

CALCULO ESTRUCTURAL MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS DEL
PRIMER SATELITE ARGENTINO

Edgardo L. ROGGERO

Jorge E. ETEROVIC

Comisión Nacional de Investigaciones Espaciales. (C.N.I.E.)

Centro Espacial San Miguel

San Miguel - Argentina.

Néstor LLORET

Comisión Nacional de Energía Atómica

Departamento Ingeniería de Plantas Químicas.

Ezeiza - Argentina

RESUMEN

El cálculo estructural de un satélite tiene un diseño preliminar, que mediante cálculos simples permite dimensionar sus componentes para que soporten los requerimientos de esfuerzos y restricciones de frecuencias.

Esta estructura fue sometida a un análisis por elementos finitos con el programa SAP IV.

Se presentan los resultados en las tres primeras armónicas, para diferentes configuraciones y el estudio de la sensibilidad del modelo a la variación de las rigideces de los elementos que conforman la estructura primaria considerando distintos tipos de vínculos.

ABSTRACT

The structure of a satellite requires of preliminary design. Simple calculation allows determination of its component dimensions to stand stress requirements and frequencies restrictions.

This structure was analyzed through the finite element method using SAP-IV.

Results on the three first harmonics for different element distribution and model sensibility to variation of stiffness of the primary structure components are presented.

INTRODUCCION

El proyecto SAC-I es una realización tecnológica en el campo espacial y consiste en la puesta en órbita de un satélite argentino de aplicaciones técnico-científicas.

El proyecto es el fruto de un esfuerzo coordinado de diversas instituciones científicas del país y se considera como un paso decisivo para la continuación de las actividades espaciales de ARGENTINA.

Si bien su misión es claramente de índole científica, la experiencia no se agota con la puesta en órbita de la carga útil sino que el objetivo principal del proyecto consiste en:

- * Establecer las técnicas fundamentales en el planeamiento de sistemas satelitales a fin de desarrollar en Argentina la capacidad necesaria para la solución de los problemas que plantea la obtención de estos sistemas.

A su vez, el Proyecto SAC-I permite proporcionar la oportunidad a un grupo de investigadores argentinos para diseñar un conjunto de experimentos integrados en la carga útil de un satélite, orientados a investigaciones específicas sobre el estado y comportamiento de fenómenos solares.

En la elección de la misión, ha primado el criterio de las prioridades en los objetivos, de modo tal que la elección y complejidad de los experimentos ha sido limitada por el hecho de tratarse de la primera experiencia espacial de este género que realiza el país.

Para encarar este Proyecto se subdividió al sistema satélite en distintos subsistemas, cada uno de los cuales tiene una función perfectamente definida que contribuye al logro de la misión.

En el satélite SAC-I se tienen los siguientes subsistemas:

- * Estructura.
- * Control Térmico.
- * Órbita y Lanzador.
- * Comunicaciones.
- * Comando y Control.
- * Generación de Potencia.
- * Control de Actitud.
- * Carga Útil Científica.

CRITERIOS GENERALES DEL DISEÑO ESTRUCTURAL

El objetivo del subsistema es lograr una estructura que satisfaga los requerimientos a un costo mínimo y con una confiabilidad lo más alta posible, para ello fueron tenidos en cuenta los siguientes criterios:

- * Cumplir los requerimientos.
- * Minimización de costos.
- * Alta confiabilidad.

En el gráfico N° 1 se describe la metodología utilizada en la fase de diseño.

CONFIGURACION ESTRUCTURAL ADOPTADA

En función de las condiciones indicadas en el punto anterior se propuso una configuración estructural típica para un satélite espinado (Fig.1) de acuerdo a las tendencias actuales de diseño.

La misma está compuesta por una estructura primaria que soporta la mayor parte de los esfuerzos y es la determinante de la rigidez del satélite, y de una estructura secundaria que se soporta sólo a sí misma.

El satélite ocupa un volumen cilíndrico de 880 mm de diámetro con una altura de 820 mm, la forma cilíndrica fue adoptada en lugar de una prismática para simplificar la fabricación y optimizar el volumen disponible.

En la figura 3 se muestra la configuración estructural del SAC-I, donde pueden verse la estructura primaria y la estructura secundaria.

La ubicación parcial de algunos equipos se observa en la figura 2.

