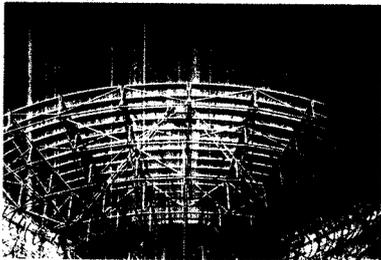
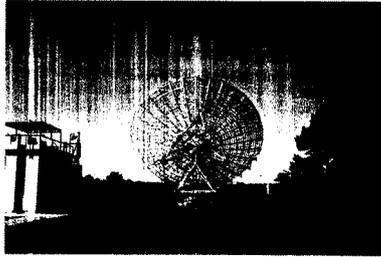


1971

+



UNIVERSIDAD NACIONAL DE LA PLATA
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE AERONAUTICA



U. N. L. P.
FAC. DE INGENIERIA
DEPTO. DE AERONAUTICA
GRUPO DE ESTRUCTURAS

MODIFICACION DE LA SUPERFICIE
REFLECTORA DE UN RADIOTELESCOPIO
DEL
INSTITUTO ARGENTINO DE RADIOASTRONOMIA

LA PLATA
1993

BIBLIOTECA
INSTITUTO ARGENTINO
DE RADIOASTRONOMIA
Tel. 44-12-73

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

En este trabajo han participado los señores Juan Iocco, Augusto Ortiz, y el Ing. Marcos Actis.

Tiene como fin la modificación de la superficie reflectora de uno de los radiotelescopios del IAR para mejorar su eficiencia. Además se efectúa el cálculo de la resistencia de la estructura portante para la solución propuesta, y posibles modificaciones a realizar en caso de ser necesarias.

Se agradece la colaboración brindada por el Sr. Santiago Martínez y Rodríguez y por el Ing. Juan Pablo Durruty (por parte del Grupo de Estructuras), de los Ingenieros Ana Scarabino, Vicente Nadal Mora y Sebastián Novoa en la parte de ensayos en túnel aerodinámico y de carga transversal de la placa y por último al Ing. Guillermo Bauer que colaboró en el diseño de las placas de sujeción de los paneles.

INDICE

INTRODUCCION.....	5
CAPITULO I : Determinación de la geometría de los paneles.....	6
Consideraciones y aproximaciones.....	6
Determinación del tamaño de los paneles.....	6
Cálculo de la curvatura de los paneles y de sus longitudes.....	7
Cálculo del peso de paneles.....	9
CAPITULO II: Cargas.....	11
a) Cargas aerodinámicas.....	11
b) Cargas térmicas.....	14
c) Cargas producidas por montaje y manipulación.....	14
d) Cargas por tránsito de personal.....	15
e) Cargas por deformación de los anclajes.....	15
f) Cargas gravitacionales.....	15
CAPITULO III : Elementos estructurales.....	17
Material.....	17
Características geométricas.....	18
Perfiles.....	18
Cafes.....	19
Placa.....	19
CAPITULO IV : Análisis estructural del Panel.....	20
a) Análisis por la acción de cargas aerodinámicas.....	20
b) Análisis por la acción de cargas térmicas.....	22
c) Análisis por cargas producidas durante el montaje y manipulación.....	25
d) Análisis por cargas producidas por el tránsito de personal.....	25
e) Análisis por causa de la deformación de los anclajes.....	26
CAPITULO V : Análisis estructural de la construcción reiculeda.....	28
a) Análisis por acción de cargas aerodinámicas.....	28
b) Deformación por cargas gravitacionales.....	30
c) Análisis por acción del izado de una carga.....	30
d) Tornillos de la antena.....	30
e) Placas de sujeción.....	32
f) Soporte del foco.....	32
Aptndice A : Ensayos.....	38
Ensayo aerodinámico de la placa del recubrimiento.....	39
Material.....	39
Tamaño de la probeta.....	39
Instrumentos usados.....	39
Ejecución del ensayo.....	40
Cálculo del coeficiente de resistencia.....	40
Comparación con los resultados téjricos.....	42
Ensayo de tracción de la chapa del recubrimiento.....	45

GRUPO DE ESTRUCTURAS	
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica	
Material	45
Tamaño de las probetas	45
Instrumentos usados	45
Cálculo del módulo de elasticidad	45
Cargas de rotura y de fluencia	47
Ensayo de una placa bajo carga tensarural	48
Objetivos	48
Material	48
Dimensión de la probeta	48
Instrumental usado	48
Ejecución del ensayo	48
Comparación con la teoría	49
Apéndice B : Modelos de elementos finitos	51
Modelo del panel N°1	52
Modelo del panel N°5	53
Cargas	54
Panel deformado por cargas aerodinámicas	57
Panel N°1. Esfuerzos en los cables. Cargas aerodinámicas	58
Panel N°1. Esfuerzos en los perfiles. Cargas aerodinámicas	59
Panel N°1. Cargas térmicas (a)	60
Panel N°1. Cargas térmicas (b)	61
Panel N°1. Movimiento de unidades por efecto del viento	62
Panel N°1. Deformaciones por tránsito (reforzado)	63
Panel N°1. Deformaciones por tránsito (sin reforzado)	64
Panel N°1. Cargas por tránsito (a)	65
Panel N°1. Cargas por tránsito (b)	66
Panel N°1. Cargas de montaje (a)	67
Panel N°1. Cargas de montaje (b)	68
Modelo de casetas y cargas respectivas	69
Espumas	71
Esfuerzos por cargas aerodinámicas	72
Antena completa	73
Cargas	79
Perspectiva	81
Vista en planta de la antena	82
Esfuerzos por cargas aerodinámicas	83
REFERENCIAS	84

INTRODUCCION

El trabajo consiste en el diseño del recubrimiento de una de las antenas del Instituto Argentino de Radio astronomía. La superficie del recubrimiento es aproximadamente unos 700 metros cuadrados. El modelo debe lograr que el apartamiento de cualquiera de los puntos de la superficie de la antena sea menor que 2.5 mm. medidos con respecto a la superficie ideal (excepto por el espesor propio de los perfiles).

Debe tenerse en cuenta que no se re diseña la estructura de la antena, sino que sólo se modifica su recubrimiento. Teniendo presente esto y suponiendo que la estructura de la antena corresponde a un paraboloide perfecto, se centra el estudio estructural del recubrimiento ante cargas de las siguientes especies:

- a) aerodinámicas.
- b) térmicas.
- c) por efecto del montaje y manipulación.
- d) por tránsito de personal.
- e) por deformaciones de los anclajes.
- f) por cargas gravitacionales.

Por otro lado, se trabaja sobre la estructura remanente. Se verifican las nuevas deformaciones (se comparan con las anteriores) y se revisan las tensiones en las barras y uniones. Esto debe hacerse porque se incrementa sensiblemente el peso y se modifica la superficie. Como trabajo accesorio se calculan las deformaciones y las cargas admisibles de los soportes del foco. La construcción de los paneles está prevista en los talleres del I.A.R.; de manera que también se aporta la tecnología referente al armado de los paneles (carnas de presentación, planos de construcción y montaje, sistemas de sujeción, etc.) en una separata para facilitar su uso en el taller.

CAPITULO I : Determinación de la geometría de los paneles

Consideraciones y aproximaciones

Como el recubrimiento será hecho en paneles, consideramos la parábola por tramos, y cada tramo aproximado por una circunferencia calculada a través de tres puntos de dicho tramo de parábola. Esta consideración es la más importante por dos factores, uno debido a la construcción del panel, ya que es mucho más fácil obtener un perfil estructural curvado cilíndricamente que como parábola. El otro factor es el bajo error cometido al adoptar esta aproximación (RMS=0.086mm; Error Absoluto=0.13mm).

$$RMS = \frac{\sum \delta_i^2}{n}$$

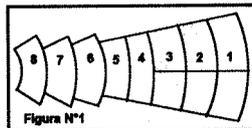
Otro factor a tener en cuenta es la variación de la parábola debido al espesor del panel lo cual origina un corrimiento del foco de 114 mm para un espesor del panel de 30mm (teniendo en cuenta las placas de soporte).

Determinación del tamaño de los paneles

La distribución de los paneles se hará a lo largo de un gajo, esto es entre dos costillas consecutivas; ya que esta disposición es repetitiva en todo el parabolado.

La ubicación de estos en un gajo, se muestra en la (fig.1). Esta disposición fue el resultado de haber contemplado la posibilidad de armado en taller, resistencia estructural de trabajo, esfuerzos en los paneles debido a la deformación de la estructura principal.

Además se optimizaron las dimensiones de los perfiles que forman los paneles con el fin de lograr el mínimo peso agregado a la estructura .



Cálculo de la curvatura de los espines y de sus limitados

La curvatura se calculará aproximando la parábola ideal por medio de una circunferencia que pase por tres puntos de dicha parábola. Para esto se tomarán los puntos extremos y el punto medio de cada panel; luego las ecuaciones para ambos casos son:

Ecuación de la parábola ideal

$$y = 1.993 \cdot 10^{-4} \cdot x^2$$

Ecuación de la circunferencia aproximada

$$y = -\sqrt{R^2 - \left(\frac{d}{2} + x\right)^2} - \frac{e}{2}$$

Para resolver el problema hay que encontrar las constantes R, d y e; tal que se cumpla la condición de que la circunferencia pase por estos tres puntos.

Del álgebra sabemos que:

Ecuación general de la circunferencia

$$x^2 + y^2 + d \cdot x + e \cdot y + f = 0 \quad (A)$$

Circunferencia por tres puntos

$$x_1 d + y_1 e + f = -(x_1^2 + y_1^2)$$

$$x_2 d + y_2 e + f = -(x_2^2 + y_2^2) \quad (B)$$

$$x_3 d + y_3 e + f = -(x_3^2 + y_3^2)$$

Operando con la (A) se determina R; quedando:

$$R = \sqrt{\left(\frac{d}{2}\right)^2 + \left(\frac{e}{2}\right)^2} - f \quad (C)$$

Esta ecuación es de nuestro interés, ya que una vez conocidos d , e y f nos da el valor del radio de la circunferencia aproximada.

Para determinar la longitud real de los perfiles laterales (larguras en fig.2) necesitamos calcular la longitud de estos arcos de circunferencia, para ello nos valemos de la siguiente integral.

Longitud de arco

$$s = \int_{x_1}^{x_2} \sqrt{1 + [y']^2} \, dx$$

Dónde:

$$y' = \frac{\left(x + \frac{d}{2}\right)}{\sqrt{R^2 - \left(x + \frac{d}{2}\right)^2}}$$

Luego :

$$s_x = \int_{x_1}^{x_2} \sqrt{1 + \left[\frac{x + \frac{d}{2}}{R^2 - \left(x + \frac{d}{2}\right)^2} \right]^2} \, dx \quad (D)$$

La ecuación (D) la resolvemos numéricamente para cada caso.

Como vemos las ecuaciones (C) y (D) dependen de las constantes d , e y f , estas las podemos determinar conociendo tres puntos de la parábola ideal; los

cuales se conocen perfectamente por tener la ecuación de la parábola definida y el intervalo de abscisas (x_1, x_2, x_3) que determinan al panel.

De las ecuaciones (B) invirtiendo el sistema tenemos:

$$\begin{pmatrix} d \\ e \\ f \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & 1 \\ x_2 & y_2 & 1 \\ x_3 & y_3 & 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} -(x_1^2 + y_1^2) \\ -(x_2^2 + y_2^2) \\ -(x_3^2 + y_3^2) \end{pmatrix} \quad (E)$$

De aquí hallamos d, e y f , que son constantes para cada panel, pero distintas de un panel a otro, ya que las coordenadas de los puntos $P(x_i, y_i)$ cambian para cada uno de ellos.

También podemos calcular la discrepancia entre los valores ideales y aproximados en otros puntos del panel siendo:

Error absoluto

$$\Delta L = y - y_s \quad (F)$$

Ahora pasamos a la determinación de la longitud de los cables transversales (1-8 Fig.2) que también son circunferencias pero de radio conocido, ya que se encuentran en un plano paralelo al eje x de la (Fig.1) y sus distancias al centro de la parábola es dato según plano de la antena N°2001A; es fácil determinar estas longitudes; ya que la ecuación queda:

$$r_c = \theta \cdot R \quad (G)$$

Siendo θ el ángulo entre largueros del panel medidos en radianes.

Sin más consideraciones que las hechas y resumiendo todo lo expuesto podemos calcular toda la geometría de los paneles con las ecuaciones (C), (D), (E) y (G).

Los resultados numéricos de la geometría de cada uno se encuentran en la separata "Características dimensionales y procedimientos constructivos", detallado para cada panel todas las longitudes, radios y ángulos entre largueros.

Cálculo del peso de paneles

Para poder determinar el peso del panel hay que definir las secciones y el material de los perfiles que forman el panel, estos son:

Largueros: Perfiles canal "U" de 30x30x3 [mm]
Peso = 6.86 N/m.

Caños :22.2 x 1.35
Peso =2.94 N/m.

Chapa : Perforada con agujeros cuadrados de 6x6 [mm] y espesor de 1 mm.
Peso = 11.569 N/m².

Con los pesos por unidad de longitud para los perfiles ($\rho_{L, Ca}$), los pesos por unidad de área para la chapa (ρ_{Ch}), las longitudes $l_{L, Ca}$ y l_{Ch} de los perfiles y tubos y el área del panel para la chapa, obtenemos el peso de un panel.

En la misma separata nombrada antes, se encuentran estos pesos y los cálculos usados para la determinación de $\rho_{L, Ca}$, ρ_{Ch} , $l_{L, Ca}$ y l_{Ch} .

En base a la distribución total de paneles, según (Fig.1), y a las dimensiones calculadas, se adjunta aquí también una tabla con la cantidad total de paneles ya longitud y de los caños y largueros.

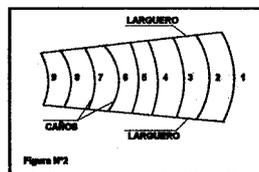


Figura #2

CAPITULO II: Cargas

2.1 Cargas aerodinámicas

Estamos interesados en comprobar que no colapse la estructura por efecto del viento. Para esto, calculamos a través del reglamento emitido por el C.I.R.S.O.C. (Centro de Investigación de los Reglamentos Nacionales de Seguridad para las Obras Civiles) la velocidades de referencia, la velocidad básica de diseño y por último la presión dinámica de cálculo [1].

