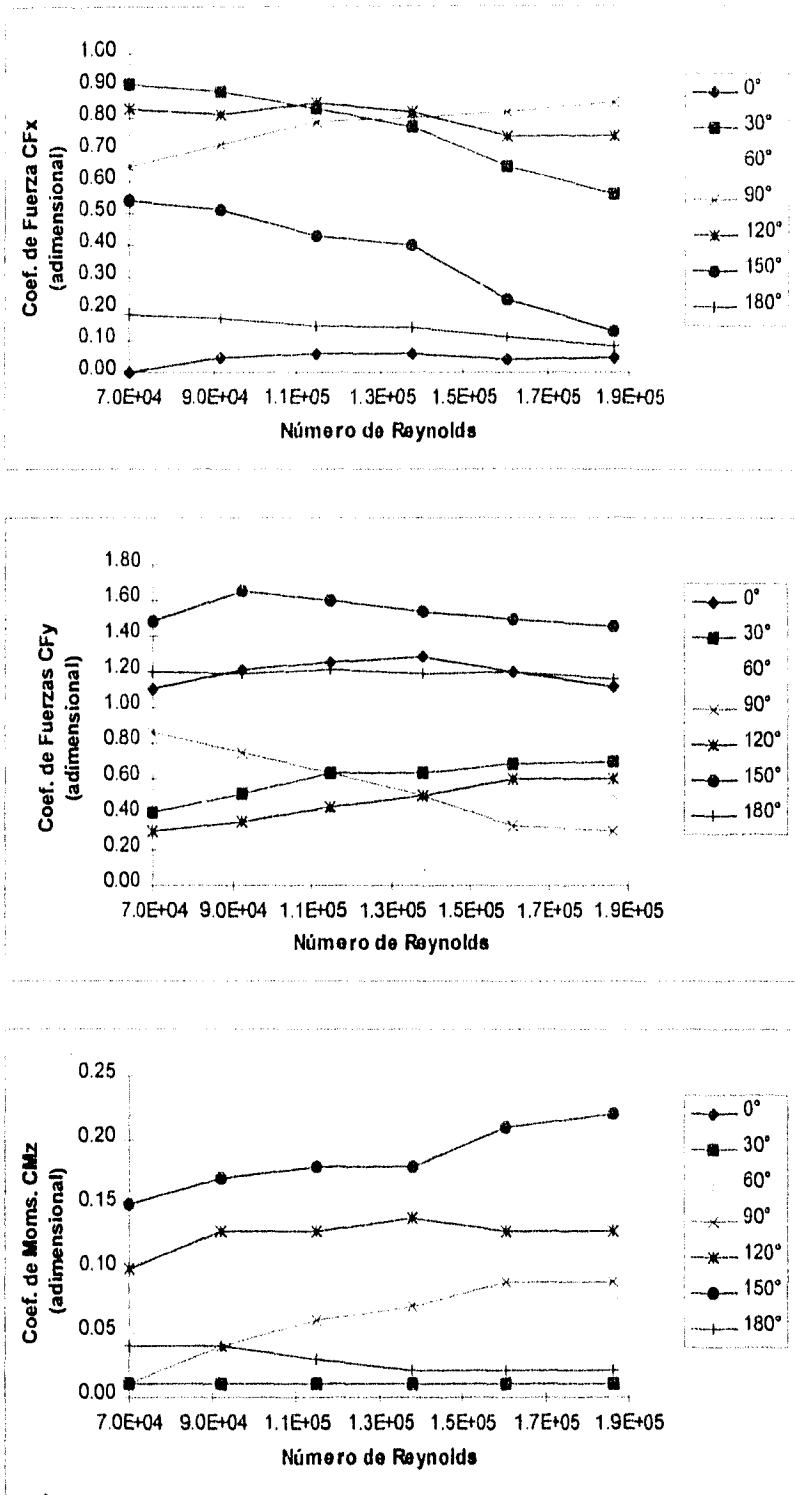


Fig. 6.50 Coeficientes medios de fuerzas y momentos torsionantes para diferentes ángulos de ataque y números de Reynolds.

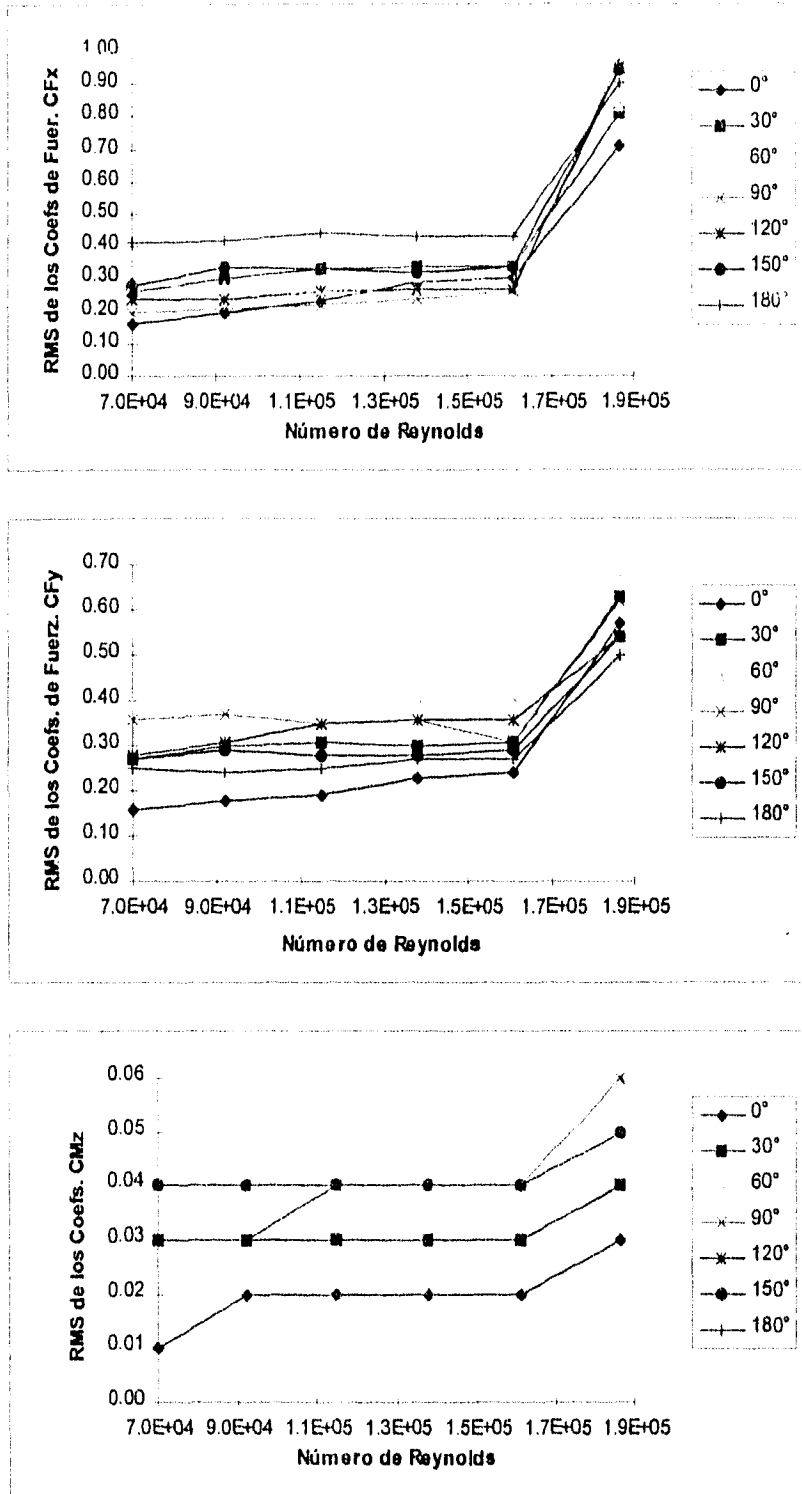


Fig 6.51 RMS de coeficientes de fuerzas y momentos torsionantes para diferentes ángulos de ataque y números de Reynolds.

6.3 VALORES EXTREMOS DE LAS RESPUESTAS

6.3.1 ENVOLVENTES DE PRESIONES EN EL PLANO VERTICAL DE SIMETRÍA

Los valores extremos que se presentan son simplemente envolventes de las lecturas muestreadas en un intervalo de 15 segs y no son necesariamente coeficientes de presiones medidos en instantes iguales. Estos valores extremos son variables aleatorias y, por lo tanto, las envolventes mostradas pueden variar al tomar un conjunto diferente de perfiles de presión o coeficientes de presiones. Sin embargo, las envolventes mostradas son las que se observaron como típicas de cada una de las etapas que representan o bien, de alguna subetapa que será discutida en el capítulo 7.