La configuración estructural del SAC-I está compuesta por:

Estructura Primaria

- * El tubo central.
- * Los brazos principales.
- * La plataforma principal.
- * Los brazos superiores.
- * La plataforma superior.
- * Anillo plataforma principal.
- * Anillo plataforma tubo central.
- * Soportes anillos de balanceo.
- * Anillo de balanceo.

Estructura Secundaria

Nombre	Solicitud de oficina	Dimensiones (mm)		NS	Observaciones
		calculadas	adoptadas*		
Tubo Central	Pandos Axial y lateral	Espesor: 1,1	Espesor: 1,3	0,35	*Debido a necesidades dinámicas
Plataforma Principal	HUCKLEB	Diámetro de celda: 8,5	Diámetro de celda: 6	6,7	*Minimizar el peso de la plataforma (Honeycomb + pegamento)
Plataforma Superior	HUCKLEB	Diámetro de celda: 22	Diámetro de celda: 16	0,9	*Para obtener un diseño standard
Brazos Principales	Pandos Baleriano	Espesor: 1 Diámetro: 15	Espesor: 1 Diámetro: 20	1,5	*Para obtener un diseño standard
Brazos Superiores	Pandos Baleriano	Espesor: 0,6 Diámetro: 10	Espesor: 0,65 Diámetro: 10	0,28	*Para obtener un diseño standard

TABLA N° 1: Resumen del Análisis Estático

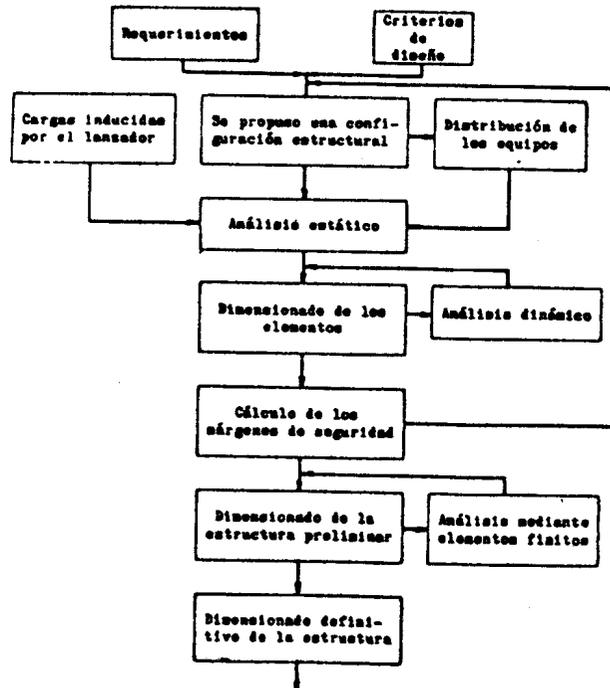


GRAFICO N° 1: Metodología de la Fase de Diseño

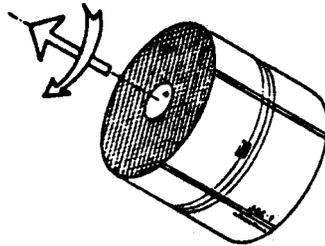


Figura N° 1: Concepción Artística del SAC-I.

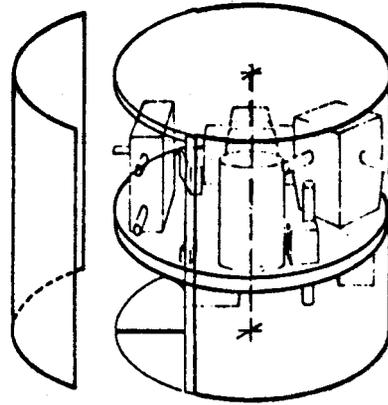


Figura N°2: Prespectiva de equipos.