La velocidad de referencia (v_r) es un parámetro de la distribución de Fisher-Tippett II. Es la velocidad correspondiente al promedio de velocidad instantánea (pico de ráfaga) sobre intervalos $\Delta T = 3$ seg., en exposición abierta, a una altura normal de 10 m., que tiene un período de recurrencia de un año. Se encuentra estipulada para todas las regiones de nuestro país. Para nuestra zona tenemos: $\beta = 27.8$ m/seg.

La velocidad básica de diseño (v_b) es aquella que tiene una probabilidad P_m de ser excedida, por lo menos una vez en un período de m años, y corresponde al promedio de velocidad instantánea sobre intervalos $\Delta T = 3$ seg., en exposición abierta. Tomando:

$$P_m = 0.5$$
$$m = 25$$
$$C_p = 1.88$$

se tiene:

Los valores de P_m y m fueron adoptados teniendo en cuenta el uso que se le da a la estructura y las implicancias que acarrea su colapso.

La presión dinámica básica, es la presión ejercida por el viento sobre una superficie plana, normal a su dirección, en el punto atacado por el flujo de aire donde la velocidad se anula. La altura de referencia son 10 m. sobre el suelo, en exposición abierta. Se calcula mediante la siguiente expresión:

$$q_0 = 0.000813 \cdot v_r^2 \quad (q_0 \text{ en Kg/m}^2)$$

$$q_0 = 1.25 \text{ KN/m}^2$$

La presión dinámica de cálculo, q_s , no es más que la presión dinámica básica afectada por los coeficientes C_x y C_d . El coeficiente C_x expresa la ley de variación de la presión con la altura, tomando en consideración la rugosidad del terreno; el coeficiente C_d tiene en cuenta las dimensiones de la construcción. Luego:

$$q_s = q_0 \cdot C_x \cdot C_d$$

Debido a la rugosidad del terreno (tipo I, prácticamente descampado) y a la altura de la estructura se tiene $C_x = 1$. Además se hace $C_d = 1$, esto es conservativo. Nos queda:

$$q_z = 1.23 \text{ KN/m}^2$$

Considerando el caso más desfavorable, la arriera en posición vertical envestida frontalmente, tendremos según las mismas normas

$$W = C_p \cdot q_z \cdot A_p$$

Siendo W la acción de conjunto (en KN), C_p el coeficiente global de empuje función de la relación de solidez (ϕ) y A_p el área efectiva del panel normal a la dirección del viento, descontando el área de los huecos (en m^2). Para nuestro caso:

$$\phi = A_p / A_{\text{hueco}} = 0.4375$$

$$\Rightarrow C_p = 1.663$$

Definimos $C_{D\text{mesh}}$ de manera que satisfaga:

$$C_p \cdot A_p = C_{D\text{mesh}} \cdot A_{\text{hena}}$$

$$\Rightarrow C_{D\text{mesh}} = 0.73$$

Para un área A (en m^2) de nuestro panel expuesto transversalmente a esa corriente tendremos:

$$W = C_{D\text{mesh}} \cdot q_z \cdot A = 0.90 \cdot A \quad (\text{en KN})$$

Si el panel no es transversal al flujo de aire se trabaja con su proyección.

Para asegurarnos que el valor del coeficiente de resistencia de la malla, $C_{D\text{mesh}}$, fuera correcto, se recurre a datos experimentales hallados en el libro "Wind Forces In Engineering" [2].

Se explica que aunque la corriente de aire no pueda ser detenida, localmente cuando es interpuesta una malla se le hace perder parte de la cantidad de movimiento y la velocidad a través de los huecos aumenta. Hay una pérdida de presión resultante a través de la malla, definida en forma no dimensional:

$$K = \frac{P_1 - P_2}{\rho v_w^2}$$

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.I.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Donde p_1 y p_2 son las presiones estáticas corriente arriba y abajo de la malla. K no es un coeficiente de resistencia. Para mallas con bordes afilados, normal al viento es:

$$K = \frac{0.5 + \phi}{1 - \phi} \quad \text{corr: } \phi = \frac{A_{\text{Din}}}{A_{\text{Total}}}$$

La relación entre K y $C_{D\text{mash}}$ se obtiene en forma experimental ya que la teoría no ha dado buena aproximación. Para la malla adoptada:

$$\phi = 0.4375$$

$$K = 2.78 \quad (\text{fig. 3.23, pág. 85})$$

$$C_{D\text{mash}} = 4.92$$

Debido a que este valor es un poco más grande que el obtenido con las normas C.I.R.S.O.C., conservativamente se adoptará este.
 Además, se realizó un ensayo para hallar la resistencia del panel (ver apéndice "Ensayos " " Ensayo aerodinámico ") encontrando un valor muy próximo al utilizado para el cálculo.

Para el cálculo de las cargas sobre la estructura de la antena, hace falta concentrar las fuerzas sobre los nodos. Considerando a la antena con una inclinación de 90° respecto a la vertical, se llega a los siguientes valores para cada uno de los nodos.

$$\text{Fuerza} = q_x \cdot C_{D\text{mash}} \cdot A_i$$

Nodo	Área [m ²]	Fuerza [Newtons]	Fy [Newtons]	Fz [Newtons]
1	1.6	1682	-832	1440
2	2.21	2449	-1225	2120
3	2.66	2937	-1469	2544
4	3.09	3425	-1715	2956
5	3.53	3912	-1956	3388
6	3.98	4410	-2206	3820
7	4.45	4922	-2462	4264

Notar que si bien la carga corresponde a una inclinación de la antena de 90° respecto de la vertical, las fuerzas son descompuestas y aplicadas a la antena inclinada a sólo 60°, lo que da mayor margen de seguridad a los cálculos.

b) Cargas Térmicas

Si la antena está construida toda de un mismo material y se calienta o enfría en forma homogénea, su exactitud no se ve afectada (desde el punto de vista de la teoría de las deformaciones homogéneas). Sin embargo, como explica Cheng Jinqun en su tesis doctoral "Steerable Parabolic Antenna Design" [3], existen usualmente gradientes de temperatura sobre la antena. Por ejemplo entre las superficie superior y la inferior. Allí, se plantea que el gradiente mínimo es de alrededor de 0,8 °C tras unas 10 horas nocturnas, lo que fija para cada material la siguiente deformación relativa al diámetro:

$$\epsilon_{rel, max} = \frac{1}{\alpha_{teor} \cdot \Delta T} = \frac{1}{340000}$$

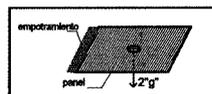
$$\epsilon_{rel, d} = \frac{1}{\alpha_{te} \cdot \Delta T} = \frac{1}{52500}$$

Estos valores fijan los límites para el funcionamiento en el exterior de una antena. Se hace hincapié en los problemas de la construcción de paneles con marcos de acero y placas de aluminio. Más allá de esto no le da ningún tratamiento al tema ni se lo incluye en el estudio estructural.

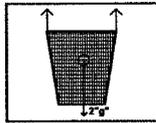
Previendo que por la geometría de los perfiles y chapa se presenten gradientes dentro del mismo panel, establecimos como una de las hipótesis de cálculo un gradiente de temperatura de 5 °C positivo sobre la placa y luego uno de 5 °C sobre todo el panel, dejando fijos los anclajes en ambos casos.

c) Cargas producidas por montaje y manipulación

Sobre el panel, se estudia el caso en que es sostenido horizontalmente desde uno de sus extremos, se consideran aceleraciones de 2 "g".



El otro estado de carga sobre el panel consiste en el izado desde dos puntos (ver gráfico) con una aceleración también de 2 "g". Estas cargas sólo se pueden producir durante el trém al iniciar el movimiento de ascenso.



Sobre la antena se estudia el caso de izado de una carga de 500 N (unos 50 Kg) más otros 1000 N (correspondientes al operario que los está elevando). Se lo considera trabajando con la antena inclinada unos 30° y parado sobre el borde más bajo.

g) Cargas por tránsito de personal

Se estudia el efecto de una persona transitando sobre paneles no destinados para esto y luego haciéndolo por paneles preparados para esto. En ambos casos se supone a la persona caminando por los largueros (perfiles "U"), en la zona media de las luces. La carga supuesta es de 1000 N (unos 100 Kg). Los paneles preparados para el tránsito estarán apoyados cada 500 mm.

e) Cargas por deformación de los anclajes

Este será un estado de cargas aplicables a los paneles en forma individual. Las deformaciones de los puntos de sujeción de los paneles se calculan en el modelo de la antena completa (sin los paneles desde el punto de vista estructural, pero sí con sus pesos). Luego los desplazamientos son ingresados como condición de borde a las placas. Esto se realizará para la carga aerodinámica ya que es la que produce mayores deformaciones. Se incluyen nuevamente las cargas de viento.

f) Cargas gravitacionales

Estas cargas son sólo aplicables a la estructura total de la antena. Los paneles son considerados como masas concentradas en los nodos correspondientes. Luego variando la posición del vector aceleración de gravedad, vemos las deformadas para diferentes posiciones de la antena. Otro modelo se hace correr sin el peso de los paneles, para ver la deformación que estos introducen.

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.F. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Por último, también se aplican cargas gravitatorias al foco y se estudian sus soportes.

CAPITULO III : Elementos estructurales

Todas las unidades en el presente trabajo serán, a menos que se explice otra cosa:

Unidades de fuerza: Newtons [N]
Unidades de longitud: milímetros [mm]
Unidades de temperatura: grados centígrados [°C]

Material

Los perfiles y tubos estarán fabricados de aluminio 6061 T6, cuyas características mecánicas [4] para elementos extrudados son:

$\sigma_{tu} = 262.0 \text{ N/mm}^2$
 $\sigma_y = 241.3 \text{ N/mm}^2$
 $\sigma_{cy} = 234.4 \text{ N/mm}^2$
 $E = 68950 \text{ N/mm}^2$
 $\alpha = 23.8 \cdot 10^{-6} \text{ mm/mm}^{\circ}\text{C}$
 $w = 2.7 \cdot 10^{-8} \text{ N}^2/\text{mm}$
 $\nu = 0.3$

Dentro de los aluminios de fabricación nacional es uno de los que tiene mejores características mecánicas. Además las aleaciones de la serie "6" son casi tan resistentes a la corrosión como los aluminios puros [5]. La deformación en frío que se les dará para curvarlos es pequeña, por lo que sus características mecánicas no se verán mayormente modificadas.

Las piezas serán de aluminio 6052, similar al usado en el recubrimiento de la antena anterior. Este material se encuentra muy endurecido por causa del punzonado en frío. Sus propiedades mecánicas fueron analizadas en nuestros laboratorios de ensayos encontrándolo altamente satisfactorio (ver Apéndice "Ensayos", "Ensayo de tracción").

Sus propiedades son:

$\sigma_{tu} = 77 \text{ N/mm}^2$
 $\sigma_y = 67 \text{ N/mm}^2$
 $E = 19222 \text{ N/mm}^2$
 $\alpha = 23.8 \cdot 10^{-6} \text{ mm/mm}^{\circ}\text{C}$
 $w = 1.187 \cdot 10^{-8} \text{ N}^2/\text{mm}$
 $\nu = 0$

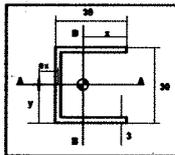
Las placas de sujeción serán de Al 6061 sin temple, por su facilidad para el plegado, luego de manufacturadas se tratarán para conseguir un temple T6.

Características secundarias

Se empleará siempre la misma clase de malla (salvo la parte llena), de tubos y de perfiles. Las características geométricas de éstas son:

Perfiles

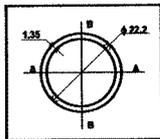
C de 30 x 30 x 3 mm



$A = 252 \text{ mm}^2$
 $y = 15 \text{ mm}$
 $x = 18.86 \text{ mm}$
 $I_{AA} = 36380 \text{ mm}^4$
 $I_{BB} = 22930 \text{ mm}^4$
 $J = 946.7 \text{ mm}^4$
 $e_x = 12.31 \text{ mm}^2$

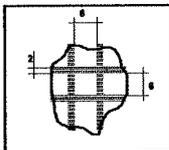
Cañoe

22.2 x 1.35 mm



$$A = 88.43 \text{ mm}^2$$
$$I_{AA} = 4825 \text{ mm}^4$$
$$I_{BB} = 4825 \text{ mm}^4$$
$$J = 9650 \text{ mm}^4$$

Placa



cuadros: 6 x 6 mm
separación entre cuadros: 2 mm
espesor de la placa: 1 mm

CAPITULO IV : Análisis estructural del Panel

a) Análisis por la acción de cargas aerodinámicas

La flexión de placas delgadas con cargas tan importante como éstas, tiene el inconveniente de tener un comportamiento no lineal. Por esto, si analizamos el panel como un todo edo a través de un modelo de elementos finitos, perderemos de vista la deformación exacta de las placas. En un primer estudio veremos el comportamiento de una placa alada, cuyas dimensiones cubran las más críticas de la antena. Además se supondrán bordes rígidos, lo cual no es cierto, pero hace conservativo el planteo.

Como no se encuentran datos bibliográficos sobre el comportamiento de membranas ortotrópicas, se realizaron ensayos y se ajustaron ecuaciones que interpretan lógicamente los resultados (ver Apéndice "Ensayos", "Ensayo con carga transversal y desarrollo teórico"). En todas las ecuaciones que involucran deformaciones transversales se trabajará con un "espesor equivalente" (t_{eq}) y las fórmulas correspondientes a materiales isotrópicos. Además debe recordarse que no son útiles las clásicas ecuaciones para flexión de placas planas y cilíndricas (ecuaciones de Lagrange) ya que las deformaciones son mucho mayores que el espesor de la placa.