6.3.1.1 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE CERO

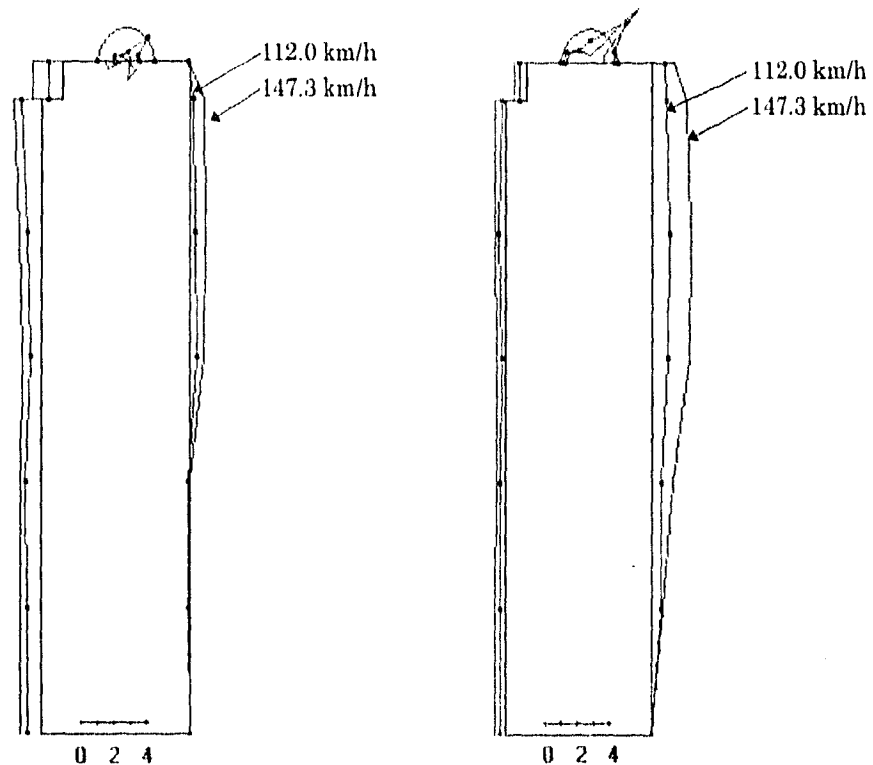


Fig 6.52 Perfiles de presiones mínimas y máximas para varios niveles de velocidades a la altura de 205 m. La escala indica décimas de gf/cm^2

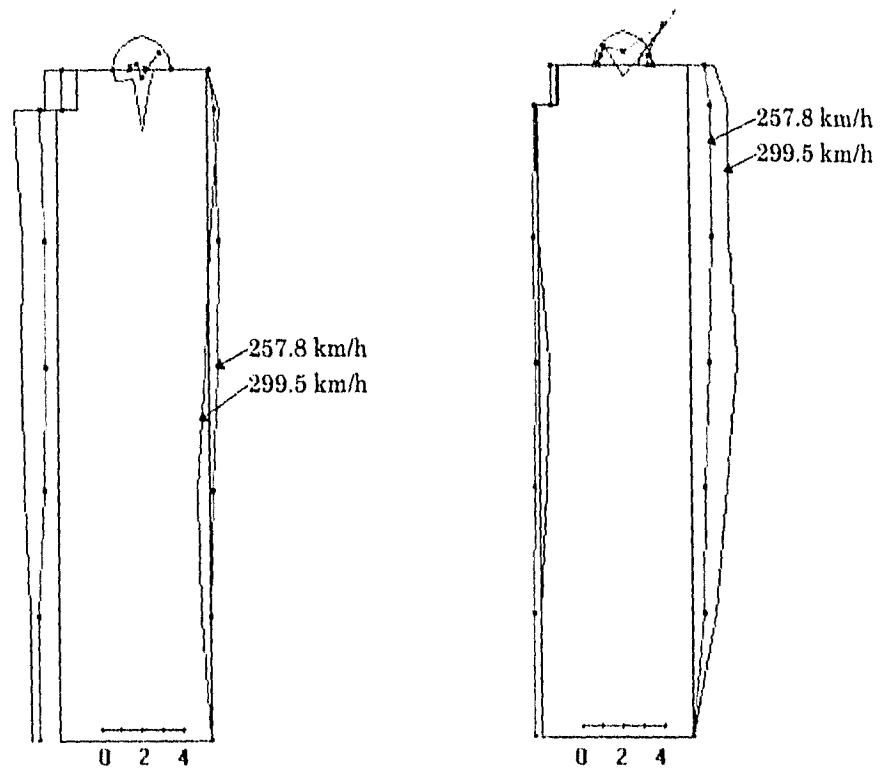


Fig 6.53 Perfiles de presiones mínimas y máximas para varios niveles de velocidades a la altura de 205 m. La escala indica gf/cm^2

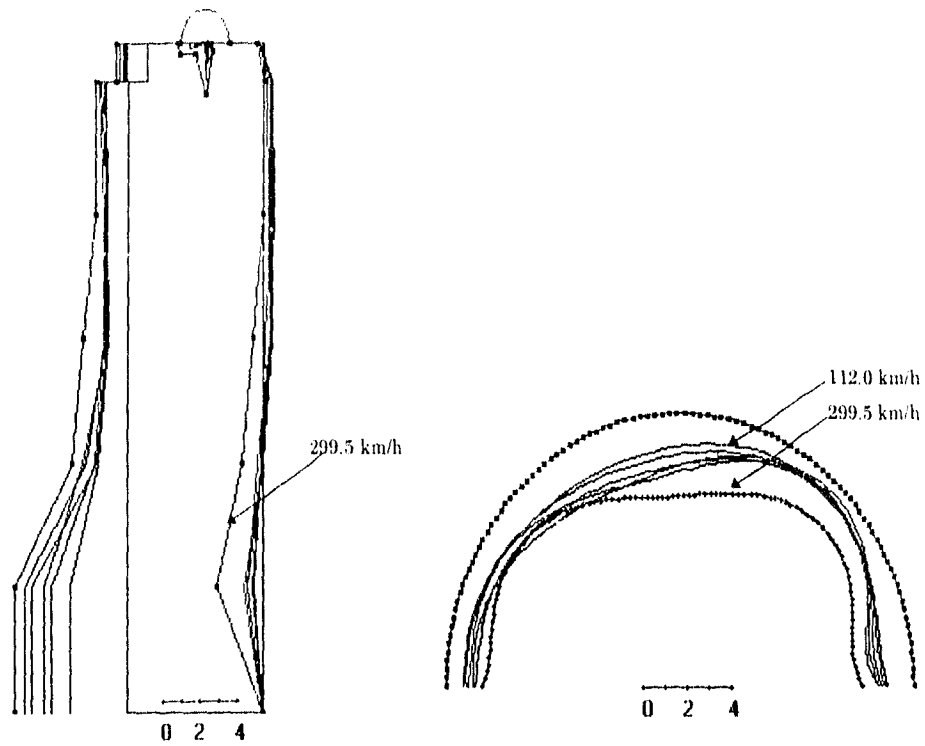


Fig. 6.54 Perfiles de coeficientes de presiones mínimas para seis niveles de velocidades de viento a la altura de 205 m.

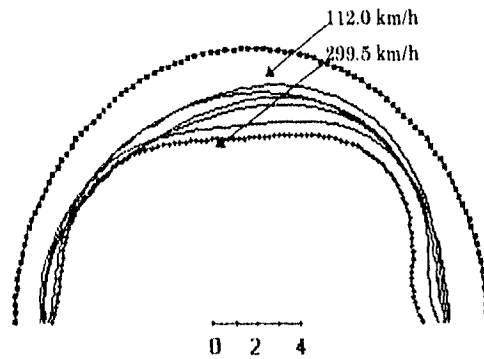


Fig. 6.55 Perfiles de coeficientes de presiones mínimas para ráfagas de cinco minutos y seis niveles de velocidades de viento a la altura de 205 m.

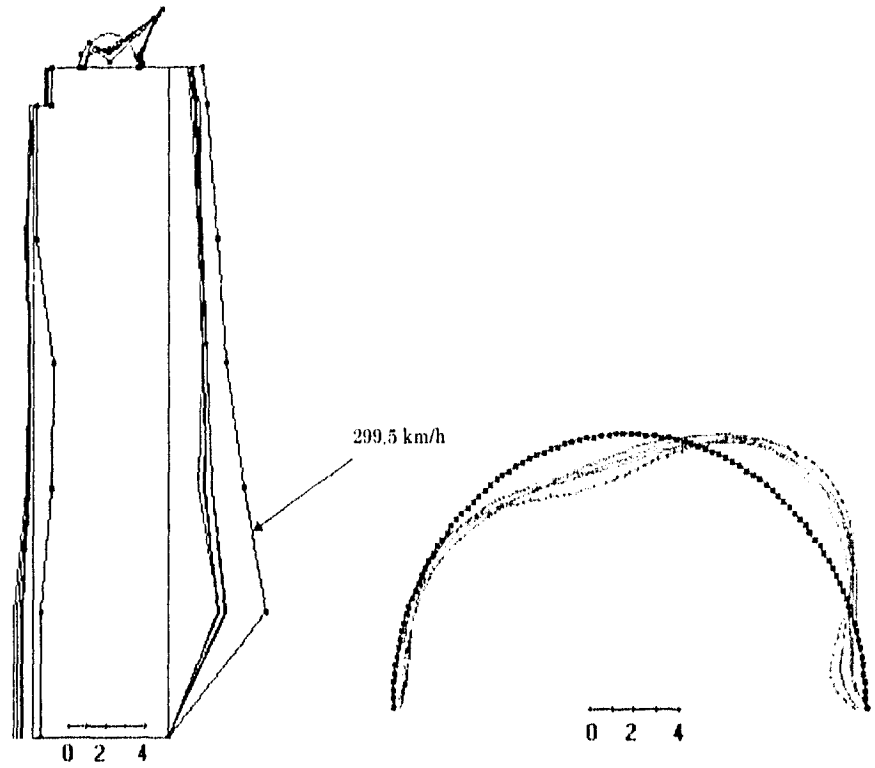


Fig. 6.56 Perfiles de coeficientes de presiones máximas para seis niveles de velocidades de viento a la altura de 205 m.

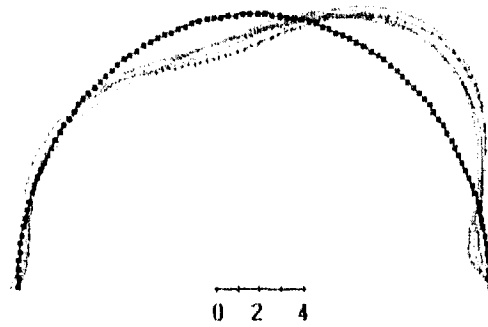


Fig. 6.57 Perfiles de coeficientes de presiones mínimas para ráfagas de cinco minutos y seis niveles de velocidades de viento a la altura de 205 m.