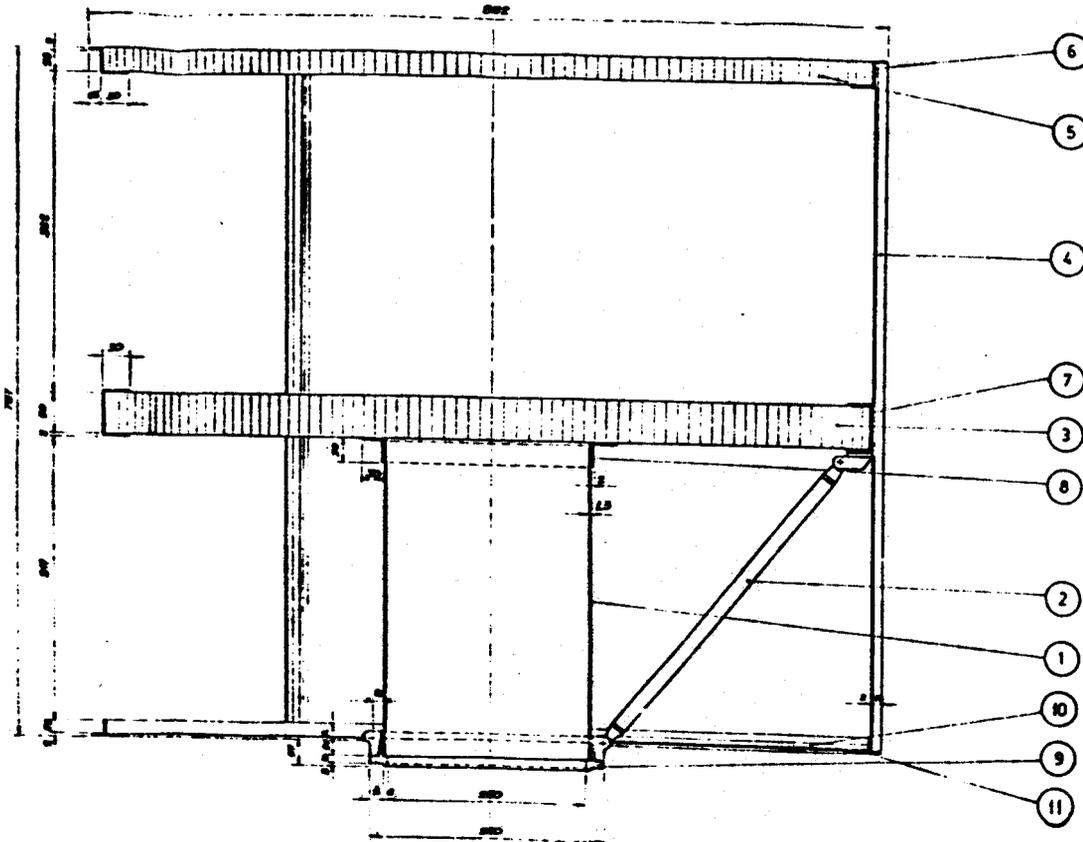


Figura N° 3: Estructura Primaria

* Paneles de recubrimiento.

DIMENSIONAMIENTO

El dimensionamiento de la estructura está basado esencialmente en las condiciones existentes durante la misión del vehículo. Las otras condiciones como las que corresponden a la fabricación, almacenamiento, mantenimiento, y transporte no son tomados en cuenta, salvo casos excepcionales.

Durante la misión recibirá las cargas aplicadas por el lanzador, en la fase de lanzamiento y en órbita se considerarán las que provoca la aceleración centrífuga debido a la rotación del satélite y los choques que provoque el despliegue de algún eventual mecanismo.

La fase de lanzamiento es el punto más crítico en la estructura de un satélite. El lanzador genera aceleraciones de carga estáticas a las cuales se superponen las dinámicas; llamándose a la envolvente de ambas, cargas cuasiestáticas. Estas consideraciones llevan la necesidad de determinar:

- * El peso máximo del satélite.
- * La cofia.
- * El adaptador.
- * Las cargas que transmite el lanzador.
- * Las restricciones de frecuencia.
- * El balanceo dinámico.
- * El sistema reductor de velocidad de rotación.

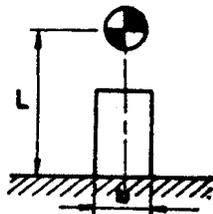
DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR

El dimensionamiento preliminar se ha realizado mediante el análisis dinámico y estático, de modelos simplificados, de los que se han obtenido espesores y dimensiones capaces de soportar los esfuerzos cuasiestáticos desde el punto de vista tensional; como así también cumplir los requisitos de restricciones de frecuencias.

Análisis Dinámico

El objetivo de este análisis es el cálculo de los modos de vibración del satélite y la verificación del desacoplamiento en frecuencia entre el satélite y el lanzador.