La placa estudiada tiene unas dimensiones de 250 x 1500 mm. Según se a explicado en el apéndice recién citado, la deformación máxima será:

$$w_{max} = \eta_1 \cdot a \left(\frac{q \cdot a}{E_{pave} \cdot t_{eq}} \right)^{\frac{1}{3}}$$

Siendo:

a = 1500 mm (dimensión mayor de la placa)
q = $1,23 \cdot 10^{-3}$ N / mm² (carga máxima de viento)
 t_{eq} = 0,289 mm (espesor equivalente)
 η_1 = 0,052 (cte. función de a/b, [6])

Luego:

$$w_{max} = 0,4 \text{ mm}$$

Para calcular las tensiones se asume una deformación sinusoidal de la placa en ambas direcciones (estas son prácticas comunes en las teorías en que se involucran deformadas de vigas o placas). En base a la deflexión máxima, calculada antes, y a la longitud del panel en cada dirección, se obtienen funciones continuas.

$$y_1 = 5.4 \cdot \sin \frac{\pi \cdot x}{250}$$

$$y_2 = 5.4 \cdot \sin \frac{\pi \cdot x}{1500}$$

La longitud máxima en cada una de las direcciones puede ser calculada a través de la siguiente integral:

$$l' = \int_0^l \sqrt{1 + \left[\frac{dy}{dx} \right]^2} dx$$

La deformación específica será:

$$\epsilon_i = \frac{l' - l_i}{l_i}$$

Ver que se optó por un planteo de esta forma (tensiones ctes. a lo largo de la línea estudiada) debido al comportamiento tipo membrana de la placa. Por último usando el módulo de elasticidad correspondiente, tenemos las tensiones:

$$\sigma_i = E_{placa} \cdot \epsilon_i$$

Volcamos los resultados en una tabla:

l_i [mm]	ϵ_i	σ_i [N / mm ²]	M.S.
250	1.15*10-3	22.1	2.43
1250	3.20*10-5	0.9	73

Esta tensión no llega a ser un tercio de la tensión de fluencia de la placa, por lo que no se plastificará. Es importante revisar esto ya que nos aseguramos que no quedan deformaciones permanentes.

A continuación se revisa el estado de los caños y perfiles. Se usan dos modelos de elementos finitos correspondientes a los paneles 1 (exterior) y 5 (último sobre las cuerdas de aluminio). En este análisis no se obtiene la deformación dentro de cada una de los trozos de placa, pero se logra obtener el estado de tensiones en los caños y perfiles. Además se calculan los esfuerzos sobre los anclajes del panel, considerados en este análisis como indeformables (tratamiento conservativo). Se adjunta en el Apéndice "Modelos de Elementos Finitos", un esquema de la deformada y un par de gráficas con las tensiones combinadas de Huber-Mises-Hencky (H-M-H) [7] en el panel N°1, por ser este el más solicitado. Las tensiones máximas se muestran en la tabla siguiente:

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Elemento N°	Tensión (H-M-H) [N / mm ²]	M.S.
125	108	1.23
124	108	1.23
109	107	1.25
108	107	1.25
93	101	1.69

Las tensiones están por debajo del 50 % de las de fluencia.

b) Análisis por la acción de cargas térmicas

Se encara el problema de manera similar a lo hecho en el inciso anterior. Primero nos centramos en el estudio de una placa, teniendo en cuenta los problemas de inestabilidad.

Cuando una placa se calienta uniformemente, pero se le impide toda deformación, aparecen tensiones constantes en todos los bordes cuya magnitud es [σ]:

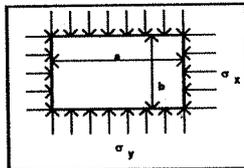
$$\sigma = \frac{E_{plate} \cdot \alpha \cdot \Delta T}{1 - 2 \cdot \nu}$$

Debido a las características de la placa se puede considerar $\nu = 0$, luego usando las demás propiedades mecánicas, se tiene para un gradiente de temperatura genérico:

$$\sigma = 0.467 \cdot \Delta T \quad [\text{N} / \text{mm}^2]$$

Con ΔT en grados centígrados.

Ahora analizamos las cargas de pandeo debidas a la compresión en un trozo de placa tipo, de 250 x 1500 mm. Las ecuaciones para pandeo cuando hay tensiones en ambos ejes de una placa rectangular son [σ]:



$$\sigma_x \frac{m^3}{a^3} + \sigma_y \frac{n^3}{b^3} = 0.823 \frac{E_{plata} \cdot t^3}{1 - \nu^2} \left(\frac{m^3}{a^3} + \frac{n^3}{b^3} \right)$$

En este caso: $\sigma_x = \sigma_y = \sigma$, por lo que queda:

$$\sigma = 0.823 \frac{E_{plata} \cdot t^3}{1 - \nu^2} \left(\frac{m^3}{a^3} + \frac{n^3}{b^3} \right)$$

Siendo:

- a = 1500 mm
- b = 250 mm
- m = número de semiondas en la dirección x
- n = número de semiondas en la dirección y
- t = 1 mm

Tomando m = 6 y n = 1, tenemos:

Para comprobar que el valor de m adoptado sea correcto, se debe satisfacer:

$$C \cdot \left(1 - 4 \frac{a^4}{b^4} \right) < \sigma_p < C \cdot \left(5 + 2 \frac{a^4}{b^4} \right)$$

$$\text{siendo: } C = \frac{0.823 \cdot E_{plata} \cdot t^3}{(1 - \nu^2) \cdot a^3} = 7.03 \cdot 10^3 \text{ N/mm}^2$$

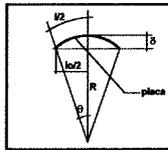
lo cual se satisface:

$$-36.4 < 0.506 < 0.541 \checkmark$$

Por lo tanto los valores de m y n adoptados son los correctos y la placa pandeará con el número de ondas previstas.

De los valores (*) y (**) vemos que aún para pequeños ΔT se producirá el pandeo de la placa. Ahora que conocemos la forma en que pandea, y que prácticamente estará siempre deformada, calcularemos las magnitudes de dichas deformaciones. Suponiendo deformaciones cilíndricas en la dirección de la longitud menor, tendremos:

$$\begin{aligned} \frac{l}{2} &= R \cdot \theta & \frac{l_0}{2} &= R \cdot \sin \theta \\ \frac{l_0}{l} &= \frac{\sin \theta}{\theta} & \text{como: } l &= l_0 \cdot (1 + \alpha \cdot \Delta T) \\ & \Rightarrow & \frac{1}{1 + \alpha \cdot \Delta T} &= \frac{\sin \theta}{\theta} \end{aligned}$$



Resolviendo numéricamente $\theta = f(\Delta T, \alpha)$ se obtiene el ángulo correspondiente, luego la deformación máxima será:

$$\delta_{\max} = l_0 \cdot (1 + \alpha \Delta T) \cdot \theta$$

Si tomamos $l_0 = 250$ mm y $\Delta T = 5$ °C:

$$\delta_{\max} = 4.87 \text{ mm}$$

Ahora se estudia todo el panel con los mismos modelos usados en el inciso (A) (apéndice "Modelos de Elementos Finitos", paneles 1 y 5). En estos modelos, las placas no pandean, lo que hará que las tensiones calculadas sean mayores que las reales. Se adjuntan en el mismo apéndice las deformaciones y

tensiones máximas para los dos casos estudiados en cargas térmicas. En ambos casos se consideran los anclajes fijos. Las deformaciones siguen estando dentro de los 2.5 mm. Las tensiones en todos los elementos son muy bajas, del orden de los 10 N/mm².

c) Análisis por cargas producidas durante el montaje y manipulación

Para ambos casos las tensiones halladas son muy bajas, y están muy lejos de producir deformaciones permanentes.

Para el primer estado, las tensiones máximas son:

Elemento N°	Tensión (H-M-H) [N / mm ²]	M.S.
145	44	6.47
137	44	4.47
146	32	6.53
138	32	6.53
147	24	9.04

Para el segundo estado:

Elemento N°	Tensión (H-M-H) [N / mm ²]	M.S.
145	24	9.04
137	24	9.04
138	18	12.4
146	18	12.4

En el apéndice "Modelos de Elementos Finitos" se adjuntan los gráficos de las tensiones en todos los elementos para ambos estados.

d) Análisis por cargas producidas por el tránsito de personal

Se vuelve a usar el mismo modelo de elementos finitos, comparando dentro de los paneles modelados para hallar al más desfavorable.

El primer caso analizado consiste en un panel no preparado para el tránsito. La luz que tienen los paneles para descender es de 8 mm (altura de las placas de sujeción), y la carga es de 1000 N. Las tensiones máximas en el panel son:

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Astronáutica

Elemento N°	Tensión (H-M-H) [N / mm ²]	M.S.
149	137	0.78
148	138	0.77
150	96	1.51
147	94	1.56

Son tensiones que alcanzan sólo alrededor del 80 % de la tensión de fluencia. En realidad los esfuerzos son menores ya que las placas apoyarán antes de llegar a las deformaciones obtenidas en este análisis. Se incluye un gráfico con las tensiones en todos los elementos y otro con el aspecto de la deformada en el apéndice "Modelos de Elementos Finitos".

Otro caso de análisis es el de una carga similar, pero con el panel soportado cada 500 mm. Esto se puede lograr poniendo soportes sin unir en los puntos necesarios. Las tensiones son mucho menores, las máximas son:

Elemento N°	Tensión (H-M-H) [N / mm ²]	M.S.
150	37	8.81
149	36	5.69
151	17	13.2
	15	15.0

Se incluyen gráficos con las tensiones combinadas en todos los elementos y otro con el aspecto de la deformada, en el mismo apéndice.

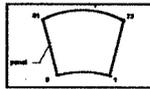
Del resultado de ambos análisis surge que no es necesario hacer zonas expresas de tránsito, a pesar de esto nos parece más seguro construir algunas para el paso más habitual.

a) Análisis por causa de la deformación de los anclajes

Los anclajes tienen una deformación máxima en los paneles exteriores y bajo cargas de viento. Los desplazamientos de los puntos de anclaje se consiguieron del análisis de la antena entera. Además se superponen al panel las respectivas cargas de viento. Vemos que este estado es en realidad como un análisis de segundo orden del estudio realizado en el punto (A). Comparado con aquel caso, el panel está mucho menos solicitado. Las deformaciones ingresadas para los puntos de anclaje son (en mm):

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Nodo	TX	TY	TZ
1	0.4867	20.33	-41.18
9	0	20.47	-42.24
73	0.5418	21.80	-44.10
81	0	21.89	-46.07



Se agrega una gráfica con las tensiones combinadas existentes en todos los elementos del modelo en el apéndice "Modelos de Elementos Finitos". Las tensiones máximas están en los siguientes elementos:

Elemento N°	Tensión (I-I-I-I) [N / mm ²]	M.S.
141	101	2.39
142	101	1.39
140	101	1.39
148	100	1.41

Comparado con los resultados obtenidos en (A), se han descargado los caños y se han recargado los perfiles, aún las tensiones no llegan al 50 % de la tensión de fluencia.

CAPITULO V : Análisis estructural de la construcción reticulada

a) Análisis por acción de cargas aerodinámicas

Primero se estudia sólo una cuaderna, se aplican las cargas de viento calculadas en la página 5. El modelo usado es el titulado "Cuaderna" en el apéndice "Modelos de Elementos Finitos". Contempla sólo la parte de aluminio. La parte de acero no es relevada ya que por la relación geométrica que hay entre ambos, esta parte está levemente solicitada. Acá las tensiones serán bastante más grandes que las reales ya que hay una serie de tensores que evitan el descenso de la cuaderna y que no se han tenido en cuenta debido a las simplificaciones del modelo. Se adjunta un gráfico en el mismo apéndice donde se marcan las tensiones en las vigas. Las tensiones máximas de compresión y de Huber-Mises-Hencky (H-M-H):

Elemento N°	Tensión de compresión [N / mm ²]
8	-174
9	-170
10	-149
11	-121
12	-83

Elemento N°	Tensión (H-M-S) [N / mm ²]	M.S.
8	174	0.58
9	170	0.56
10	149	0.57
11	142	0.65
12	121	0.93

Debido a la longitud de las vigas, el caso crítico para el pandeo se da en el elemento N° 8. Sus características geométricas son:

$l = 1800 \text{ mm}$
 $A = 472 \text{ mm}^2$
 $r = 354 \text{ mm}$
 $\rho = 1.9 \text{ mm}$
 $D = 50.8 \text{ mm}$

Como $D/l < 50$ se puede considerar $\sigma_{cc} = \sigma_{py}$ [10]. No conocemos exactamente el material actual de la antena (la inseguridad surge para los valores de σ_{py} , σ_{cy} y

c) Suponiendo que el material tiene las mismas características que el de los paneles, entonces:

$$\sigma_{cr} = 234 \text{ N/m}^2$$

Usando la ecuación para pandeo de Johnson, la tensión crítica será [11]:

$$\sigma_{cr} = \sigma_{cr} - \frac{\sigma_{cr} \left(\frac{L}{\rho \sqrt{IC}} \right)^2}{4 \cdot \pi \cdot E} \quad \left(\text{si } \sigma_{cr} > \frac{\sigma_{cr}}{2} \right)$$

$$\sigma_{cr} = 234 - \frac{234^2 \cdot (1800 / 35.4)^2}{4 \cdot \pi^2 \cdot 69650} = 182.5 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

$$M.S. = \frac{181.5}{174} - 1 = 0.049$$

La carga sobre esta viga es: $S = 38270 \text{ N}$.

Por último se analizó un modelo con la totalidad de la antena (en realidad la mitad por ser esta y sus cargas simétricas) Nuevamente el análisis sólo alcanza la parte de aluminio, por las mismas razones explicadas antes. Para el mismo estado de cargas aerodinámicas, las tensiones en las barras críticas han disminuido, esto es porque la tridimensionalidad de la antena suma elementos que rigidizan cada cuaderna (ver apéndice "Modelos de Elementos finitos", Antena del I.A.R.). Se agregan gráficas con las tensiones de compresión y las tensiones de H-M-H en cada un de los elementos, reacciones en todos los apoyos, etc.

Las tensiones máximas de compresión son:

Elemento N°	Tensión de compresión [N/mm ²]
787	-120
805	-120
786	-119
785	-112
786	-104

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Elemento N°	Tensión (H-M-S) [N / mm ²]	M.S.
687	147	0.88
548	134	0.75
787	126	0.86
626	124	0.89
805	121	0.84

La barra 788 es análoga a la 8 del modelo anterior, la barra equivalente a la 9 del modelo anterior tiene ahora tensiones menores a los 104 N.

b) Deformación por cargas gravitacionales

Se compara la deformación de los nudos del borde exterior de la antena, con y sin el peso de los paneles, para el caso de posicionamiento horizontal. Los nudos exteriores van del N° 324 al 340. Se adjunta en el apéndice "Modelos de Elementos Finitos" las deformadas de ambos casos.