6.3.2 ENVOLVENTES DE PRESIONES MÁXIMAS Y MÍNIMAS EN VARIAS SECCIONES TRANSVERSALES DEL EDIFICIO

6.3.2.1 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE CERO

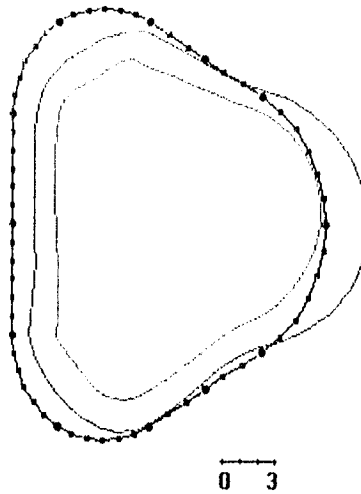


Fig 6.58(a) Velocidad del viento = 112.0 km/h

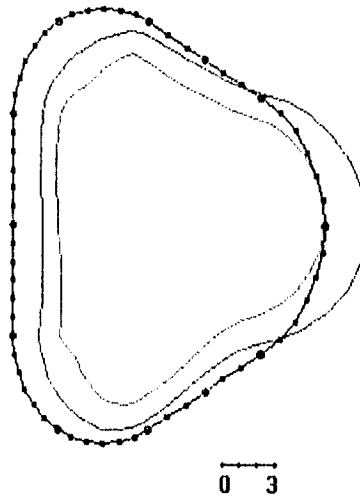


Fig 6.58(b) Velocidad del viento = 147.3 km/h

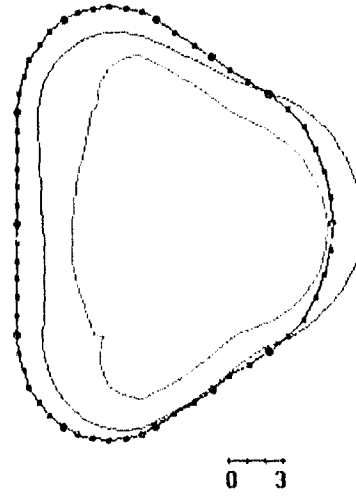


Fig 6.58(c) Velocidad del viento = 184.1 km/h

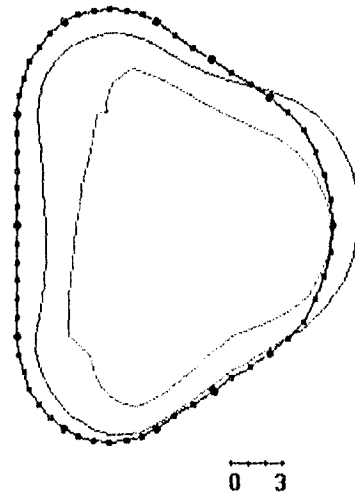


Fig 6.58(d) Velocidad del viento = 221.0 km/h

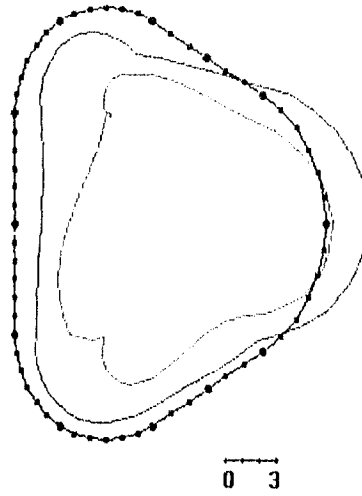


Fig 6.58(e) Velocidad del viento = 257.8 km/h

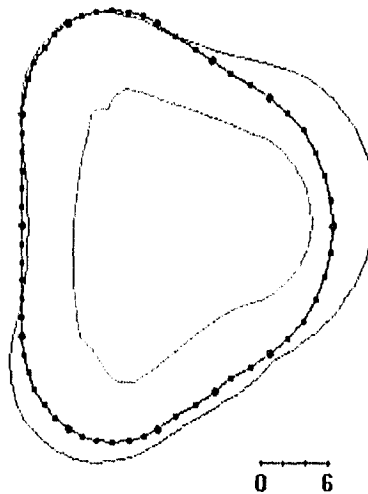
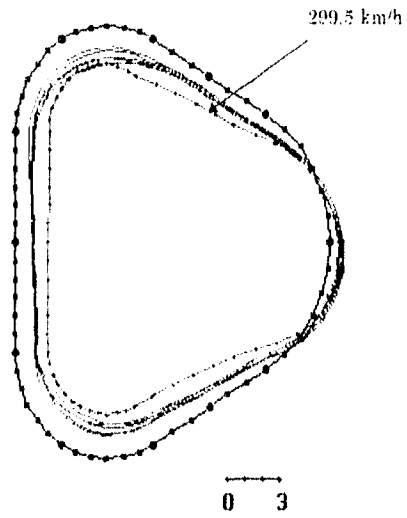
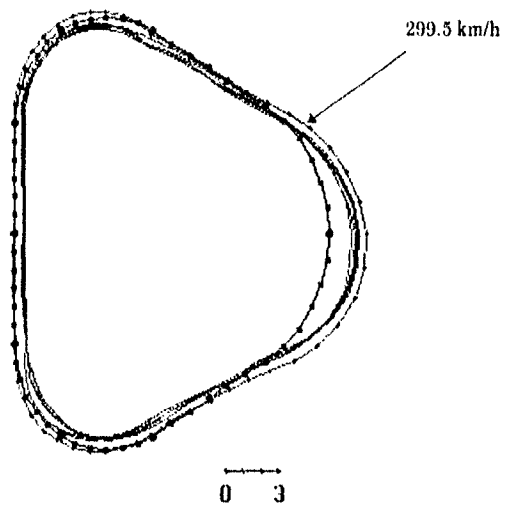


Fig 6.58(f) Velocidad del viento = 299.5 km/h

Fig. 6.58 Perfiles de coeficientes de presiones máximas y mínimas, correspondientes al nivel de medición uno, para seis niveles de velocidades de viento a la altura de 205m.



(a) Coeficientes de presiones mínimas



(a) Coeficientes de presiones máximas

Fig. 6.59 Perfiles de coeficientes de presiones máximas y mínimas, en el nivel de medición cuatro, cuando las velocidades de viento eran de 112.0, 147.3, 184.1, 221.0, 257.8 y 299.5 km/h a la altura de 205m.

6.3.2.2 VIENTO CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 60°

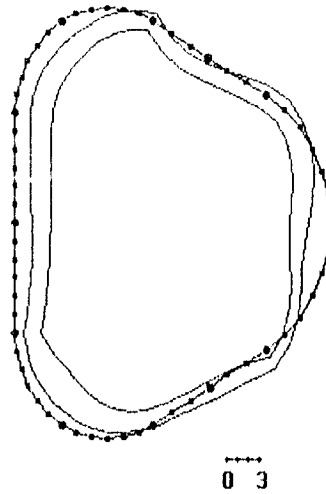


Fig 6.60(a) Coeficientes de presiones mínimas y máximas, para una velocidad de viento de 112.0 km/h

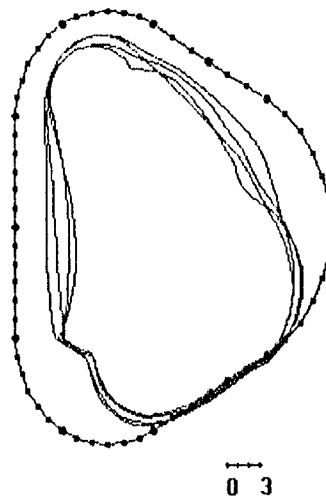


Fig 6.60(b) Coeficientes de presiones mínimas para velocidades de viento de 147.3, 184.1, 221.0 y 257.8 km/h

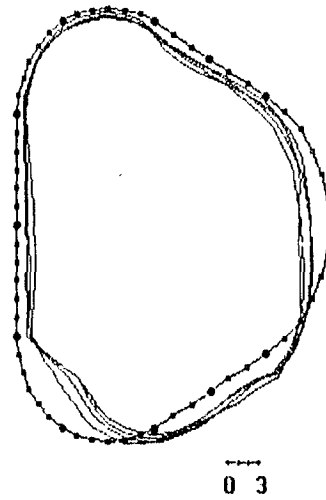


Fig 6.60(c) Coeficientes de presiones máximas para velocidades del viento de 147.3, 184.1, 221.0 y 257.8 km/h

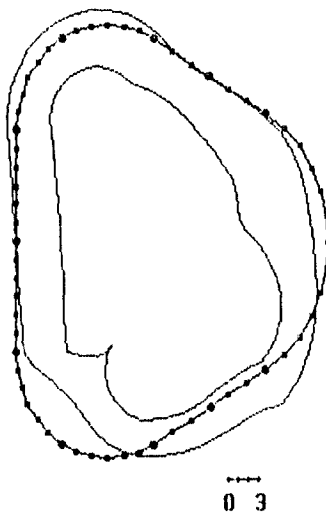


Fig 6.60(d) Coeficientes de presiones mínimas y máximas para una velocidad de viento de 299.5 km/h

Fig. 6.60 Perfiles de coeficientes de presiones máximas y mínimas, correspondientes al nivel de medición uno, para varias velocidades de viento a la altura de 205m.

6.3.3 COEFICIENTES DE FUERZAS Y MOMENTOS

En esta sección se presentan los cocientes de los coeficientes medios, respecto al tiempo y a la altura, presentados en la sección 6.2.3, entre los valores que se obtuvieron al promediar los máximos de las diversas alturas de medición.

Como se menciona en la sección 6.2.3, se promediaron los coeficientes de fuerzas y momentos instantáneos muestreados durante un intervalo de 15 segundos en cada altura de medición. Esta es la promediación respecto al tiempo. Posteriormente, se promediaron dichos coeficientes de ráfagas de 15 segundos de los diferentes niveles de medición. Y, con esto último, se obtuvieron los coeficientes de ráfagas de 15 segundos para cada dirección del edificio presentados en las figuras 6.48, 6.49, 6.50 y 6.51. Dichos coeficientes son los denominados valores medios respecto al tiempo y a la altura en el párrafo anterior.

Los coeficientes, a los que se hace referencia en el primer párrafo de esta página y que en las gráficas de esta sección se mencionan como máximos de cada dirección (C_{Fx} máximo, C_{fy} máximo y C_{mz} máximo), resultaron de promediar los valores máximos registrados en un intervalo de 15 segundos en los diferentes niveles de medición.

Cabe mencionarse que los coeficientes que se presentan son valores absolutos de los valores medios, ya que deben interpretarse como válidos para ambos sentidos de cada dirección.

Algunas gráficas se presentan en función del número de Reynolds (adimensional π'_5), en éstas, dicho número se ha calculado empleando la dimensión característica correspondiente al ángulo de ataque cero, el cual es denominado ancho equivalente en la tabla 3.1, y la velocidad correspondiente a la altura de 205 m de altura.