Para la estimación de la primera frecuencia lateral del satélite se considera un modelo simple del mismo. Se asume que lo que va a vibrar es el tubo central y que este soporta la masa total del satélite.



$$L = 0,43 \text{ m (estimado)}$$

$$b = 0,23 \text{ m}$$

Resultando:

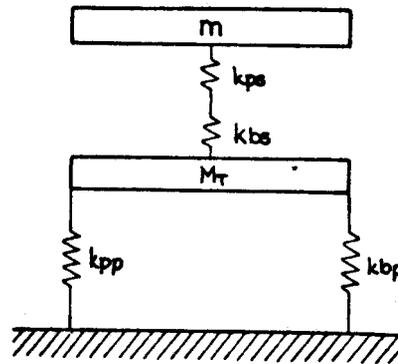
* sin considerar el efecto de corte

$$f \approx 19 \text{ Hz}$$

* considerando el efecto de corte

$$f \approx 15 \text{ Hz}$$

Para el cálculo de los modos longitudinales de vibración se considera el siguiente modelo simplificado de la estructura del satélite.



donde:

$$m = 6 \text{ kg}$$

masa plataforma superior + masa celdas solares.

$$M_T = 146,8 \text{ kg.}$$

masa restante del satélite

$$Kps = 4,5 \times 10^6 \text{ N/m}$$

rigidez plataforma superior

$$Kbs = 57 \times 10^6 \text{ N/m}$$

rigidez brazos secundarios

$$Kpp = 5,65 \times 10^6 \text{ N/m}$$

rigidez plataforma principal

$$kbp = 102 \times 10^6 \text{ N/m}$$

rigidez brazos principales

Resultando

$$f_1 = 144 \text{ Hz}$$

$$f_2 = 224 \text{ Hz}$$

Análisis Estático

Se describe como fueron dimensionados, desde el punto de vista tensional, las distintas partes de la estructura principal; también es computado el margen de seguridad, como función de las dimensiones calculadas y de las que fueron adoptadas debido a otros requerimientos.

Los parámetros utilizados en el cálculo son:

Cargas cuasiestáticas

- * Sentido longitudinal = 25 g.
- * Sentido transversal = 19 g.

Masa Total = 152,8 kg.

La tensión de trabajo es igual a la tensión crítica.

No fue aplicado el criterio de minimización de masas.

Del análisis efectuado y teniendo en cuenta la no aplicación del criterio de minimización de masas, surgen espesores y dimensiones capaces de soportar los esfuerzos cuasiestáticos desde el punto de vista tensional.

Las dimensiones y espesores adoptados aparecen como consecuencia de la compatibilización entre los valores calculados en esta sección y los determinados en base a los requerimientos dinámicos.

Partiendo de las consideraciones anteriores podemos resumir el análisis estático en la Tabla N° 1.

DISEÑO ESTRUCTURAL MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS

La estructura de una nave espacial es modelada matemáticamente mediante técnicas de elementos finitos para llevar a cabo un análisis que permita:

- * Predecir las tensiones a las que se verán sometidas cada una de las partes constituyentes de la estructura.
- * Calcular los márgenes de seguridad que corresponden a cada una de esas partes.
- * Proporcionar una herramienta matemática que permita estimar el impacto de eventuales cambios estructurales.
- * Obtener un modelo matemático del satélite para realizar un análisis del acoplamiento entre este y el lanzador, del que resultará la exacta definición de las cargas a las que se verá sometido el satélite.

Para satisfacer estos objetivos deberán cumplirse los pasos que se indican a continuación. (Gráfico N° 2).

Diseño Preliminar Actualizado

Mediante cálculos manuales aproximados se han definido las dimensiones y materiales de los elementos constituyentes de la estructura.

Modelado por Elementos Finitos

El modelo por elementos finitos de la estructura del satélite tiene 180 nodos. Esta modelización se hace a partir de los datos definidos en el punto anterior.