Con los paneles, la deflexión media en la dirección vertical es de aprox. 1.75 mm, en el estado actual vale aprox. 1 mm.

Luego el incremento de peso produce una variación media máxima en la dirección vertical de:

$$\Delta z = 0.78 \text{ mm}$$

En realidad es un poco menor debido a la rigidez que adicionan los paneles.

c) Análisis por acción del izado de una carga

En este caso las cargas son poco importantes, se adjunta en el apéndice "Modelos de Elementos Finitos" las tensiones en todos los elementos.

d) Tornillos de la antena

El peor estado de carga para los tornillos es el aerodinámico. La barra más solicitada por esfuerzos axiales es la 625, la que une en la parte superior de la cascama de aluminio más alta a la estructura de acero. Hay 6 tornillos en esa unión. El esfuerzo axial vale: $S = 48740 \text{ N}$. Es común suponer que cada uno de los tornillos absorbe la misma carga, especialmente cuando las tensiones son importantes [12]. Las tensiones de corte valdrán [13]:

$$\tau_s = \frac{S}{m \cdot n_s \left(\frac{\pi \cdot d^3}{4} \right)}$$

siendo:

$n_s = n'$ de tornillos = 6
 $m = n'$ de secciones por tornillo soportando el corte = 2
 $d =$ diámetro de la espiga = 8 mm

Reemplazando:

$$\tau_s = 82,8 \text{ Kg/cm}^2$$

Entre las barras del emparrillado inferior, la más solicitada es la 805, la cual tiene sólo 2 tornillos. La carga vale: $S = 33740 \text{ N}$. Luego la tensión de corte será:

$$\tau_s = 187,8 \text{ N/cm}^2 = 1711,9 \text{ Kg/cm}^2$$

Se van a usar tornillos que respondan a normas DIN. Se adoptan tornillos de alta resistencia para uniones normales, según DIN 1050, cap. 7.2 y 7.3; entonces para tornillos 8.8 (8.8 en la denominación antigua) valen las siguientes tensiones admisibles [14]:

Tornillos de alta resistencia 8.8 según DIN 6914

	Carga H	Carga HZ
$\tau_{adm} \text{ [Kg/cm}^2\text{]}$	1820	2160

Adoptando carga de tipo H (para tener en cuenta los efectos dinámicos) se tiene el siguiente margen de seguridad:

$$M.S. = 0,11$$

Conclusión: los tornillos "8.8" según DIN son los recomendados. Si el largo de los tornillos en mm es "L", entonces $8L$ para encargarlos junto con sus respectivas tuercas, deberán ser designados:

M8 x "L" Mu DIN 601
 Propiedades mecánicas(material): 8.8 (según DIN 287)

Las roscas deberán siempre quedar dentro de las arandelas, nunca trabajando al corte; de lo contrario disminuirá notablemente la resistencia de estos.

Además se requiere un tratamiento especial superficial para evitar la corrosión. Se recomienda darles un galvanizado en caliente con espesor de 40 μ . Estos tornillos son fabricados en Argentina, por ejemplo por la fábrica I.M.A.R.

el Placas de sujeción

Las cargas más importantes son las de viento. Si consideramos en forma aproximada la carga total, como el producto de la superficie del panel por la presión dinámica, tenemos: $F_{total} = 3100$ N. La fuerza en cada soporte será: $F = 775$ N. Teniendo en cuenta los siguientes datos:

$$\begin{aligned} t &= 5 \text{ mm} \\ b &= 30 \text{ mm} \\ l &= 312.5 \text{ mm} \\ I_x &= 312.5 \text{ mm}^4 \\ M_{max} &= 775 \times 42 = 32550 \text{ N}\cdot\text{mm} \end{aligned}$$

Luego la tensión máxima valdrá:

$$\sigma_{mb} = \frac{M_{max}}{I_x} = \frac{32550 \cdot 2.5}{312.5} = 260 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

Esta carga es ligeramente superior a la de rotura, pero no se ha tenido en cuenta que el panel apoyará también sobre la parte rígida de la placa (media), luego se verá disminuida.

Cuando se camina sobre el panel, suponiendo la fuerza igualmente repartida entre los anclajes, tenemos: $F = 500$ N

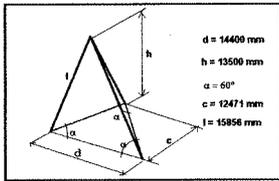
$$\Rightarrow \sigma_{max} = 160 \text{ N} / \text{mm}^2$$

Esta carga es bien soportada. En realidad se pisarán dos largueros al caminar y apoya también en la parte fija del soporte; las cargas serán menores.

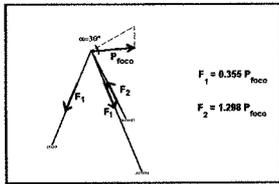


1) Soporte del foco

Las dimensiones del trípode son aproximadamente las siguientes:



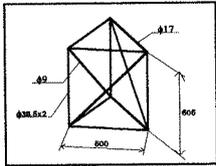
La antena se estudia inclinada 60° respecto de la vertical y se la vuelca sobre una de las vigas. La estructura se considera isoestática y con el peso concentrado en el nodo superior. Para un peso "P" genérico, los esfuerzos en las barras son:



$$F_1 = 0.355 P_{foco}$$

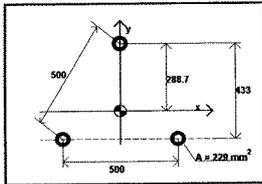
$$F_2 = 1.288 P_{foco}$$

Ahora estudiamos la estructura interna de cada viga:



Cada viga está compuesta por 27 de estos tramos. Las diagonales y montantes son macizos. Las primeras están dispuestas con ángulo menor al dado por razones constructivas.

La sección transversal tiene las siguientes propiedades:



$$A_{\text{total}} = 688 \text{ mm}^2$$

$$y_g = 144.3 \text{ mm}$$

$$I_{xx} = 2.87 \cdot 10^7 \text{ mm}^4$$

$$I_{yy} = 2.87 \cdot 10^7 \text{ mm}^4$$

El cálculo del pandeo se hace según normas DIN 4114 [15]. Se supone conservativamente un acero de baja calidad: St 37. Su tensión admisible es $\sigma_{\text{adm}} = 1400 \text{ Kgf/cm}^2$. En esta tensión está contemplado el margen de seguridad. Primero se calcula una esbeltez que tiene en cuenta las características de las diagonales:

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

$$\lambda_1 = \pi \cdot \sqrt{\frac{F \cdot d^2}{z \cdot F_D \cdot s_1 \cdot e^2}}$$

Siendo:

$z = 2$	(n° de uniones transversales situadas una enfrente a otra en planos paralelos).
$s_1 = 60.5 \text{ cm}$	(máxima luz parcial de la viga).
$F_D = 0.636 \text{ cm}^2$	(área de la sección bruta de una diagonal simple).
$d = 78.5 \text{ cm}$	(longitud de una diagonal).
$e = 50 \text{ cm}$	(distancia entre el eje de dos perfiles simples).
$F = 6.87 \text{ cm}^2$	(sección bruta de toda la pieza).

Reemplazando:

$$\lambda_1 = \pi \cdot \sqrt{\frac{6.87 \cdot 78.49^2}{2 \cdot 0.636 \cdot 60.5 \cdot 50^2}} = 13.05$$

La esbeltez de la viga sin los diagonales y montantes:

$$\lambda_1 = \frac{l}{i_x}$$

Siendo:

$l = 1585.6 \text{ cm}$	(longitud total de la viga).
$i_x = 20.45 \text{ cm}$	(radio de giro de la sección bruta).

Reemplazando:

$$\lambda_x = \frac{1585.6}{20.45} = 77.54$$

La esbeltez equivalente de la pieza, teniendo en cuenta las barras transversales será:

$$\lambda_w = \sqrt{\lambda_x^2 + \frac{m}{2} \cdot \lambda_1^2} = \sqrt{77.54^2 + \frac{2}{2} \cdot 13.05^2} = 78.63$$

Siendo: $m = 2$ (n° de planos en que trabajan las diagonales durante el pandeo).

De las tablas dadas en la misma norma para este acero, se sacan los valores del parámetro α :

$$\alpha_w(\lambda) = \alpha_w(\lambda) \approx 1.53$$

Luego se satisface la siguiente condición:

$$S \leq \frac{\sigma_{adm} \cdot F}{\sigma_M}$$

$$S \leq \frac{1400 \cdot 6.87}{1.53} = 6286 \text{ Kgf}$$

Donde S es la carga máxima soportada.
Para comprobar que las diagonales son estables hace falta calcular una fuerza ideal Q:

$$Q = \frac{\sigma_M \cdot S}{80} = \frac{1.53 \cdot 6286}{80} = 120.2 \text{ Kgf}$$

esta en la dirección de la diagonal:

$$D = \frac{Q}{z \cdot \sin \alpha}$$

Siendo:

$$\alpha = 50.4^\circ \quad (\text{ángulo de inclinación de las diagonales})$$

$$z \quad (\text{n}^\circ \text{ de uniones transversales puestas enfrente en planos paralelos})$$

Reemplazando:

$$D = \frac{120.2}{2 \cdot \sin 50.4} = 78 \text{ Kgf}$$

Con esta se verifica la carga de pandeo. Sus características geométricas son:

$$A = 0.64 \text{ cm}^2$$

$$I = 3.22 \cdot 10^{-2} \text{ cm}^4$$

$$i = 0.224 \text{ cm}$$

$$\lambda = 78.5 / 0.224 = 350$$

El grado de esbeltez máximo permitido por la norma es $\lambda = 250$, esta barra lo supera ; por lo que el diseño no puede ser normalizado. A pesar de esto, se calcula la carga crítica a través de la ecuación de Euler:

$$P_e = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{\lambda^2} = \frac{\pi^2 \cdot 2.1 \cdot 10^4 \cdot 3.22 \cdot 10^{-4}}{78.5^2} = 108.3 \text{ Kgf}$$

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

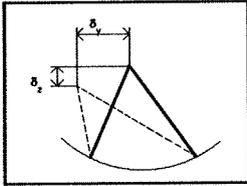
Como $P_{cr} > D$ la barra o pandoa. El valor de S encontrado antes puede ser adoptado como correcto:

$$S = 6286 \text{ Kgf}$$

Lo que permite un peso máximo al foco:

$$P_{\text{máximo}} = P_{\text{foco}} / 1.258 = 4993 \text{ Kgf}$$

Calculando la deformación para el mismo modelo (cada viga compuesta remplazada por una barra de $A = 688 \text{ mm}^2$) tenemos:



Ángulo de inclinación	$\delta_y / P_{\text{foco}} \text{ [mm / N]}$	$\delta_z / P_{\text{foco}} \text{ [mm / N]}$
30°	$1.36 \cdot 10^{-4}$	$4.48 \cdot 10^{-5}$
60°	$2.36 \cdot 10^{-4}$	$2.58 \cdot 10^{-5}$

Lo cual hace para un foco cuyo peso es, por ejemplo, de 1000 N (unos 100 Kgf) una deformación para una inclinación de 60°:

$$\delta_y = 0.236 \text{ mm}$$

$$\delta_z = 0.26 \text{ mm}$$

Para conocer exactamente la deformación del soporte, es necesario tener la posición del baricentro del foco, la forma de los anclajes, el material constructivo, la disposición de las barras, etc. El modelo usado tiene como fin sólo dar idea de los órdenes de magnitud de las deformaciones.

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Apéndice A : Ensayos

En este apéndice se presentan las memorias y conclusiones de algunos ensayos realizados durante el desarrollo de este trabajo. Se usaron laboratorios y instrumentos pertenecientes a la facultad de Ingeniería.

Los ensayos realizados fueron: uno para medir la resistencia aerodinámica de la malla, otro para estudiar el módulo de elasticidad longitudinal de también de la malla, y el último para estudiar su comportamiento bajo cargas transversales.

Ensayo aerodinámico de la placa del recubrimiento

Material

El material de la probeta es Al. 5052. Se encuentra perforada en frío con orificios de 6 x 6 mm.. El ancho de pared entre los huecos es de 2 mm y el espesor de la chapa es de 1 mm.

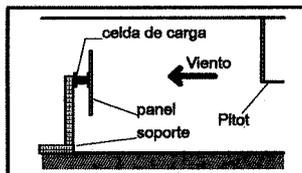
Tamaño de la probeta

La placa usada en el túnel de viento es de 600 x 600 mm.. Está cortada de manera de dejar un número entero de unidades geométricas.

Instrumentos usados

Para medir las fuerzas registradas sobre la placa se colocó una celda de cargas, como se muestra en la figura. Estas cargas son registradas por un puente electrónico para strain gages marca Philips. La velocidad del viento es medida fuera de la vena contracta con un tubo "Pitot" conectado a un manómetro de alta calidad (usado para calibrar las puntas del anemómetro de hilo caliente).

A su vez el ensayo se realizó dentro del túnel de viento del departamento con una sección de prueba de 1400 x 1000 mm.. Un soporte fue el encargado de mantener la placa en la sección media del túnel. La celda de carga actúa como nexo entre el soporte y panel.