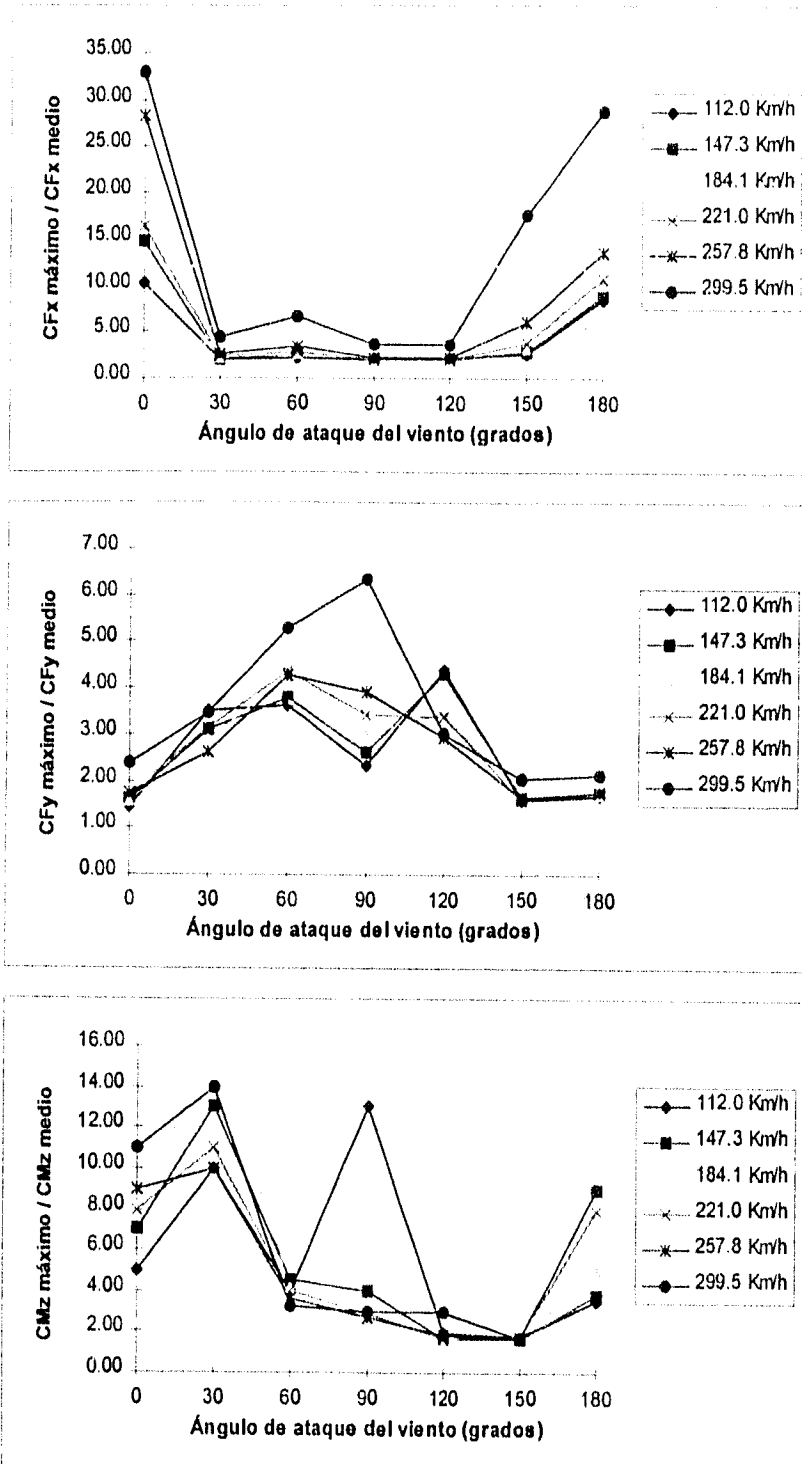


Fig 6.61 Coeficientes máximos de fuerzas y momentos torsionantes, para diferentes ángulos de ataque y Vels. a la altura de 205 m, normalizados con sus valores medios.

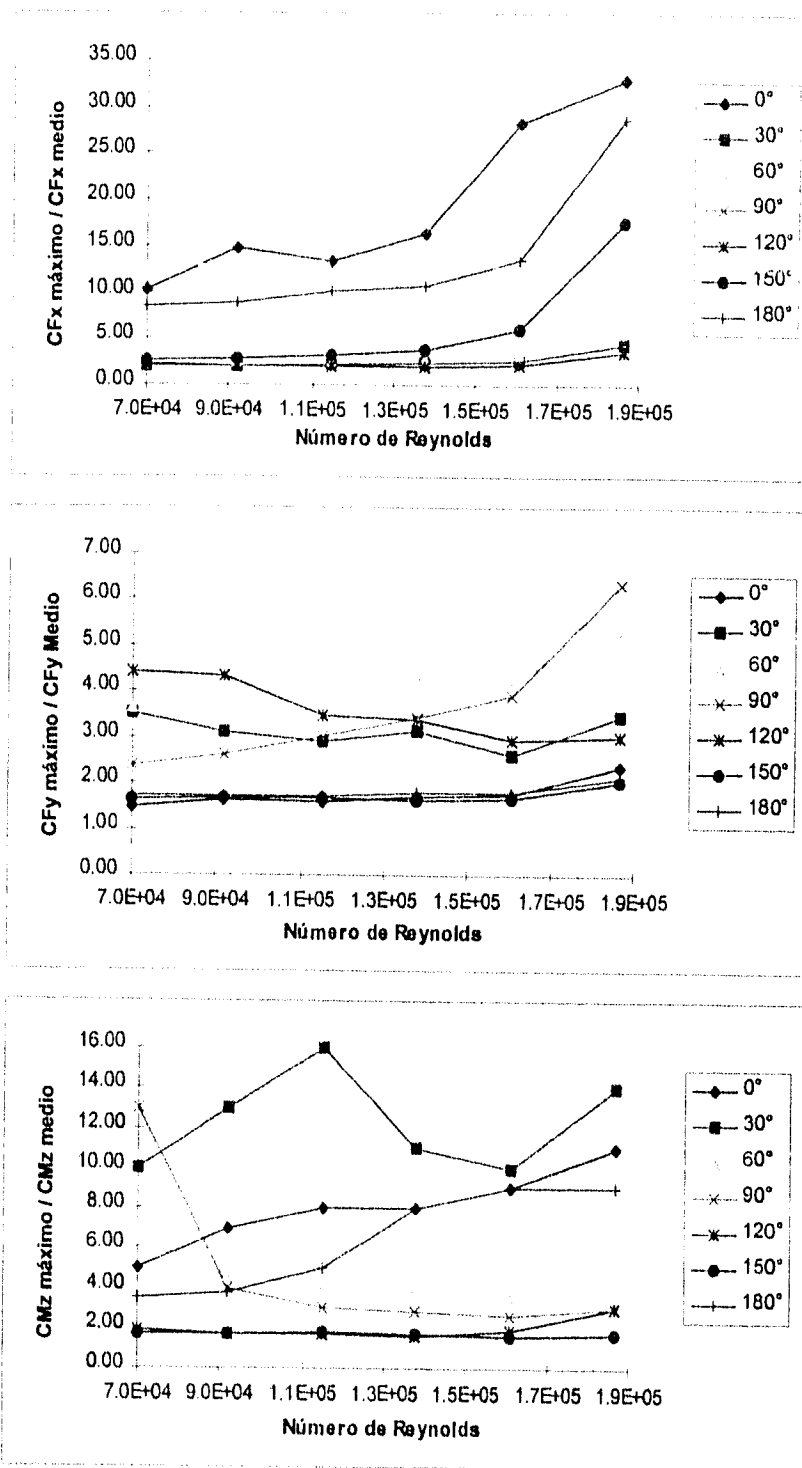


Fig 6.62 Coeficientes máximos de fuerzas y momento torionantes, para diferentes ángulos de ataque y números de Reynolds, normalizados con sus valores medios.

CAPÍTULO 7

DISCUSIÓN DE RESULTADOS

7.1 MODELADO DEL VIENTO

La capa límite que se modeló para las pruebas en túnel de viento es comparable con los modelos matemáticos propuestos en la literatura. En las figuras 7.1, 7.2 y 7.3 se comparan los perfiles de velocidades utilizados, con tres modelos comúnmente empleados en los reglamentos de construcción.

En la figura 7.1 se comparan los perfiles de velocidades medias horarias a escala real, obtenidos en el túnel de viento, con los dados por la ecuación 3.2. En la construcción de esta figura se empleó $z_0 = 34.2$ m y $\alpha = 0.34$. Se empleó este valor de z_0 en lugar de los 10 m que proponen algunos reglamentos⁽³⁾ debido a que a la altura de 10 m, por las razones citadas en las páginas 62 y 63, se midieron succiones en lugar de presiones. El valor de $\alpha = 0.34$ es ligeramente mayor que el propuesto por Davenport⁽⁴⁾. El propone 1/3 para $z_0 = 10$ m.

En la construcción de la figura 7.2 se empleó la altura $z_0 = 205.2$ m y $\alpha = 0.28$ para las velocidades medias horarias y $\alpha = 0.22$ para las ráfagas de 15 segundos. Cuando se utiliza $z_0 = z_G = 390$ mts, correspondiente a una zona suburbana, en las referencias (1), (25), (28) y (44), se propone usar $\alpha = 0.28$ para velocidades horarias y en la referencia (2) se propone usar $\alpha = 0.171$ para ráfagas de 15 segundos.

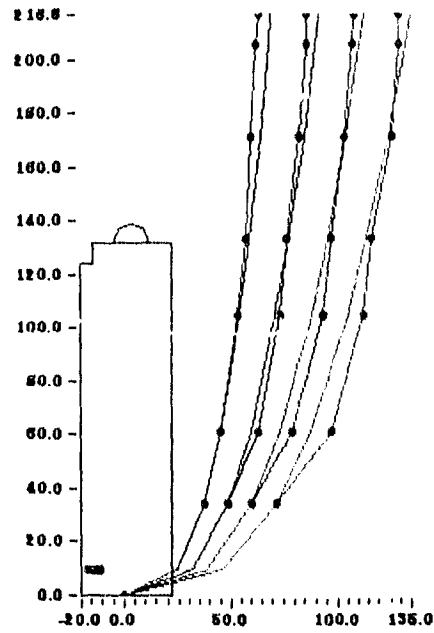


Fig. 7.1 Perfil de Vels. medias horarias del viento obtenido en el túnel y ecuación de potencias con $z_0 = 34.2$ m y $\alpha = 0.34$.