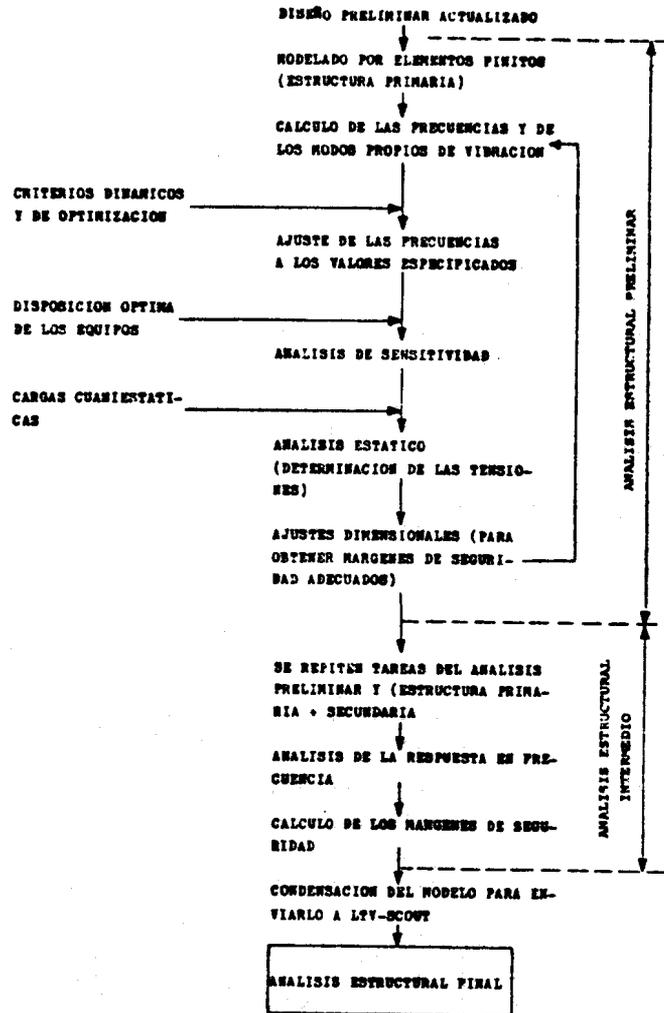


GRAFICO N° 2: Secuencia de Cálculo por Elementos Finitos.

Cálculo de las funciones y de los modos de vibración

A partir del modelo matemático se realizaron corridas del programa SAP IV obteniéndose como resultado las primeras frecuencias y sus modos.

Análisis de sensibilidad

Es necesario hacer variaciones de masas, geometría y materiales, para predecir como influyen los cambios estructurales en el desacople de frecuencias con el lanzador.

Ajuste de frecuencias

En esta tarea se ajustan, a partir del criterio obtenido en el punto 3, las frecuencias críticas especificadas en los manuales técnicos del lanzador para evitar el fenómeno de resonancia.

Análisis estático

Se determinan las tensiones de las diferentes partes y se analizan si están o no dentro de los valores admisibles.

Ajustes dimensionales

Se varían las dimensiones de los elementos que así lo requieran para que los márgenes de seguridad sean los correspondientes a un diseño óptimo.

Análisis de la respuesta en frecuencia

Se verifican los puntos más exigidos de la estructura para determinar la respuesta en frecuencia de la misma.

Condensación del Modelo

Se condensa el modelo de 180 nodos en un modelo de alrededor de 20 grados de libertad que represente las principales frecuencias de la estructura.

ESTUDIO DINAMICO

Se realizó el análisis dinámico de la estructura mediante el programa SAP IV con expertos del Departamento de Ingeniería de Plantas Químicas de la Comisión Nacional de Energía Atómica.

En este análisis por elementos finitos se realizaron dos modelos para verificar la convergencia, uno de 109 y otro de 180 nodos. El primer modelo de 180 nodos tenía 12 brazos superiores dispuestos en forma oblicua; posteriormente se realizó un modelo alternativo con 3 brazos superiores dispuestos en forma vertical. Si se observa el modelo de 180 nodos se concluye que podría haberse considerado un cuarto de simetría, opción que no se adoptó ante la posibilidad que se presentarían cargas muy asimétricas.

El modelo fue generado utilizando el código "MESH", con el cual no se presentó ningún inconveniente para la obtención de la geometría y la topología total del modelo.

Planos Utilizados

Fueron confeccionados los siguientes planos, necesarios para la modelización:

- * Modelo de geometría y topología de 109 nodos.
- * Modelo de geometría y topología de 180 nodos y 150 elementos.

Modelos Realizados

Para el estudio y conocimientos del comportamiento estructural del Satélite se procedió a la realización de varios modelos por elementos finitos. (Figuras 4 a 12).

Submodelos Parciales

- * Modelo tubo central más plataforma principal
- * Modelo tubo central más plataforma principal más brazos principales.
- * Modelo tubo central más plataforma principal más brazos principales.
- * Idem anterior más anillo plataforma principal - tubo central.
- * Modelo plataforma superior más brazos superiores.
- * Modelo tubo central solo.
- * Modelo plataforma principal.
- * Modelo plataforma principal apoyada sobre el tubo central.