Ejecución del ensayo

La velocidad máxima del ensayo será de aproximadamente 12 m/seg (unos 40 Km/h). Esto está limitado por las características del túnel. Con una pesa patrón se hizo una calibración de la celda para contrarrestar los esfuerzos iniciales. Se inició la primera tanda de medidas desde una velocidad de alrededor de 2 m/s y se esperó a que la marcación de velocidad y fuerza fueran estables. Luego se fue variando la velocidad con $\Delta v \approx 2$ m/s y se registro la fuerza para todos los casos con los mismos cuidados. Alcanzada la velocidad máxima se finalizó con las primeras medidas. A continuación se usó nuevamente la pesa para controlar la estabilidad del sistema que midió la fuerza. Por último se realizó toda una nueva serie de medidas repitiendo los mismos pasos. Los resultados fueron los siguientes:

	Velocidad	Fuerza (N)
medidas primeras:	2.38	0.96
	4.59	4.02
	6.24	6.51
	7.43	9.54
	8.60	12.25
	9.91	15.88
	10.86	18.72
	Velocidad	Fuerza (N)
medidas segundas:	2.55	1.05
	4.32	3.41
	5.91	6.04
	6.16	10.94
	9.75	15.05
	12.09	21.96

Cálculo del coeficiente de resistencia

Según experiencias anteriores y además debido a la geometría del cuerpo estudiado, se considera un coeficiente de resistencia (C_D) constante. En base a esto la fuerza media valdrá:

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_{\text{ref}} \cdot C_D \quad (*)$$

La velocidad media corresponde a la zona del túnel con flujo sin perturbar, mientras que la velocidad que nos interesa es la que se encuentra en el plano de

la placa. Para obtener esta velocidad hacemos uso de la ecuación de continuidad, tras simplificarla se llega a:

$$v_{medida} \cdot A_0 = v_f \cdot A_f$$

siendo:

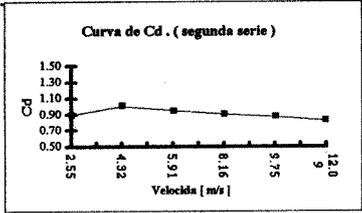
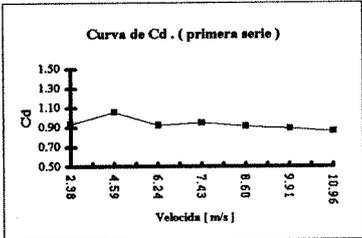
v_{medida} = velocidad medida en el ensayo
 v_f = velocidad usada para el cálculo de C_D .
 A_0 = área de la superficie maestra del túnel = $1.4 \cdot 10^6 \text{ mm}^2$
 ϕ = coeficiente de solidez = 0.4375
 A_{ef} = área efectiva = $A_0 \cdot A_{sol}$ = $1.29 \cdot 10^6 \text{ mm}^2$

$$\Rightarrow v_f = \frac{A_0}{A_{ef}} \cdot v_{med} = \frac{1.40 \cdot 10^6}{1.29 \cdot 10^6} v_{med} = 1.085 \cdot v_{med}$$

Despejando de la ecuación (*) el valor de C_D será:

$$C_D = \frac{2 \cdot F}{\rho \cdot A_{total} \cdot v_f^3} = \frac{2 \cdot F}{\rho \cdot A_{total} \cdot 1.085^3 \cdot v_{med}^3}$$

Se muestran los valores particulares de C_D para cada medición:



Estos valores son promediados con el fin de hallar un valor medio útil al cálculo. Se llega a:

$C_D = 0.92$

Comparación con los resultados teóricos

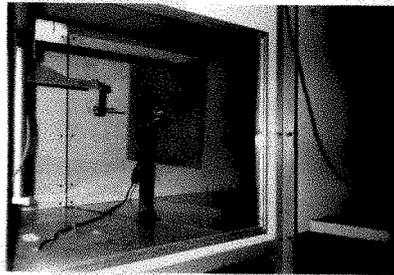
Según el C.I.R.S.O.C. (ver página 3 del presente trabajo), el valor de C_D para esta placa debería ser:

$$C_{D\text{teórico}} = 0.73$$

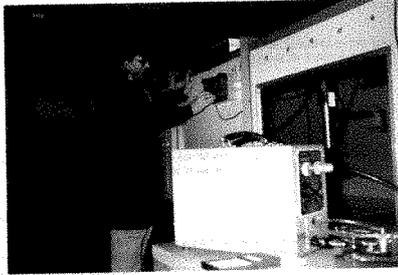
Por otro lado, el valor adoptado para el cálculo obtenido según datos experimentales dados en el libro "Wind forces in engineering" (ver página 4 del presente trabajo), es:

$$C_{D\text{cálculo}} = 0.92$$

Vemos que el valor hallado en nuestro ensayo, está dentro de los márgenes previstos por el cálculo.



GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Acústica



Ensayo de tracción de la chapa del recubrimiento

Material.

El material de la probeta es Al. 5052. Se encuentra perforada en frío con orificios de 6x6 mm. El ancho de pared entre los huecos es de 2 mm. y el espesor de la chapa es de 1 mm.

Tamaño de las probetas

La probeta usada para calcular el módulo de elasticidad tiene aproximadamente 500 mm. de largo por 96 mm. de ancho. Además se usó una probeta sin extensómetro para revisar la carga de fluencia y la de rotura.

Instrumentos usados

Para medir las deformaciones específicas se usó un extensómetro mecánico Amsler, el cual tiene una precisión de 1 centésima de mm. La máquina para el ensayo es Amsler para una carga máxima de 5 tn., con una precisión de 2 Kgf.

Cálculo del módulo de elasticidad

Se tomaron 26 medidas con el extensómetro a intervalos de 10 Kgf. Estos datos se encuentran volcados en la siguiente tabla y gráfico. Durante todo este proceso se tuvo un comportamiento bastante lineal del material.

La sección de trabajo es: $A = 0.1 * 9.6 = 0.96 \text{ cm}^2$.

Dividiendo la carga (medida en Kgf) por esta área se obtiene una tensión correspondiente al caso hipotético de que toda la placa estuviera llena (columna 2° de la tabla). En realidad el área en la zona hueca es: $A_1 = 0.02 * 12 = 0.24 \text{ cm}^2$, pero este valor carece de interés práctico para calcular el módulo de elasticidad.

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Carga	Sigma [kgf/cm ²]	Deformación [1/100 mm]	Dof. esp.
0	0.00	0.0	0.00E+00
10	10.42	1.5	7.47E-05
20	20.83	2.9	1.44E-04
30	31.25	4.0	1.89E-04
40	41.67	5.2	2.58E-04
50	52.08	6.2	3.09E-04
60	62.50	7.2	3.59E-04
70	72.92	8.3	4.13E-04
80	83.33	9.5	4.73E-04
90	93.75	10.5	5.23E-04
100	104.17	11.6	5.78E-04
110	114.58	12.4	6.18E-04
120	125.00	13.5	6.72E-04
130	135.42	14.5	7.22E-04
140	145.83	15.6	7.77E-04
150	156.25	16.7	8.32E-04
160	166.67	17.8	8.87E-04
170	177.08	18.8	9.38E-04
180	187.50	19.9	9.91E-04
190	197.92	21.1	1.05E-03
200	208.33	22.1	1.10E-03
210	218.75	23.2	1.16E-03
220	229.17	24.3	1.21E-03
230	239.58	25.2	1.26E-03
240	250.00	26.1	1.30E-03
250	260.42	27.2	1.35E-03

La deformación específica se obtiene dividiendo las deformaciones medidas por el estiramiento por la longitud base que le adoptamos, en este caso 20 cm. Estas son las columnas 3° y 4° de la tabla.

Por último se realiza una regresión lineal de las tensiones y deformaciones específicas, obteniéndose el módulo de elasticidad en forma aproximada. Tenemos:

$$E = 1.88 \times 10^5 \text{ Kgf/cm}^2$$

Este módulo comparado con el real para este aluminio, unos $7 \times 10^5 \text{ Kgf/cm}^2$, representa el 28 %.

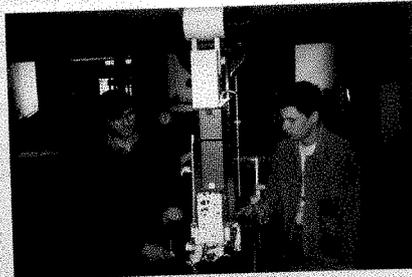
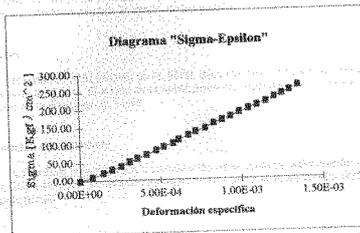
$$\Rightarrow E = 0.28 \times E_{al}$$

Cargas de rotura y de fluencia

La carga de plasticación y de rotura fueron aproximadamente:

$$P_{R1} = 680 \text{ Kgf.}$$

$$P_{ult} = 750 \text{ Kgf.}$$



Ensayo de una placa bajo carga transversal

Objetivos

Determinación de la curva de deformación de la placa bajo carga distribuida perpendicular a su plano. Con esta curva podremos verificar la teoría de cálculo considerada para el diseño de los paneles.

Material

El material de la probeta es Al. 5052. Se encuentra perforado en frío con orificios de 6 x 6 mm. El ancho de la pared entre los huecos es de 2 mm y el espesor de la chapa es de 1 mm.

Dimensión de la probeta

La probeta usada para la determinación de la curva de deformación es tiene 48.5 x 48.5 cm. Su relación de aspecto es 1. (a / b es el parámetro distintivo de cada panel).

Instrumental usado

Para medir la deformación se empleó un comparador marca Mitutoyo de precisión de 1/100 mm, con un rango máximo de 10 mm.

Para aplicar la carga se usó agua, la cual nos proporcionó la distribución necesaria para el ensayo. Esta fue medida con un error de 2/1000 gr.

Ejecución del ensayo

Se colocó la placa en un marco cerrado, considerando este conforme como con bordes empotrados. La medición de la deformación fue hecha en el punto medio (punto de máxima deformación). Estos valores se encuentran en la tabla siguiente:

GRUPO DE ESTRUCTURAS
 U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Carga [Kg / cm ²]	Mediciones [cm]
0.0026	0.294
0.0047	0.437
0.0072	0.567
0.0098	0.675

Comparación con la teoría

Debido a que no se encuentra demasiada información acerca de placas ortotrópicas, como es el caso nuestro, comparamos los resultados con las teorías de placa con grandes deformaciones y membranas con cargas transversales, ambas isotrópicas [18] [19] [20] [21] [22]. Utilizando el módulo de elasticidad obtenido del ensayo de tracción ($E = 0.28 E_u$), tenemos:

$$w = n_1 \cdot a \cdot \sqrt{\frac{q \cdot a}{E \cdot t}}$$

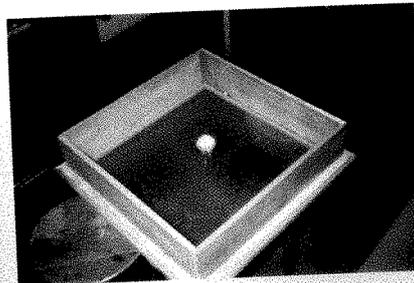
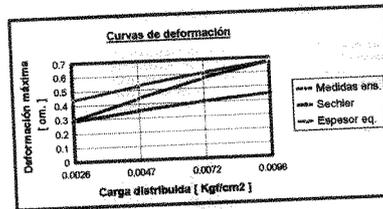
con:

- $n_1 = 0.318$ (constante función de la relación de aspecto y de las condiciones de contorno).
- q = carga distribuida por unidad de área.
- a = longitud de los lados de la placa.
- t = espesor.

En el gráfico de la página siguiente se observa la discrepancia de la teoría con respecto al ensayo; esto es debido a que la placa no es isotrópica y a que el módulo de elasticidad adoptado no es exacto.

Para poder predecir con cierta aproximación el funcionamiento del panel reemplazamos el espesor "t" real por un espesor equivalente " t_{eq} " imponiéndole el cumplimiento de la deformación máxima. Con esta corrección obtenemos una curva denominada "espesor equivalente" que nos asegura un buen margen de seguridad; por lo que adoptamos para este caso el siguiente espesor: $t_{eq} = 0.0289$ cm. Luego podremos predecir la deformación de los paneles restantes para distintas relaciones "w/b" con el t_{eq} adoptado.

Carga [Kg/cm ²]	Medidas [cm]	Sechler [cm]	Espesor eq. [cm]
0.0026	0.294	0.287	0.434
0.0047	0.437	0.349	0.529
0.0072	0.567	0.403	0.609
0.0098	0.675	0.446	0.675



GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Apéndice B : Modelos de elementos finitos

En este apéndice se encuentran los listados y algunos resultados de los modelos de elementos finitos usados. No se explicarán las hipótesis adoptadas, ni la forma en que se realizan las entradas ya que esto no es de interés primordial en el trabajo. Sólo se incluyen los listados, y tienen como fin permitir a aquellos interesados ahondar en el tema.