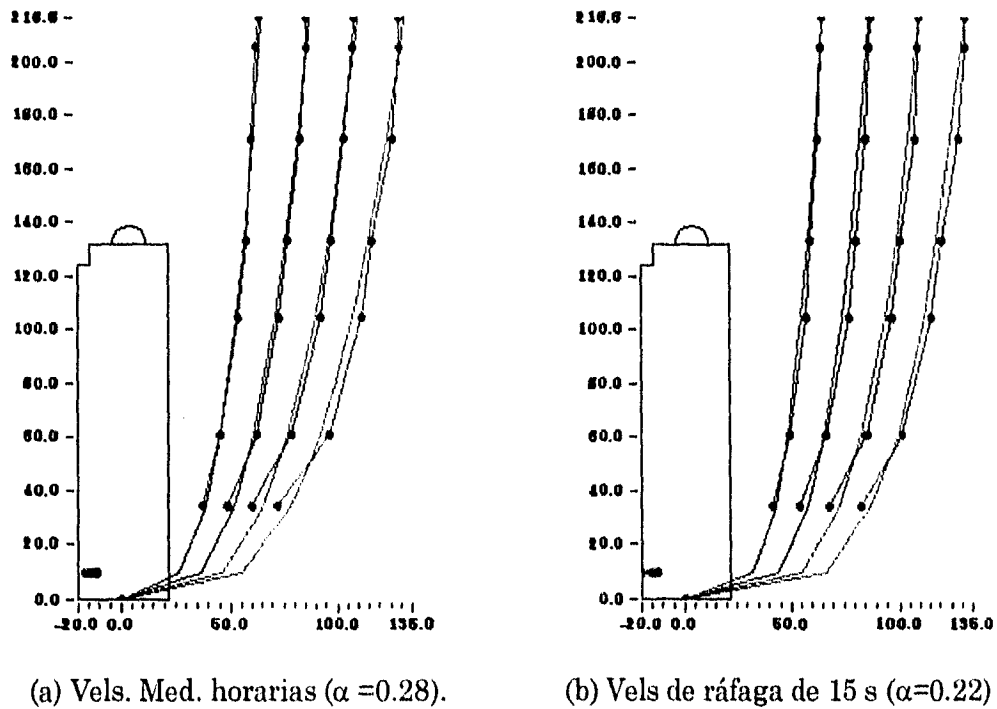


Fig. 7.2 Perfiles de Vels. medias horarias y de ráfagas de 15 segundos obtenidos en el túnel y ecuación de potencias con $z_0 = 205$ m

En la figura 7.3 se presenta el modelo empleado en el Reglamento Británico⁽²⁷⁾. En éste reglamento se emplea la ecuación 7.1 que resulta de modificar la ecuación 3.2, deducida para campo libre, para considerar el efecto de las construcciones.

$$\bar{U}(\Delta T, z) = \bar{U}(\Delta T, Y + 10m) \left(\frac{z - Y}{10m} \right)^\alpha \quad 7.1$$

El valor de α que aparece en el Reglamento Británico para $\Delta T = 15$ s y zona suburbana (empleando $Y = 10$ m), es de 0.11.

La ecuación 7.1 proporciona valores negativos para $z < Y$ con resultados muy parecidos a los de las figuras 3.18 y 3.19. Sin embargo, el mismo Reglamento Inglés reconoce que “el flujo de aire cerca del suelo, entre las obstrucciones, está compuesto de estelas, flujos rebotados y acanalamientos (channelling) cuyas características no pueden ser descritas por la falta de datos de campo y de una teoría adecuada”. Por esto, en este reglamento se proponen ciertos coeficientes para considerar la variación de la velocidad a alturas $z < Y$. Dichos coeficientes se determinaron suponiendo que las presiones aumentan linealmente desde un valor supuesto arbitrariamente para una altura de 3 m, hasta el valor que se obtiene de sustituir $z = Y + 10$ m en la ecuación 7.1. Los coeficientes correspondientes a la altura de 10 m son los que se han usado en la figura 7.3.

En la figura 7.3 se ha usado $Y = 25$ m por ser esta es la altura de los obstáculos y no porque se haya intentado modelar una capa límite correspondiente al centro de ciudades. La zona que se intentó modelar fue una suburbana y, para conseguir esto, los obstáculos se colocaron muy espaciados. En el Reglamento Británico se propone un valor medio de $Y = 25$ m para centro de ciudades, en el Australiano se supone que en esta zona Y puede variar entre 10 m y 30 m y en la referencia (28) se acepta que Y puede alcanzar valores de hasta 60 m en esta zona. Los valores de α que se emplearon en la construcción de la figura 7.3 fueron $\alpha = 0.19$ para $\Delta T = 1$ hr y $\alpha = 0.153$ para $\Delta T = 15$ s

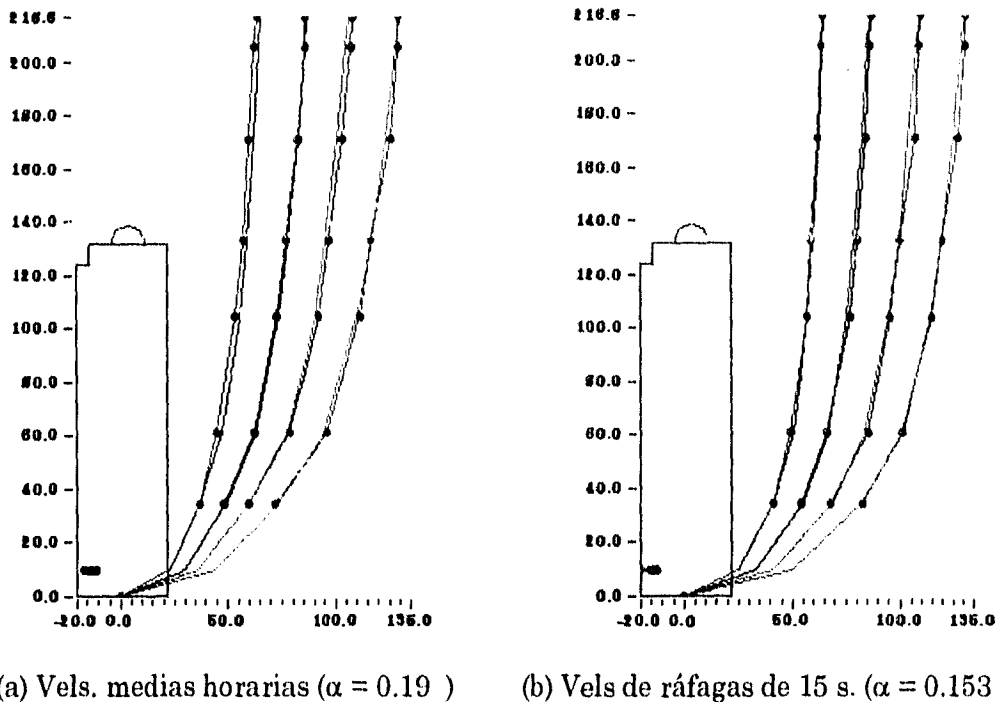


Fig 7.3 Perfiles de velocidades medias horarias y de ráfagas de 15 s. obtenidos en el túnel de viento y expresión del Reglamento Británico con $Y = 25$ m.

De las tres figuras anteriores se observa que la mayor discrepancia en los perfiles de velocidades se presenta a alturas menores que la altura de los obstáculos. Existe mucha evidencia de que esto sucede en mediciones de campo^(7.2) y en túneles de viento^(7.3). De hecho, el modelo de Deaves y Harris⁽¹⁶⁾ no es válido para alturas inferiores a la altura media de las construcciones⁽²⁰⁾. En la referencia (28) se habla de este fenómeno y, como se dijo anteriormente, en la referencia (27) también se acepta explícitamente este hecho.

La rugosidad conseguida fue de zona suburbana como se demostrará a continuación:

De mediciones de campo^{(25),(28)} se ha encontrado que:

$$u'^2(1hr,10m) = 4\kappa \bar{U}^2(1hr,10m) \quad 7.2$$

donde κ es denominado coeficiente de rugosidad del terreno.

Este coeficiente de rugosidad es un indicativo del tipo de terreno como se muestra en la tabla 7.1. En dicha tabla se enlistan los valores de κ que fueron calculados con 7.2 para varios tipos de terrenos.

Tabla 7.1 Coeficientes de rugosidad para varios tipos de terrenos

Tipo de terreno	Coeficiente de rugosidad del terreno, κ			
	Referencia (25)	Referencia (44)	Referencia (46)	Referencia (47)
Mar terso	0.0005		0.001 a 0.002	
Terreno planos o costeros	0.005	0.005	0.003 a 0.005	0.005
Bosques o suburbios	0.030	0.015	0.015 a 0.030	0.010
Centro de ciudades	0.050	0.050	0.030 a 0.050	0.025

Una vez que se despejó κ de la ecuación 7.2, se procedió a su cálculo empleando los datos medidos en el túnel de viento a 10 m sobre los obstáculos. El valor obtenido fue de $\kappa = 0.013$ para las cuatro frecuencias de rotación de la hélice anteriormente consideradas. Con fines de comparación se modificó 7.2 usando $z = 35$ m y, para los cuatro casos mencionados, se obtuvo $\kappa = 0.010$. Estos resultados y la tabla 7.1, indican que la zona modelada tiene una rugosidad que puede aceptarse como correspondiente a una zona suburbana.

De la extraordinaria similitud entre las velocidades medias medidas y el modelo empleado en el Reglamento Británico, Figura 7.3, se puede concluir que:

(a) La capa límite obtenida en el túnel de viento concuerda aceptablemente con valores reglamentados para una zona suburbana. Por lo que puede usarse para calificar a otros modelos.

(b) El modelo dado por la ecuación 3.2 proporciona valores aceptables siempre que se tomen valores de z_0 muy por encima de la altura media de las construcciones. Es decir, el modelo de la referencia (2) es aceptable, en tanto que el de la referencia (3) puede ser mejorado.

En lo referente al espectro de potencias de velocidades, se observa que los espectros medidos a diferentes alturas se ajustan aceptablemente al modelo dado por la ecuación 3.23 con $L = 600$ m. Y, al tomar como evidencia las figuras 3.26, 3.27 y 3.28, se observa que dichos espectros son altamente variables con la altura. Algo muy importante que debe hacerse notar de dichas figuras, es que un gran porcentaje de la energía del viento (área bajo los espectros), se encuentra en un intervalo de frecuencias cercanas a las frecuencias del modelo. Esto explica, al menos en parte, las respuestas registradas en el modelo (capítulo 6).

Los autocorrelogramas de velocidades del viento dentro del túnel, concordaron muy bien con los modelos deducidos de mediciones de campo. Como se mencionó en la sección 3.4.3, el área media bajo los autocorrelogramas medidos fue de 0.07 s, a escala del modelo, en tanto que la expresión 3.27, propuesta por Harris, proporciona un valor medio de 0.071 s.

La menor de las longitudes integrales de turbulencia modeladas, figura. 3.31, resultaron mayores que la mayor dimensión lateral del modelo, por lo que se consideran

aceptables. Además el periodo de promediación de $\Delta T = 15$ s a escala real ($\Delta T = 0.56$ s a escala del modelo), escogido para considerar el efecto de las ráfagas sobre la estructura, es del orden de ocho veces la escala de tiempo T . En otras palabras, el viento considerado como el causante de las respuestas dinámicas, incluye varias de las ráfagas modeladas.

En la sección 3.4.1, página 50, y en el capítulo 4, página 82, se ha mencionado la imposibilidad de modelar el número de Reynolds (adimensional π_5 de la tabla 4.2). También se ha mencionado la necesidad de tomarlo en cuenta cuando se estudian los efectos de los fluidos sobre cuerpos de forma redondeada. La razón por la que debe ser tomada en cuenta en estos casos, es que la posición del punto de separación del fluido depende de dicho número de Reynolds⁽¹⁸⁾. Al cambiar la posición del punto de separación, las distribuciones de presiones dinámicas se ven modificadas y, en consecuencia, los coeficientes de fuerzas, momentos y las aceleraciones también se modifican.

La imposibilidad de modelar el número de Reynolds radica en el hecho de que al emplear túneles de viento a presión atmosférica, la viscosidad cinemática del aire dentro del túnel es prácticamente la misma que la del aire en el sitio de desplante de la estructura. Y, por esto, la relación entre los números de Reynolds del modelo y del prototipo está dada por:

$$\frac{R_{e_m}}{R_{e_p}} = \left(\frac{U_m}{U_p} \right) \left(\frac{b_m}{b_p} \right) = \lambda_U \lambda_L = \lambda_L^2 \lambda_f \quad 7.3$$

donde se han eliminado los subíndices θ de la velocidad U y de la dimensión característica b , que se emplean en la tabla 4.2, con el único fin de simplificar la simbología. Las equivalencias con los factores de escala λ , son la presentadas en las tablas 4.3 y 4.4

Al sustituir los factores de escala empleados en este trabajo en la ecuación 7.3, se tiene:

$$\frac{R_{em}}{R_{ep}} = \left(\frac{27.86}{190^2} \right) \approx \frac{1}{1296} \quad 7.4$$

Así, se observa que es grande la diferencia entre los números de Reynolds calculados con una velocidad dada dentro del túnel y con su contraparte en el sitio de deplante. Sin embargo, de acuerdo con la referencia 18, páginas 329 y 336, el valor de la relación 7.4 es del mismo orden a los empleados en otros estudios, de la acción del viento sobre cuerpos redondeados, cuyos resultados han sido comparables a las mediciones hechas en los prototipos.

El problema que puede suscitarse por la discrepancia entre los números de Reynolds del modelo y del prototipo, es la inadecuada representación del espectro de velocidades longitudinales en el intervalo de frecuencias que contiene las componentes de las fluctuaciones de velocidad longitudinal capaces de producir excitaciones resonantes en estructuras esbeltas tales como edificios⁽¹⁸⁾. En la misma referencia (18) se sugiere verificar que el número de Reynolds basado en la altura de la capa límite, la cual es una medida del tamaño de los remolinos, sea superior a 1×10^5 , para no tener este problema.

La capa límite modelada en el túnel de viento, figuras 3.18 y 3.19, tiene una altura superior a 1.00 m, a escala del modelo. Con esta dimensión característica y la mínima velocidad de viento considerada en este trabajo, la cual es de 4.57 m/s a escala del modelo, se tiene:

$$R_e = \frac{4.5 \times 1.0}{1.5 \times 10^{-5}} = 3.0 \times 10^5$$

Por tanto, y como lo confirman los espectros de potencia de velocidades arriba presentados y discutidos, el viento se ha modelado adecuadamente. Además, dada la experiencia que se tiene de trabajos publicados, es de esperarse que los resultados obtenidos en las pruebas sean aplicables al prototipo.

Un aspecto del modelado del viento que difiere de lo que se ha observado de mediciones de campo, es la relación de las velocidades horarias entre las de ráfagas de 15 segundos. En los Reglamentos Británico y de la CFE, se acepta que la relación de la velocidad media para ráfaga de 15 segundos entre la de ráfaga de 3 segundos, es de 90 % y, de acuerdo con la tabla 3.3, la relación entre la horaria y la de 3 segundos es de 63 %. Por tanto, la relación entre la horaria y la de 15 segundos es 70 %. Sin embargo, la relación obtenida en el túnel de viento, figura 3.20, es del orden de 90 %. Esta discrepancia es atribuible a dos efectos, primero, a la escala de tiempo que ha sido muy pequeña y, segundo, al hecho de que cuando el túnel trabaja durante un intervalo de tiempo dado, la variación de la velocidad media dentro de él no es tan variable como la del viento real. Así, aunque este fenómeno representa una discrepancia con la realidad, no fue posible modificarlo y, además, no representó un problema puesto que lo que interesó fue evaluar las respuestas del edificio bajo ráfagas de 15 segundos.

7.2 RESPUESTAS DE LA ESTRUCTURA

Es factible identificar la velocidad en la que ocurren algunos fenómenos aeroelásticos por medio de los perfiles de presiones instantáneas. Aunque dichas presiones son altamente variables, como puede observarse en la sección 6.1, permiten identificar formas características que corresponden a algunos de dichos fenómenos. La información agrupada en las secciones 6.2 y 6.3 lo confirman, y son útiles para describirlos y evaluar sus efectos sobre el edificio.

A velocidades de viento menores que 147.3 km/h en la altura gradiente, se presentan espectros de potencia de presiones, de fuerzas, momentos y aceleraciones en la azotea, similares a los espectros de Harris. Esto ocurre para cualquier dirección de viento y se ilustra en las figuras 6.2, 6.6, 6.22(a), 6.23(a), 6.23(b) y 6.24 (a). Las distribuciones de presiones instantáneas y de sus envolventes tienen una forma suavizada, figuras 6.5, 6.58(a), 6.58(b) y 6.60; la cual no cambia marcadamente con el paso del tiempo. A estas

velocidades, para todos los ángulo de ataque, los valores cuadráticos medios de las variaciones de las presiones respecto a su valor medio, RMS, se mantienen constantes en cada uno de los puntos de la superficie del edificio. Sin embargo, de punto en punto sobre la superficie, cambian de magnitud al cambiar el ángulo de ataque, además de cambiar como lo hacen los RMS de las velocidades del viento con la altura, figuras 6.38(b), 6.42(a), 6.44 y 6.46.

El desprendimiento de vórtices se inicia a la velocidad de 184.1 km/h para todos los ángulo de ataque, excepto para el de 60°. En las figuras 6.7 y 6.12 se muestran algunas de las distribuciones de coeficientes de presiones que se registraron para el caso de ángulo de ataque de 0°. Para el ángulo de ataque de 60°, como puede verse en la figura 6.15, este fenómeno se inicia a la velocidad de 165.4 km/h en la altura gradiente. Se ha afirmado que a estas velocidades se presentan los desprendimientos de vórtices ya que, en las figuras mencionadas, se observa que la variación de las succiones en las zonas potenciales de dicho desprendimiento, es alternante. En la figura 6.7, se observa que en la medida que las succiones aumentan en un extremo de sotavento, en la otra disminuyen y, después, se invierten los papeles. Comportamientos similares pueden verse en las figuras 6.12 y 6.15.

Durante el desprendimiento de vórtices las succiones crecen considerablemente en las zonas de la superficie del edificio en donde ocurren. Los espectros de potencia de presiones en dichas zonas, manifiestan un pico a una frecuencia cercana a la frecuencia de la estructura alrededor de un eje transversal al viento, figuras 6.9 y 6.18(a). En los espectros de potencias de los coeficientes de fuerzas horizontales y de momentos torsionantes, figura 6.22(c), también se definen dichos picos. Los efectos de estas frecuencias de vibración también se observan en las aceleraciones en la azotea. En las figuras 6.25(a), 6.26(b), 6.27(b), 6.28(b) y 6.34(a) se ilustra esto y se observa que las aceleraciones en las direcciones de los ejes centroidales y principales empiezan a entrar en fase.

Los valores RMS manifiestan, de otra manera, el aumento bajo el área de los espectros en las zonas de desprendimientos de vórtices, como puede verse en las figuras 6.42(b), 6.44 y 6.46. Esto es una muestra clara del aumento en la energía que el viento le transmite al edificio.

Al aumentar la velocidad del viento, por encima de la desprendimiento de vórtices, las aceleraciones crecen extremadamente y, para los ángulos de ataque de 0, 90 y 180°, figuras 6.25 (b), 6.25(c), 6.27(d), 6.28(c) y 6.28(d), se observa que este efecto es más marcado para las aceleraciones transversales al viento. A estas velocidades, aunque las frecuencias de vibración en cada dirección tienen valores diferentes, las aceleraciones se encuentran en fase.