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. . Fac. de Ingeniería . Depto. de Aeronáutica

Modelo del panel N°1

```
TITLE    PANEL Nro. 1 DE LA ANTENA DEL I.A.R.
C
C    TODAS LAS UNIDADES EN : Newtons y mm
C
C    DEFINICION DE NODOS
C
NODAL POINT LOCATIONS 3
1 13000 0 0 THROUGH 9 13000 5.625 0 STEP 1
10 13250 0 131 THROUGH 18 13250 5.625 131 STEP 1
19 13500 0 264 THROUGH 27 13500 5.625 264 STEP 1
28 13750 0 400 THROUGH 36 13750 5.625 400 STEP 1
37 14000 0 538 THROUGH 45 14000 5.625 538 STEP 1
46 14250 0 679 THROUGH 54 14250 5.625 679 STEP 1
55 14500 0 822 THROUGH 63 14500 5.625 822 STEP 1
64 14750 0 968 THROUGH 72 14750 5.625 968 STEP 1
73 15000 0 1116 THROUGH 81 15000 5.625 1116 STEP 1
-- BLANK LINE --
NODAL POINT LOCATION2 2
1 -13000 0 0 THROUGH 81 -13000 0 0 STEP 1
-- BLANK LINE --
C
C    PLACAS (64 ELEMENTOS)
C
MATERIAL PROPERTIES 19222 0 1.197E-9 0 67 23.8E-6
LUMPED MASS TYPE 0
QUADRILATERAL PLATE TYPE 1 0 1
GENERATE CONNECTS 1 9 81 1 9
C
C    CANOS (72 ELEMENTOS)
C
MATERIAL PROPERTIES 71018.5 0 2.7E-9 0.33 241.3 23.8E-6
BEAM TYPE 3 22.2 19.5
GENERATE CONNECTS 1 9 81 1 9
C
C    PERFILES (72 ELEMENTOS)
C
BEAM TYPE 1 252 850 36400 22900 0 0 2430 1210
DO CONNECT 1 10 THROUGH 64 73 STEP 9 9
DO CONNECT 9 18 THROUGH 72 81 STEP 9 9
END DEFINITION
```

Modelo del panel N°5

```
TITLE    PANEL Nro. 5 DE LA ANTENA DEL I.A.R.
C
C    TODAS LAS UNIDADES EN : Newtons y mm
C
C    DEFINICION DE NODOS
C
NODAL POINT LOCATIONS 3
1 5500 0 0 THROUGH 9 5500 11.25 0 STEP 1
10 5750 0 56 THROUGH 18 5750 11.25 56 STEP 1
19 6000 0 115 THROUGH 27 6000 11.25 115 STEP 1
28 6250 0 176 THROUGH 36 6250 11.25 176 STEP 1
37 6500 0 239 THROUGH 45 6500 11.25 239 STEP 1
46 6750 0 305 THROUGH 54 6750 11.25 305 STEP 1
55 7000 0 374 THROUGH 63 7000 11.25 374 STEP 1
64 7250 0 445 THROUGH 72 7250 11.25 445 STEP 1
73 7500 0 518 THROUGH 81 7500 11.25 518 STEP 1
-- BLANK LINE --
NODAL POINT LOCATION2 2
1 -13000 0 0 THROUGH 81 -13000 0 0 STEP 1
-- BLANK LINE --
C
C    PLACAS (64 ELEMENTOS)
C
MATERIAL PROPERTIES 19222 0 1.197E-9 0 67 23.8E-6
LUMPED MASS TYPE 0
QUADRILATERAL PLATE TYPE 1 0 1
GENERATE CONNECTS 1 9 81 1 9
C
C    CANOS (72 ELEMENTOS)
C
MATERIAL PROPERTIES 71018.5 0 2.7E-9 0.33 241.3 23.8E-6
BEAM TYPE 3 22.2 19.5
GENERATE CONNECTS 1 9 81 1 9
C
C    PERFILES (72 ELEMENTOS)
C
BEAM TYPE 1 252 850 36400 22900 0 0 2430 1210
DO CONNECT 1 10 THROUGH 64 73 STEP 9 9
DO CONNECT 9 18 THROUGH 72 81 STEP 9 9
END DEFINITION
```

Cargas

```
C
C   CARGAS EN UN PANEL DE LA ANTENA (I)
C   AERODINAMICAS Y TERMICAS
C
C   a) CARGAS AERODINAMICAS
C
C   PRESSURE LOAD APPLIED 21
C   0 9 8 1 E-3 1 9 8 1 1 9
C   -- BLANK LINE --
C   DISPLACEMENTS APPLIED 1
C   TA 0 1 9 7 3 8 1
C   -- BLANK LINE --
C   SOLVE
C
C   b1) CARGAS TERMICAS SOLO SOBRE LA PLACA . 5 degC.
C
C   NODAL TEMPERATURE 21
C   5 1 1 1 7 7 1 1 9
C   -- BLANK LINE --
C   DISPLACEMENTS APPLIED 1
C   TA 0 1 9 7 3 8 1
C   -- BLANK LINE --
C   SOLVE
C
C   b2) CARGAS TERMICAS SOBRE TODO EL PANEL . 2 degC.
C
C   NODAL TEMPERATURE 11
C   2 1 THROUGH 152 STEP 1
C   -- BLANK LINE --
C   DISPLACEMENTS APPLIED 1
C   TA 0 1 9 7 3 8 1
C   -- BLANK LINE --
C   SOLVE
C   QUIT

C
C   CARGAS EN UN PANEL DE LA ANTENA (II)
C
C   POR DEFORMACIONES DE ANCLAJES , POR TRANSITO
C   DE PERSONAL
C
C   e) CARGAS POR DEFORMACIONES DE LOS ANCLAJES
```

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

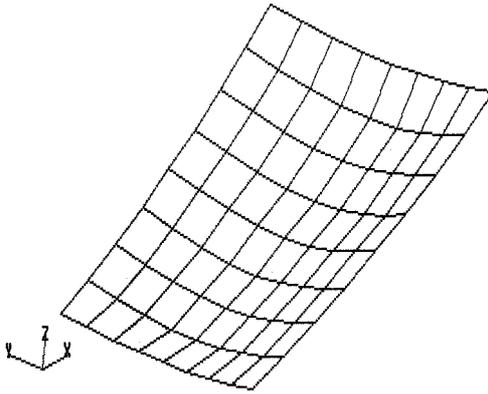
```
C
PRESSURE LOAD APPLIED 21
0.981E-3 1 9 81 1 9
-- BLANK LINE --
DISPLACEMENTS APPLIED 1
TX 4.867E-1 1
TY 2.033E1 1
TZ -4.118E1 1
TX 0 9
TY 2.047E1 9
TZ -4.224E1 9
TX 5.418E-1 73
TY 2.180E1 73
TZ -4.410E1 73
TX 0 81
TY 2.189E1 81
TZ -4.507E1 81
-- BLANK LINE --
SOLVE
C
C d1) CARGAS POR TRANSITO DE PERSONAL
C (panel normal)
FORCES AND MOMENTS APPLIED 0
FZ 45 -1000
-- BLANK LINE --
DISPLACEMENTS APPLIED 1
TA 0 1 9 73 81
-- BLANK LINE --
SOLVE
C
C d2) CARGAS POR TRANSITO DE PERSONAL
C (ZONA SOPORTADA CADA 500 mm)
C
FORCES AND MOMENTS APPLIED 0
FZ 54 -1000
-- BLANK LINE --
DISPLACEMENTS APPLIED 1
TA 0 1 9 73 81
TA 0 19 37 55 27 45 63
-- BLANK LINE --
SOLVE
QUIT
C
C CARGAS UN PANEL DE LA ANTENA (III)
C (POR MONTAJE , TRANSPORTE , MANIPULACION , ETC)
C
```

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

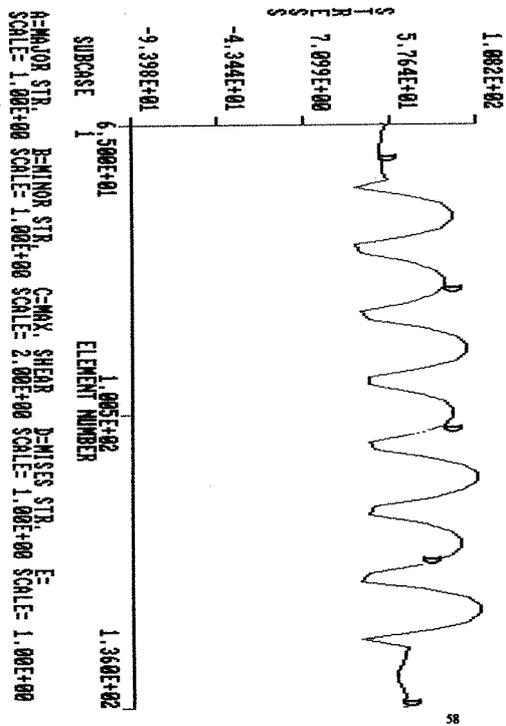
```
C e1) EMPOTRADA EN UN EXTREMO Y 2 "G"s
C
GRAVITY APPLIED 0 0 -19600
DISPLACEMENTS APPLIED 1
ALL 0 1 9
--BLANK LINE --
SOLVE
C
C e2) ELEVANDOLO TIRANDO DE DOS PUNTOS CON 2 "G"s
C
GRAVITY APPLIED -19600 0 0
DISPLACEMENTS APPLIED 1
ALL 0 1 9
--BLANK LINE --
SOLVE
QUIT
```

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

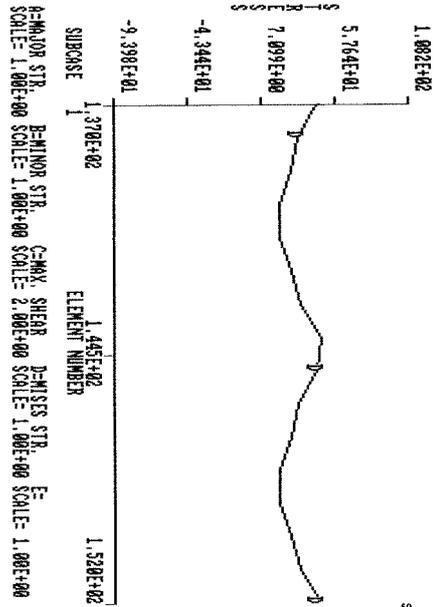
Panel deformado por cargas aerodinámicas



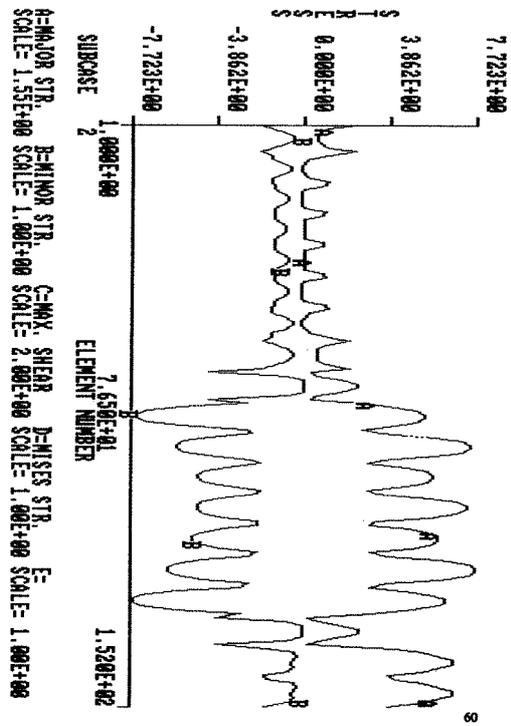
Panel N°1. Esfuerzos en los caños. Cargas aerodinámicas



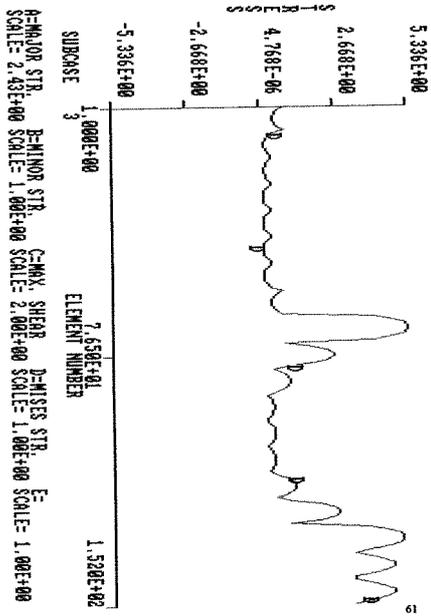
Panel N°1. Esfuerzos en los perfiles. Cargas aerodinámicas



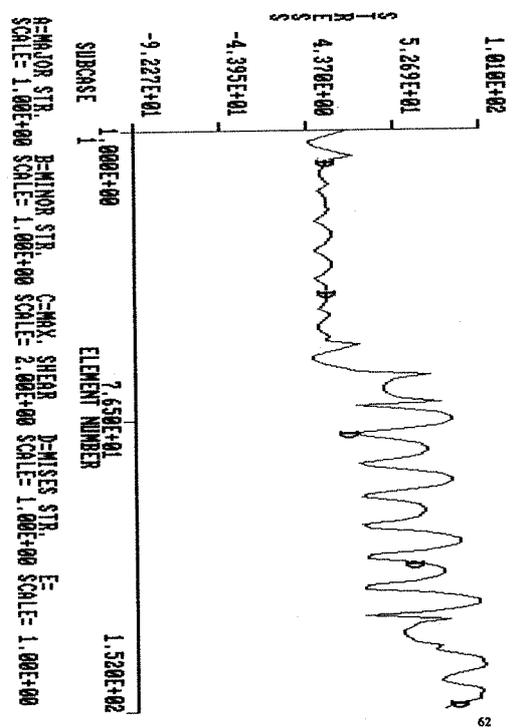
Panel N°1. Cargas térmicas (a)



Panel N°1. Cargas térmicas (b)

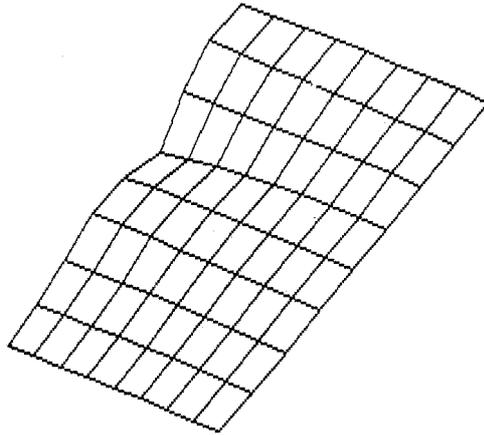


Panel N°1. Movimiento de anclajes por efecto del viento.