Cuando se alcanza la velocidad de 299.5 km /h, para todos los ángulos de ataque, excepto 60 y 180°, y la velocidad de 257.8 km/h para estos dos últimos, se presenta súbitamente un prominente pico, casi dos mil veces más grande que los anteriores, en los espectros de potencia de presiones en todos los puntos sobre el edificio. Esto puede observarse en las figuras 6.4, 6.11(b), 6.14 y 6.18. Sucede lo mismo, figuras 6.22(f), 6.23(f) y 6.24(e), en los espectros de los coeficientes de fuerzas horizontales y de momentos torsionantes. Las frecuencias en las que se presentan dichos picos fueron la misma para todos los ángulos de ataque y correspondió a 6.76 Hz, a escala del modelo.

En la etapa descrita en el párrafo anterior, los perfiles de presiones instantáneas, fueron extraordinariamente variables a tal grado que sus formas se vieron modificadas entre intervalos de tiempo de fracciones de segundos , a escala del modelo, figuras 6.1, 6.10, 6.13 y 6.17. Las aceleraciones de Reynolds a estas velocidades del viento, figuras 6.25(d), 6.26(d), 6.28(d), 6.33(c), 6.34(c), 6.35(b) y 6.36(c), fueron muy grandes, estuvieron en fase y los picos en sus espectros de potencias, se presentaron en las frecuencias del edificio alrededor de los ejes centroidales y principales.

Este último fenómeno descrito, es el que se ha aceptado como la separación de la capa límite. Esto se consideró, dado el acoplamiento entre las fuerzas horizontales y el momento torsionante, y las amplificaciones de las aceleraciones que son una muestra clara de inestabilidad. De hecho, en las figuras 6.26(d), 6.26(e), 6.28 (d) y 6.28(e), se observan los "beatings" típicos de la resonancia entre el edificio y el viento.

En lo referente a los coeficientes medios de ráfagas de 15 segundos, resalta el hecho de que son dependientes del número de Reynolds. Esto es cierto especialmente en la cúpula y en el cuerpo principal para un ángulo de ataque de 60° . Los cambios más bruscos que se presentan en estos coeficientes, ocurren al presentarse el desprendimiento de vórtices y la separación de la capa límite.

El efecto del número de Reynolds en los coeficientes de fuerzas, es más marcado para los ángulos de ataque de 30° , 60° , 90° y 150° , en tanto que en los coeficientes de momentos torsionantes, lo es para 60° , 90° , 120° y 150° .

CONCLUSIONES

Es factible modelar adecuadamente la capa límite terrestre que se desee, empleando un túnel de viento de sección corta y un método pasivo para generar la turbulencia.

Las expresiones para describir la variación de las velocidades medias con la altura deben considerar la presencia de los obstáculos o, en su defecto, deben definirse en función de una altura de referencia muy por encima de dichos obstáculos.

Los espectros de potencias de velocidades son variables con la altura y pueden ser descritos con la expresión de Harris, siempre que se generalice para considerar tal altura.

El comportamiento de los edificios bajo la acción del viento es dinámico y tridimensional y, por lo tanto, así es como deben analizarse y diseñarse.

Para el diseño de los elementos de fachada en las zonas potenciales de formación de vórtices, pueden emplearse métodos dinámicos considerando que las fuerzas varían con la frecuencia correspondiente a la frecuencia de vibración del edificio alrededor de un eje transversal al viento.

Al diseñar los edificios, debe evitarse la separación de la capa límite puesto que al presentarse ésta, se corre el riesgo de tener problemas de resonancia. La cual constituye un problema de inestabilidad estructural.

Es preferible evitar también los desprendimientos de vórtices porque implican grandes amplificaciones de aceleraciones lo que, a su vez, puede ser perjudicial para la comodidad de los ocupantes del edificio.

Los coeficientes de presión máximos pueden ser varias veces más grandes que los valores medios.

El número de Strouhal definido como el inverso de la velocidad reducida en la que se presentan los desprendimientos de vórtices, vale 0.21 para la sección transversal del edificio estudiado. Este valor fue calculado empleando la velocidad media para ráfagas de 15 segundos a la altura de 205 m, la frecuencia de 6.75 Hz y la dimensión lateral transversal a la dirección de 60°. La frecuencia que se empleó corresponde al pic de los espectros de coeficientes de presión registrados a la velocidad mencionada.

Los valores de coeficientes de fuerza obtenidos en este trabajo son similares a los propuestos en el Reglamento Británico para una geometría similar.

Los coeficientes de fuerzas para el edificio estudiado puede ser mayor que la unidad para ciertos ángulos de ataque.

Dada la forma redondeada del edificio, los coeficientes de fuerzas y momentos resultaron, como se esperaba, dependientes del número de Reynolds.

Las velocidades de desprendimiento de vórtices y de separación de capa límite son, respectivamente, 16 % y 81 % más grande que las velocidades de diseño, para periodos de retorno de 50 años, que pueden esperarse en el sitio en el que fue desplantado el edificio.

REFERENCIAS

1. Rodríguez Cuevas N., " Notas del curso de diseño eólico ", DEPFI, UNAM, México D F.
2. CFE, Instituto de Investigaciones Eléctricas, " Manual de Diseño de Obras Civiles, Diseño por Viento ", tomos I, II y III, CFE, México, D. F, 1993.
3. RCDDF, " Normas técnicas complementarias para diseño por viento ", gaceta oficial del DDF núm 36. México D. F.29 de octubre de 1987.
4. Robertson L. E. y Chen P.W., " Application to Design of Research on Wind Effects ", Seminario internacional de investigación: Wind Effects on Buildings and Structures, 1987.
5. Chen P. W., Davenport A.G., Isyumov N y Robertson L. E., " Response of Triangular Prisms in Turbulent Wind ", J. of the Struc. Div., Procs of the ASCE, noviembre de 1971, pp 2679-2690
6. Thoroddsen S. T., Cermak J. E. y Peterka J. A., " Uncertainties in Wind Loads Caused by Adjacent Buildings ", Dynamics of Structures, editado por Roesset J. M., pp 540-555
7. Rodríguez Cuevas N., " Medición de la velocidad del viento sobre el edificio prisma ", Instituto de Ingeniería, informe 346, enero de 1975.

8. Twigge-Molecey C. F. M. y Baines W. D., " Aerodynamic Forces on a Triangular Cylinder ", J. of the Engineering Mech. Div., Proc of the ASCE, agosto de 1973, pp 803-818.
9. Twigge-Molecey C. F. M. y Baines W. D., " Unsteady Pressure Distributions Due to Vortex Vibration of a Triangular Cylinder ", Flow Induced Structural Vibrations, Symposium Karlsruhe, Alemania, agosto de 1972, pp 433-442.
10. Mujumdar A. S. y Douglas W. J. M., " Vortex Shedding From Slender Cylinders of Various Cross Sections ", J. of Fluid Eng., Transactions of the ASME, septiembre de 1973, pp 474-476.
11. Houghton E. L. y Carpenter P. W., " Aerodynamics for Engineering Students ", cuarta edición, editado por Edward Arnold, Londres 1993, 512 p
12. Moran J., " An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics ", John Wiley and Sons 1983,
13. Hildebrand F., " Advanced Calculus for Applications ", Prentice Hall.
14. Levi E., " Mecánica de los fluidos (introducción teórica a la hidráulica moderna) ", Facultad de Ingeniería, UNAM, México, 1965, 366 p.
15. Boardman, P. R., " The Coopers and Lybrand Tower- structural design, analysis and construction aspects ", FIP- XIIth International Congress, 29 de mayo-2 de junio, 1994, Washington D. C., E.E. U.U. pp h24-h29
16. Deaves D. M. y Harris R. J., " A Mathematical Model of the Structure of Strong Winds ", CIRIA Report 76, 1978.

17. ASCE Committee on Manual of Practice for Wind Tunnel Testing of Buildings and Structures, " Wind Tunnel Model Studies of Buildings and Structures ", ASCE Manuals and Reports on Engineering Practice No. 67, 1987, 36p
18. Simiu E. y Scanlan R. H. " Wind Effects on Structures: An Introduction to wind Engineering ", John Wiley and Sons, 1978, 158 p.
19. Whitbread R. E., " Model Simulation of Wind Effects on Structures ", International Conference on Wind Effects on Buildings and Structures, Londres Inglaterra, 1965, Vol I, pp 284-302
20. Australian Standard SAA Loading Code, " Part 2: Wind Loads ", AS 1170.2, Sydney, Australia, 1989, 96p.
21. Mehta K. C., Marshall R. D., Perry D. C., " Guide to the Use of the Wind Load Provisions of ASCE 7-88 (ANSI A58.1) "; ASCE, Nueva York, Nueva York, E.E.U.U., 1991, 99p.
22. Moore B. M., " Principles of Experimental Stress Analysis ", Prentice Hall, Nueva York, EE. UU., 1954, 146 p
23. Jamieson N. " Wind Induced Overall Loads and Accelerations on the Pacific Tower ", Auckland Nueva Zelanda, Central Laboratories Report 88-B9414, Aerodynamics Section of the Central Laboratories, Works and Development Services Corporation, Lower Hutt , Nueva Zelanda, 1988. 29 p
24. Tschanz T y Davenport A. G., " The Balance Technique for the Determination of Dynamics Wind Loads ", Presented at the 6th International Conference on Wind Engineering, Gold Coast, Australia, 21-25 de marzo, 1983, Auckland, Nueva Zelanda.