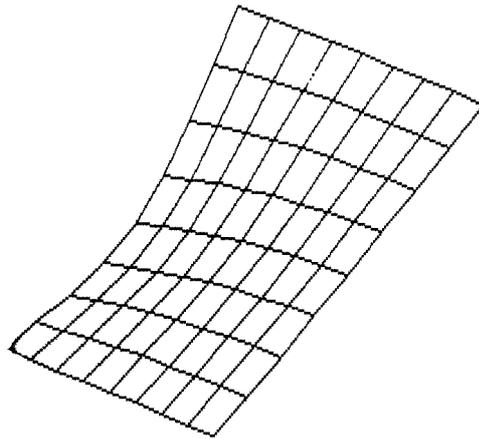


GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

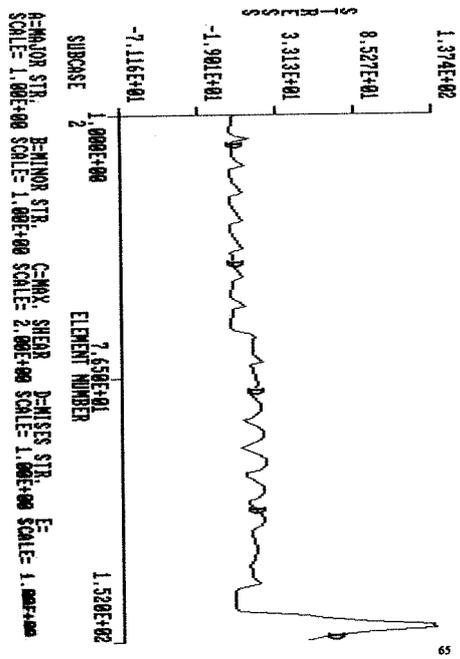
Panel N°1. Deformaciones por tránsito (reforzado)



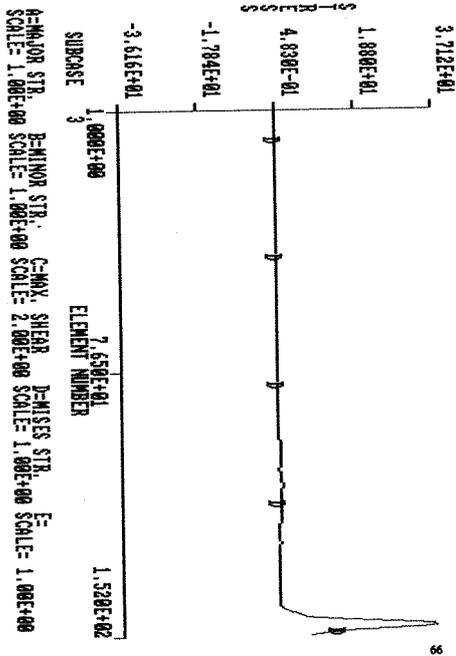
Panel N°1. Deformaciones por tránsito (sin reforzado)



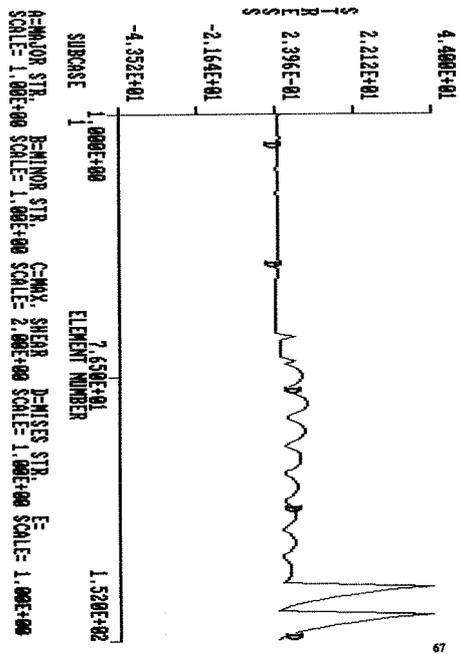
Panel N°1. Cargas por tránsito (a)



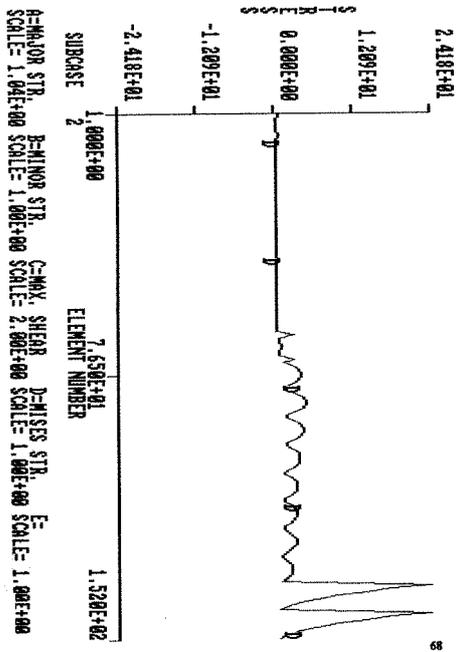
Panel N°1. Cargas por tránsito (b)



Panel N°1. Cargas de montaje (g)



Panel N°1. Cargas de montaje (b)



GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Modelo de cuaderna y cargas respectivas

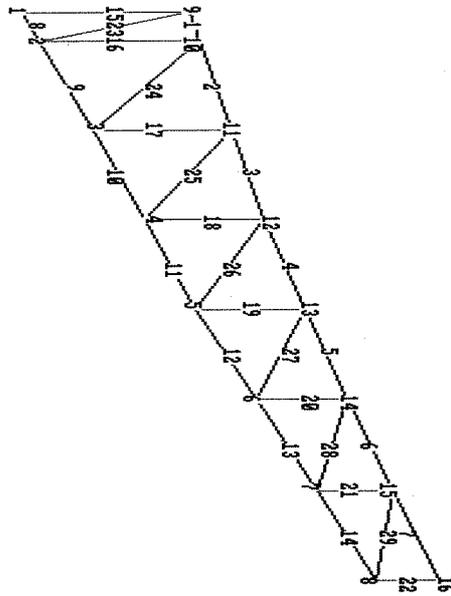
```
TITLE      CUADERNA DEL IAR
C
C
NODAL POINT LOCATIONS 1
1 5500 0 0
2 6000 280 0
3 7500 1120 0
4 9000 1960 0
5 10500 2800 0
6 12000 3767 0
7 13500 4733 0
8 15000 5700 0
9 5500 2700 0
10 6000 2866 0
11 7500 3363 0
12 9000 3860 0
13 10500 4539 0
14 12000 5217 0
15 13500 5955 0
16 15000 6700 0
-- BLANK LINE --
C
C      MATERIAL
C
LUMPED MASS TYPE 0
MATERIAL PROPERTIES 68650 0 2.7-9 0.33 234
C
C      VIGAS
C
BEAM TYPE 1 1570 1.2E6 4.44E6 16E6 0 0 44.85E3 63E3
DO CONNECT 9 10 THROUGH 15 16 STEP 1 1
BEAM TYPE 3 50.8 47.8
DO CONNECT 1 2 THROUGH 7 8 STEP 1 1
DO CONNECT 1 9 THROUGH 8 16 STEP 1 1
DO CONNECT 2 9 THROUGH 8 15 STEP 1 1
C
C      DESPLAZAMIENTOS ANULADOS
C
ZERO 11
TZ 1 THROUGH 16 STEP 1
RX 1 THROUGH 16 STEP 1
RY 1 THROUGH 16 STEP 1
-- BLANK LINE --
```

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

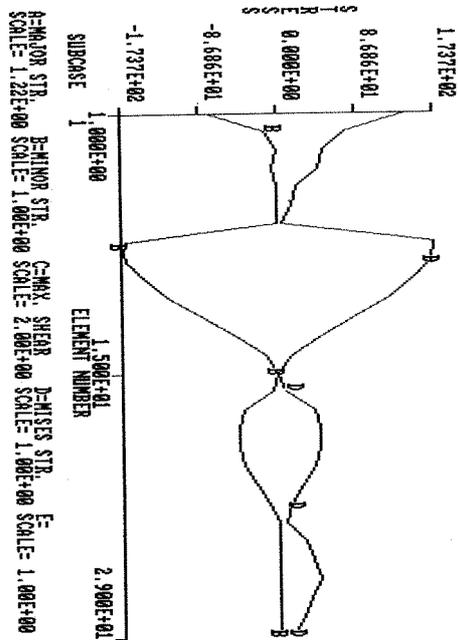
END DEFINITION

C
C CARGAS EN LA CUADERNA DE LA ANTENA DEL I.A.R.
C
C POSICION INCLINADA CON VIENTO
C
FORCES AND MOMENTS APPLIED 1
FX 1432 10
FY -828 10
FX 2120 11
FY -1225 11
FX 2544 12
FY -1469 12
FX 2966 13
FY -1712 13
FX 3389 14
FY -1956 14
FX 3820 15
FY -2206 15
FX 2063 16
FY -1192 16
- BLANK LINE -
DISPLACEMENTS APPLIED 1
ALL 0 1 9
- BLANK LINE -
SOLVE
QUIT

Esquema



Esfuerzos por cargas aerodinámicas.



GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

Antena completa

TITLE ANTENA DEL I.A.R.
C
C TODAS LAS UNIDADES EN Newtons Y mm.
C
C CORDON SUPERIOR
C
NODAL POINT LOCATIONS 3
1 5500 -90 2774 THROUGH 17 5500 90 2774 STEP 1
18 6000 -90 2938 THROUGH 34 6000 90 2938 STEP 1
35 6500 -90 3104 THROUGH 51 6500 90 3104 STEP 1
52 7000 -90 3271 THROUGH 68 7000 90 3271 STEP 1
69 7500 -90 3433 THROUGH 85 7500 90 3433 STEP 1
86 8000 -90 3603 THROUGH 102 8000 90 3603 STEP 1
103 8500 -90 3768 THROUGH 119 8500 90 3768 STEP 1
120 9000 -90 3934 THROUGH 136 9000 90 3934 STEP 1
137 9500 -90 4160 THROUGH 153 9500 90 4160 STEP 1
154 10000 -90,4387 THROUGH 170 10000 90 4387 STEP 1
171 10500 -90 4613 THROUGH 187 10500 90 4613 STEP 1
188 11000 -90 4839 THROUGH 204 11000 90 4839 STEP 1
205 11500 -90 5065 THROUGH 221 11500 90 5065 STEP 1
222 12000 -90 5291 THROUGH 238 12000 90 5291 STEP 1
239 12500 -90 5537 THROUGH 255 12500 90 5537 STEP 1
256 13000 -90 5783 THROUGH 272 13000 90 5783 STEP 1
273 13500 -90 6029 THROUGH 289 13500 90 6029 STEP 1
290 14000 -90 6277 THROUGH 306 14000 90 6277 STEP 1
307 14500 -90 6526 THROUGH 323 14500 90 6526 STEP 1
324 15000 -90 6774 THROUGH 340 15000 90 6774 STEP 1
-- BLANK LINE --
C
C CORDON INFERIOR
C
NODAL POINT LOCATIONS 3
341 5500 -90 0 THROUGH 357 5500 90 0 STEP 1
358 6000 -90 280 THROUGH 374 6000 90 280 STEP 1
375 7500 -90 1120 THROUGH 391 7500 90 1120 STEP 1
392 9000 -90 1960 THROUGH 408 9000 90 1960 STEP 1
409 10500 -90 2800 THROUGH 425 10500 90 2800 STEP 1
426 12000 -90 3767 THROUGH 442 12000 90 3767 STEP 1
443 13500 -90 4733 THROUGH 459 13500 90 4733 STEP 1
460 15000 -90 5700 THROUGH 476 15000 90 5700 STEP 1
-- BLANK LINE --
C
C DEFINICION DE ELEMENTOS

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

C
MATERIAL PROPERTIES 68649 0 2.7E-9 0.33 100
LUMPED MASS TYPE 0
C
C AROS Y CORDONES SUPERIORES
C
BEAM TYPE 3 50.8 47
GENERATE CONNECTS 1 324 340 17 1 1
BEAM TYPE 1 1570 1.2E6 4.44E6 16E6 0 0 44.85E3 63E3
GENERATE CONNECTS 1 324 340 17 1 0
C
C AROS Y CORDONES INFERIORES
C
BEAM TYPE 3 50.8 47
GENERATE CONNECTS 341 357 476 1 17 0
GENERATE CONNECTS 341 357 476 1 17 1
C
C MONTANTES
C
BEAM TYPE 3 50.8 47
DO CONNECTS 1 341 THROUGH 17 357 STEP 1 1
DO CONNECTS 18 358 THROUGH 34 374 STEP 1 1
DO CONNECTS 69 375 THROUGH 85 391 STEP 1 1
DO CONNECTS 120 392 THROUGH 136 408 STEP 1 1
DO CONNECTS 171 409 THROUGH 187 425 STEP 1 1
DO CONNECTS 222 426 THROUGH 238 442 STEP 1 1
DO CONNECTS 273 443 THROUGH 289 459 STEP 1 1
DO CONNECTS 324 460 THROUGH 340 476 STEP 1 1
C
C DIAGONALES
C
BEAM TYPE 3 50.8 47
DO CONNECTS 1 358 THROUGH 17 374 STEP 1 1
DO CONNECTS 18 375 THROUGH 34 391 STEP 1 1
DO CONNECTS 69 392 THROUGH 85 408 STEP 1 1
DO CONNECTS 120 409 THROUGH 136 425 STEP 1 1
DO CONNECTS 171 426 THROUGH 187 442 STEP 1 1
DO CONNECTS 222 443 THROUGH 238 459 STEP 1 1
DO CONNECTS 273 460 THROUGH 289 476 STEP 1 1
C
C DIAGONALES ENTRE CUADERNAS
C
BEAM TYPE 3 38.1 34.1
DO CONNECTS 325 460 THROUGH 339 474 STEP 2 2
DO CONNECTS 325 462 THROUGH 339 476 STEP 2 2
DO CONNECTS 274 443 THROUGH 288 457 STEP 2 2

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

DO CONNECTS 274 445 THROUGH 288 459 STEP 2 2
DO CONNECTS 172 409 THROUGH 186 425 STEP 2 2
DO CONNECTS 172 411 THROUGH 186 423 STEP 2 2
DO CONNECTS 70 375 THROUGH 84 389 STEP 2 2
DO CONNECTS 70 377 THROUGH 84 391 STEP 2 2
C
C VIENTOS EN ESPIRAL
C
BEAM TYPE 3 38.1 34.1
DO CONNECTS 445 461 THROUGH 457 473 STEP 4 4
DO CONNECTS 429 445 THROUGH 441 457 STEP 4 4
DO CONNECTS 413 429 THROUGH 425 441 STEP 4 4
DO CONNECTS 393 409 THROUGH 405 421 STEP 4 4
DO CONNECTS 377 395 THROUGH 389 405 STEP 4 4
DO CONNECTS 361 377 THROUGH 373 389 STEP 4 4
DO CONNECTS 345 361 THROUGH 357 373 STEP 4 4
DO CONNECTS 445 463 THROUGH 457 475 STEP 4 4
DO CONNECTS 427 445 THROUGH 439 457 STEP 4 4
DO CONNECTS 409 427 THROUGH 421 439 STEP 4 4
DO CONNECTS 395 413 THROUGH 407 425 STEP 4 4
DO CONNECTS 377 395 THROUGH 389 407 STEP 4 4
DO CONNECTS 359 377 THROUGH 371 389 STEP 4 4
DO CONNECTS 341 359 THROUGH 353 371 STEP 4 4
MASS 18 6.34E-3 0 0 0
MASS 19 6.34E-3 0 0 0
MASS 20 6.34E-3 0 0 0
MASS 21 6.34E-3 0 0 0
MASS 22 6.34E-3 0 0 0
MASS 23 6.34E-3 0 0 0
MASS 24 6.34E-3 0 0 0
MASS 25 6.34E-3 0 0 0
MASS 26 6.34E-3 0 0 0
MASS 27 6.34E-3 0 0 0
MASS 28 6.34E-3 0 0 0
MASS 29 6.34E-3 0 0 0
MASS 30 6.34E-3 0 0 0
MASS 31 6.34E-3 0 0 0
MASS 32 6.34E-3 0 0 0
MASS 33 6.34E-3 0 0 0
MASS 34 6.34E-3 0 0 0
MASS 69 5.97E-3 0 0 0
MASS 70 5.97E-3 0 0 0
MASS 71 5.97E-3 0 0 0
MASS 72 5.97E-3 0 0 0
MASS 73 5.97E-3 0 0 0
MASS 74 5.97E-3 0 0 0

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

MASS 75 5.97E-3 0 0 0
MASS 76 5.97E-3 0 0 0
MASS 77 5.97E-3 0 0 0
MASS 78 5.97E-3 0 0 0
MASS 79 5.97E-3 0 0 0
MASS 80 5.97E-3 0 0 0
MASS 81 5.97E-3 0 0 0
MASS 82 5.97E-3 0 0 0
MASS 83 5.97E-3 0 0 0
MASS 84 5.97E-3 0 0 0
MASS 85 5.97E-3 0 0 0
MASS 120 8.24E-3 0 0 0
MASS 121 8.24E-3 0 0 0
MASS 122 8.24E-3 0 0 0
MASS 123 8.24E-3 0 0 0
MASS 124 8.24E-3 0 0 0
MASS 125 8.24E-3 0 0 0
MASS 126 8.24E-3 0 0 0
MASS 127 8.24E-3 0 0 0
MASS 128 8.24E-3 0 0 0
MASS 129 8.24E-3 0 0 0
MASS 130 8.24E-3 0 0 0
MASS 131 8.24E-3 0 0 0
MASS 132 8.24E-3 0 0 0
MASS 132 8.24E-3 0 0 0
MASS 133 8.24E-3 0 0 0
MASS 134 8.24E-3 0 0 0
MASS 135 8.24E-3 0 0 0
MASS 136 8.24E-3 0 0 0
MASS 171 10.9E-3 0 0 0
MASS 172 10.9E-3 0 0 0
MASS 173 10.9E-3 0 0 0
MASS 174 10.9E-3 0 0 0
MASS 175 10.9E-3 0 0 0
MASS 176 10.9E-3 0 0 0
MASS 177 10.9E-3 0 0 0
MASS 177 10.9E-3 0 0 0
MASS 178 10.9E-3 0 0 0
MASS 179 10.9E-3 0 0 0
MASS 180 10.9E-3 0 0 0
MASS 181 10.9E-3 0 0 0
MASS 182 10.9E-3 0 0 0
MASS 183 10.9E-3 0 0 0
MASS 184 10.9E-3 0 0 0
MASS 185 10.9E-3 0 0 0
MASS 186 10.9E-3 0 0 0

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería, Depto. de Aeronáutica

MASS 187 10.9E-3 0 0 0
MASS 222 12.6E-3 0 0 0
MASS 223 12.6E-3 0 0 0
MASS 224 12.6E-3 0 0 0
MASS 225 12.6E-3 0 0 0
MASS 226 12.6E-3 0 0 0
MASS 227 12.6E-3 0 0 0
MASS 228 12.6E-3 0 0 0
MASS 229 12.6E-3 0 0 0
MASS 230 12.6E-3 0 0 0
MASS 231 12.6E-3 0 0 0
MASS 232 12.6E-3 0 0 0
MASS 233 12.6E-3 0 0 0
MASS 234 12.6E-3 0 0 0
MASS 235 12.6E-3 0 0 0
MASS 236 12.6E-3 0 0 0
MASS 237 12.6E-3 0 0 0
MASS 238 12.6E-3 0 0 0
MASS 273 12.6E-3 0 0 0
MASS 274 12.6E-3 0 0 0
MASS 275 12.6E-3 0 0 0
MASS 276 12.6E-3 0 0 0
MASS 277 12.6E-3 0 0 0
MASS 278 12.6E-3 0 0 0
MASS 279 12.6E-3 0 0 0
MASS 280 12.6E-3 0 0 0
MASS 281 12.6E-3 0 0 0
MASS 282 12.6E-3 0 0 0
MASS 283 12.6E-3 0 0 0
MASS 284 12.6E-3 0 0 0
MASS 285 12.6E-3 0 0 0
MASS 286 12.6E-3 0 0 0
MASS 287 12.6E-3 0 0 0
MASS 288 12.6E-3 0 0 0
MASS 289 12.6E-3 0 0 0
MASS 324 14.3E-3 0 0 0
MASS 325 14.3E-3 0 0 0
MASS 326 14.3E-3 0 0 0
MASS 327 14.3E-3 0 0 0
MASS 328 14.3E-3 0 0 0
MASS 329 14.3E-3 0 0 0
MASS 330 14.3E-3 0 0 0
MASS 331 14.3E-3 0 0 0
MASS 332 14.3E-3 0 0 0
MASS 333 14.3E-3 0 0 0
MASS 334 14.3E-3 0 0 0

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

MASS 335 14.3E-3 0 0 0
MASS 336 14.3E-3 0 0 0
MASS 337 14.3E-3 0 0 0
MASS 338 14.3E-3 0 0 0
MASS 339 14.3E-3 0 0 0
MASS 340 14.3E-3 0 0 0
ZERO 11
TX 1 THROUGH 324 STEP 17
RY 1 THROUGH 324 STEP 17
TX 17 THROUGH 340 STEP 17
RY 17 THROUGH 340 STEP 17
TX 341 THROUGH 460 STEP 17
RY 341 THROUGH 460 STEP 17
TX 357 THROUGH 476 STEP 17
RY 357 THROUGH 476 STEP 17
- BLANK LINE -
END DEFINITION

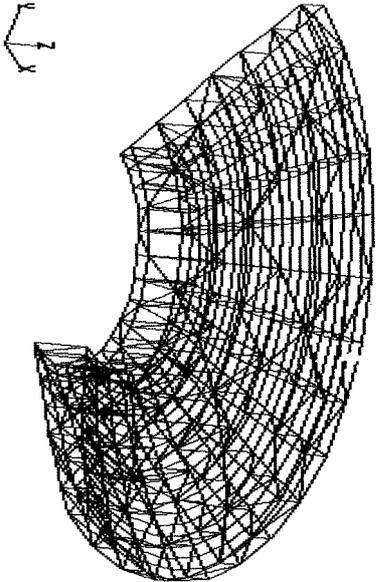
Cargas

C
C CARGAS EN LA ANTENA DEL IAR
C
C
C
C 1) POSICION HORIZONTAL
C
GRAVITY APPLIED 0 0 -9800
DISPLACEMENTS APPLIED 11
ALL 0 1 THROUGH 17 STEP 1
ALL 0 341 THROUGH 357 STEP 1
-- BLANK LINE --
SOLVE
C
C 2) POSICION INCLINADA A 60 gr.
C
GRAVITY APPLIED 0 -8487 -4900
DISPLACEMENTS APPLIED 11
ALL 0 1 THROUGH 17 STEP 1
ALL 0 341 THROUGH 357 STEP 1
-- BLANK LINE --
SOLVE
C
C 3) POSICION INCLINADA A 45 gr. HIZANDO 1000 N.
C
GRAVITY APPLIED 0 -6930 -6930
FORCES AND MOMENTS APPLIED 1
FY -707 1
FZ -707 1
-- BLANK LINE --
DISPLACEMENTS APPLIED 11
ALL 0 1 THROUGH 17 STEP 1
ALL 0 341 THROUGH 357 STEP 1
-- BLANK LINE --
SOLVE
C 2) POSICION A 60 gr. Y VIENTO (45 m/s)
C
GRAVITY APPLIED 0 -8487 -4900
FORCES AND MOMENTS APPLIED 11
FY 1432 18 THROUGH 34 STEP 1
FZ -828 18 THROUGH 34 STEP 1
FY 2120 69 THROUGH 85 STEP 1
FZ -1225 69 THROUGH 85 STEP 1

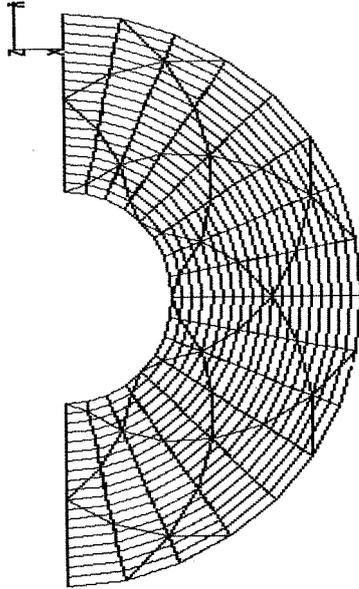
GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

FY 2544 120 THROUGH 136 STEP 1
FZ -1469 120 THROUGH 136 STEP 1
FY 2966 171 THROUGH 187 STEP 1
FZ -1712 171 THROUGH 187 STEP 1
FY 3389 222 THROUGH 238 STEP 1
FZ -1936 222 THROUGH 238 STEP 1
FY 3820 273 THROUGH 289 STEP 1
FZ -2206 273 THROUGH 289 STEP 1
FY 2063 324 THROUGH 340 STEP 1
FZ -1192 324 THROUGH 340 STEP 1
-- BLANK LINE --
DISPLACEMENTS APPLIED 11
ALL 0 1 THROUGH 17 STEP 1
ALL 0 341 THROUGH 357 STEP 1
-- BLANK LINE --
SOLVE
QUIT

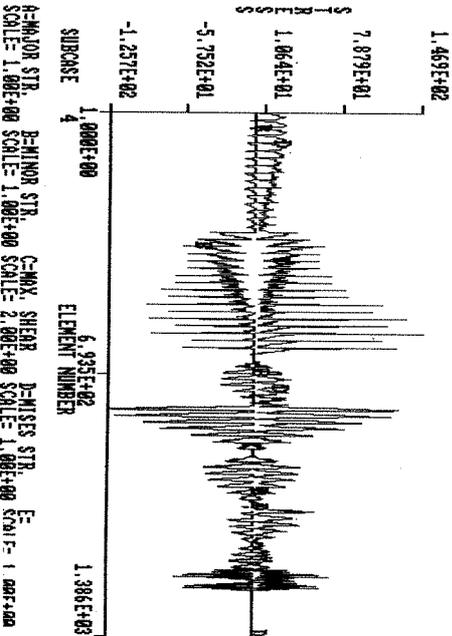
Perspectiva



Vista en planta de la antena



Esfuerzos por cargas aerodinámicas



REFERENCIAS

- [1] " ACCIÓN DEL VIENTO SOBRE LAS CONSTRUCCIONES " . Reglamento CIRSOC 102 . Centro de Investigación de los Reglamentos Nacionales de Seguridad para las Obras Civiles .(del sistema INTI) . Cap. V .
- [2] " WIND FORCES IN ENGINEERING " . Peter Sachs . Editorial Pergamon Press (1978) . Pág. 83 .
- [3] " STEERABLE PARABOLIC ANTENNA DESIGN " . Cheng Jingquan . University College , Cardiff , University of Wales (1984) . Pág. 9 .
- [4] " AEROSPACE DESIGN ENGINEERS GUIDE " . AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) (1987) . Cap. 3 . Pág. 3 .
- [5] " LAMINACIÓN DE ALUMINIOS Y SUS ALEACIONES " . Catálogo de CAMEA . Pág. 18 .
- [6] " ANALYSIS AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLE STRUCTURES " . E.F. Bruhn . Publicado y distribuido por Jacob's Publishing , Inc. . Cap. A17 . Pág. 29 .
- [7] " RESISTENCIA DE MATERIALES " . Ing. Antonio Guzmán . Editado por el CEILP . Cap. III . Pág. 28 .
- [8] " ROARK'S FORMULAS FOR STRESS AND STRAIN " . Warren young . Mc Graw-Hill Book Company . Cap. 16 .
- [9] " ROARK'S FORMULAS FOR STRESS AND STRAIN " . Warren young . Mc Graw-Hill Book Company . Cap. 11 .
- [10] " AIRCRAFT STRUCTURES " . David J. Peery . Mc Graw-Hill Book Company . Cap. 14 .
- [11] " AIRPLANE STRUCTURAL ANALYSIS DESIGN " . Ernest E. Sechler y Louis G. Dunn . Gallic Aeronautical Series . Cap. 5 .
- [12] " AIRCRAFT STRUCTURES " . David J. Peery . Mc Graw-Hill Book Company . Cap. 11 .
- [13] " STAHL IM HOCHBAL " . Cap. 6 . Inciso 2.6 .
- [14] " STAHL IM HOCHBAL " . Cap. 6 . Inciso 2.3 .
- [15] " STAHL IM HOCHBAL " . Cap. 7 . Inciso 3.2 .

GRUPO DE ESTRUCTURAS
U.N.L.P. - Fac. de Ingeniería - Depto. de Aeronáutica

- [16] "RESISTENCIA DE MATERIALES". Stephen Timoshenko. Tomo II. Ed. Espasa Calpe. Cap. IV. Pág. 216.
- [17] "ROARK'S FORMULAS FOR STRESS AND STRAIN". Warren young. Mc Graw-Hill Book Company. Cap. 11. Pág. 497.
- [18] "TEORÍA DE PLACAS PLANAS Y CURVAS". Stephen Timoshenko. ACME Agency, SRL. Cap. 9. Pág. 346.
- [19] "AIRPLANE STRUCTURAL ANALYSIS DESIGN". Ernest E. Sechler y Louis G. Dunn. Gallic Aeronautical Series. Cap. 7.
- [20] "ROARK'S FORMULAS FOR STRESS AND STRAIN". Warren young. Mc Graw-Hill Book Company. Cap. 10. Pág. 480.
- [21] "ANALYSIS AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLE STRUCTURES". E.F. Bruhn. Publicado y distribuido por Jacob's Publishing, Inc. Cap. A17. Pág. 2.
- [22] "TABLAS PARA EL CALCULO DE PLACAS Y VIGAS PARED". R. Bares. Pág. 468.