25. Davenport A. G., " The Relationship of Wind Structure to Wind Loading ", International Conference on Wind Effects on Buildings and Structures, Londres Inglaterra, 1965, Vol I, pp 54-102
26. Sherlock R. H., "Variation of Wind Velocity and Gust with Height ", ASCE transactions, 1953, art 2553, pp463-488.
27. British Standards Institution, " Code of Basic Data for the Design of Buildings, Chapter V, Loading, Part 2, Wind Loads ", Londres Inglaterra, 1972, 49 p.
28. Harris R. I. " The Nature of Wind ", Proceedings of Seminar on The Modern Design of Wind Sensitive Structures, CIRIA, 1971, pp29-50.
29. Davenport A. G., " The Spectrum of Horizontal Gustiness Near the Ground in High Winds ", Quart. Journal Royal. Meteorological Society, 1961. vol 87, 164 p.
30. Harris R. I., " On the Spectrum and Autocorrelation Function of Gustiness in High Winds ". E. R. A. Report No. 5273, octubre de 1968.
31. Taylor G. I., " Statistical Theory of Turbulence ", Proceedings of the Royal Society, 1953, v 151A, p421.
32. Flay R. G. J. y Stevenson D. C., " Integral Length Scales in Strong Winds Below 20 m ", Journal of Wind Eng. and Industrial Aerodynamics, 1988, Vol 28, pp21-30
33. Davenport A. G. e Isyumov, " The application of the Boundary Layer Wind Tunnel to the Prediction of Load Loading ", Proceedings of the International Research Seminar on Wind Effects on Buildings and Structures, 1968, Vol I, pp 201-230.

34. Bienkiewicz B., Cermak J. E. y Peterka J. A., " Active Modeling of Large-Scale Turbulence ", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1983, Vol 13, pp 465-475
35. Teunissen H. W., " Simulation of the Planetary Boundary Layer in a Multiple-Jet Wind Tunnel ", Atmospheric Environment, 1975, Vol. 9 , pp 145-174
36. Raine J. K., " Simulation of a Neutrally Stable Rural Atmospheric Boundary Layer in a Wind Tunnel ", 5th Australasian Conference on Hydraulics and Fluid Mechanics, Nueva Zelanda, 1974, pp 190-199.
37. Baines W. D., " Effects of Velocity Distribution on Wind Loads and Flow Patterns on Buildings ", International Conference on Wind Effects on Buildings and Structures, Londres Inglaterra, 1965, Vol I, pp 198-223.
38. Marshal, " A Study of Wind Pressures on a Single-Family Dwelling in Model and Full Scale ", Wind and Seismic Effects, Proceedings of the 6th Joint Panel Conference of the U.S.-Japan Cooperative Program in Natural Resources, 1974, NBS, Gaithersburg, Md.,pp
39. Irwin H. P. A. H., " The Design of Spires for Wind Simulation ", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1981, Vol 7, pp 361-366
40. Bendat J. S., " Principles and Applications of Random Noise Theory ", John Wiley and Sons, Nueva York, EE. UU., 1958, 431 p.
41. Bendat J. S. y Piersol A. G., " Engineering Application of Correlations and Spectral Analysis ", 2a. edición, John Wiley and Sons, E.E. U.U., 1993, 458 p

42. Langhaar H. L., " Dimensional Analysis and Theory of Models ", John Wiley and Sons, Inc., EE.UU., 1951, 166 p.
43. Pankhurst R. C. y Holder D: W., " Wind Tunnel Technique ", Sir Isaac Pitman and Sons LTD, Londres, Inglaterra, 1952, 702 p.
44. Davenport A. G., " Rationale for Determining Design Wind Velocities ", Proceedings of the American Society of Civil Engineers. Journal of Structural Division, Mayo de 1960, Vol 86, pp 39-68
45. Cermak J. E., " Laboratory Simulation of the Atmospheric Boundary Layer ", AIAA junio 1-9, pp 1746-1754.
46. Blanchard G. W. Freeston D. H. y Feasey R., " Simulation of a Strong-Wind Boundary Layer in a Wind Tunnel ", Fifth Australasian Conference on Hydraulics and Fluids Mechanics, Christchurch, Nueva Zelanda, Diciembre de 1974, Vol 1, pp 183-189.
47. Davenport A. G., " The Buffeting of Large Superficial Structures by Atmospheric Turbulence ", Annual New York Academic Science, junio 1964, Vol 116, pp 135-160.

APENDICE A**PROGRAMA EN FORTRAN DEL MÉTODO DE LOS PANELES PARA
CUERPOS BIDIMENSIONALES ASIMÉTRICOS O SIMÉTRICOS**

Los datos (sin formato) que requiere son:

El número de elementos de frontera.

Las coordenadas de los vértices de los elementos de frontera (en sentido horario), en coordenadas globales.

Las componentes de la velocidad del flujo, en coordenadas globales.

La circulación entre el perímetro de la sección al cuadrado.

```
REAL NHAT  
DIMENSION A(50000)  
OPEN(1,FILE=' ')  
OPEN(2,FILE=' ',STATUS='NEW')
```

```
READ(1,*)N  
WRITE(2,*)N  
NP1=N+1  
N1=1  
N2=N1+N  
N3=N2+N  
N4=N3+N*N  
N5=N4+N*NP1  
N6=N5+N*2  
N7=N6+N*2  
N8=N7+N  
N9=N8+N  
N10=N9+N  
N11=N10+N
```

```

N12=N11+NP1
N13=N12+N
N14=N13+N
CALL INFLU(A(N1),A(N2),A(N3),A(N4),A(N5),A(N6),N
$,A(N7),A(N8),A(N9),A(N10),UX,UY,NP1,a(n14),gama)
CALL GAUSS(A(N3),A(N10),A(N11),n,NP1,gama)
CALL TANGE(A(N11),A(N4),UX,UY,A(N6),A(N12),A(N13),N,A(N1)
$,A(N2),NP1)
END

```

```

SUBROUTINE TANGE(SIGMA,AT,UX,UY,THAT,VS,CP,N,XC,YC,NP1)
DIMENSION SIGMA(NP1),AT(N,NP1),THAT(N,2),VS(N),CP(N)
$,XC(N),YC(N)
U=SQRT(UX**2+UY**2)
DO 10 I=1,N
TEMP=0.0
DO 20 J=1,NP1
20 TEMP=TEMP+AT(I,J)*SIGMA(J)
VS(I)=TEMP+UX*THAT(I,1)+UY*THAT(I,2)
CP(I)=1-(VS(I)/U)**2
10 WRITE(2,1000)XC(I),YC(I),vs(i),CP(I)
1000 FORMAT(1X,F8.4,2X,F8.4,2X,F8.4,2X,f8.4)
RETURN
END

```

```

SUBROUTINE GAUSS(A,B,X,N,np1,gama)
DIMENSION A(N,N),B(N),X(np1)
x(np1)=gama
DO 20 I=1,N-1
DO 20 J=I+1,N
D=A(J,I)/A(I,I)
DO 30 K=1,N
30 A(J,K)=A(J,K)-D*A(I,K)
B(J)=B(J)-D*B(I)
20 CONTINUE
X(N)=B(N)/A(N,N)
DO 40 I=1,N-1
J=N-I
D=0
DO 50 K=J+1,N
50 D=D+A(J,K)*X(K)
40 X(J)=B(J)/A(J,J)-D/A(J,J)
END

```

```

SUBROUTINE INFLU(XC, YC, AN, AT, NHAT, THAT, N, XP, YP, S, B, UX, UY, NP1
$, zz, gama)
PARAMETER(PI=3.141592654)
REAL NHAT, NTIJ, NNIJ
DIMENSION XC(N), YC(N), AN(N,N), AT(N, NP1), NHAT(N, 2), THAT(N, 2)
DIMENSION XP(N), YP(N), S(N), B(N), zz(n)
DO 10 I=1, N
  zz(I)=0.0
  AT(I, NP1)=PI
  READ(1, *)XP(I), YP(I)
10 WRITE(2, 1500)XP(I), YP(I)
  READ(1, *)UX, UY
  WRITE(2, 1500)UX, UY
  READ(1, *)GAMA
  WRITE(2, 1600)GAMA

1500 FORMAT(1X, F8.3, 2X, F8.3)
1600 FORMAT(1X, F8.3)
  CLOSE(1)

  DO 20 J=1, N
    IF(J.NE.1) GOTO 100
    XPL=XP(N)
    YPL=YP(N)
    GOTO 150
100 XPL=XP(J-1)
    YPL=YP(J-1)
150 XC(J)=0.5*(XP(J)+XPL)
    YC(J)=0.5*(YP(J)+YPL)
    S(J)=SQRT((XP(J)-XPL)**2+(YP(J)-YPL)**2)
    THAT(J, 1)=(XP(J)-XPL)/S(J)
    THAT(J, 2)=(YP(J)-YPL)/S(J)
    NHAT(J, 1)=-THAT(J, 2)
    NHAT(J, 2)=THAT(J, 1)
    B(J)=-UX*NHAT(J, 1)-UY*NHAT(J, 2)
20 CONTINUE

  DO 30 I=1, N
    DO 40 J=1, N
      IF (I.NE.J) GOTO 200
      AN(I, J)=PI
      AT(I, J)=0.0
      GOTO 40
200 DX=XC(I)-XC(J)
    DY=YC(I)-YC(J)

```



```

XQ=DX*THAT(J,1)+DY*THAT(J,2)
YQ=DX*NHAT(J,1)+DY*NHAT(J,2)
VX=0.5*(LOG((XQ+.5*S(J))**2+YQ**2)-LOG((XQ-.5*S(J))**2+YQ**2))
IF(ABS(YQ).GT.0.00005) GOTO 300
VY=0
GOTO 350
300 VY=ATAN((XQ+0.5*S(J))/YQ)-ATAN((XQ-0.5*S(J))/YQ)

350 NTIJ=0.0
   NNIJ=0.0
   TTIJ=0.0
   TNIJ=0.0
   DO 50 K=1,2
     NTIJ=NHAT(I,K)*THAT(J,K)+NTIJ
     NNIJ=NHAT(I,K)*NHAT(J,K)+NNIJ
     TTIJ=THAT(I,K)*THAT(J,K)+TTIJ
     TNIJ=THAT(I,K)*NHAT(J,K)+TNIJ
50 CONTINUE

   AN(I,J)=VX*NTIJ+VY*NNIJ
   AT(I,J)=VX*TTIJ+VY*TNIJ
   zz(I)=zz(I)+VY*NTIJ-VX*NNIJ
   AT(I, NP1)=AT(I, NP1)+VY*TTIJ-VX*TNIJ
40 CONTINUE
30 CONTINUE

DO 60 J=1,N
60 b(j)=b(j)-zz(j)*gama
RETURN
END

```