Modelos de la Estructura Completa

- * Modelo de convergencia de 109 nodos.
- * Modelo de 180 nodos de barras oblicuas.
- * Modelo de 180 nodos de barras verticales.

Sobre los modelos de barras oblicuas y barras verticales se estudiaron varias alternativas, a saber:

Sobre el Modelo de Barras Oblicuas.

- * Modelo de brazos principales y secundarios empotrados.
- * Idem al anterior con masas concentrados en plataforma superior.
- * Modelo de brazos principales y secundarios articulados con masas distribuidas.

Sobre el Modelo de Barras Verticales

Se estudió la variación de las frecuencias con las distintas combinaciones de masas entre la plataforma principal y la superior.

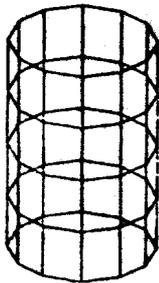


Figura N° 4: Tubo Central

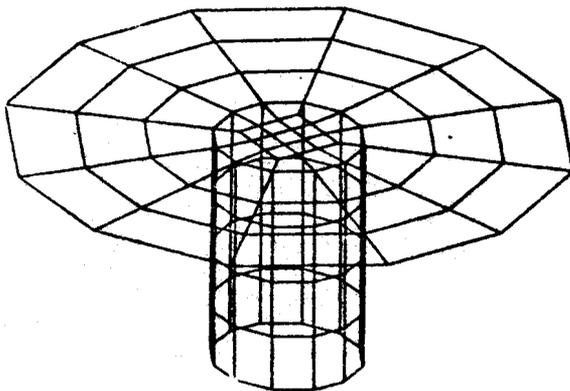


Figura N° 5: Tubo Central y Plataforma Principal

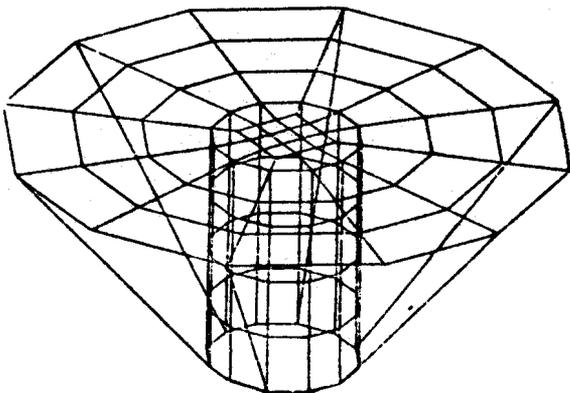


Figura N° 6: Tubo Central, Plataforma Principal y Brazos Principales.

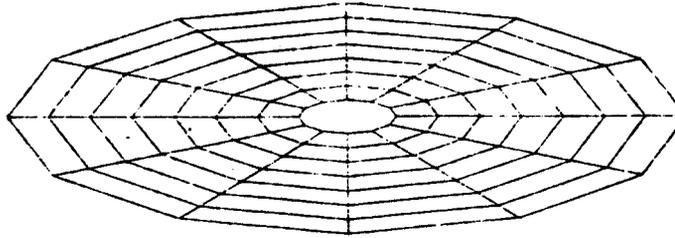


Figura N° 7: Plataforma Principal de 100 Elementos.

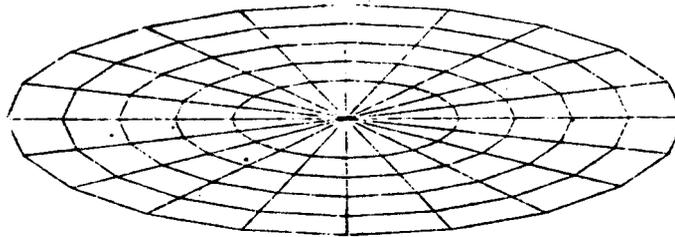


Figura N° 8: Plataforma Superior de 84 Elementos.

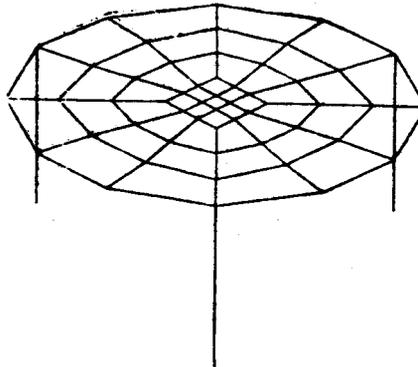


Figura N° 9: Plataforma Superior y Brazos Superiores.

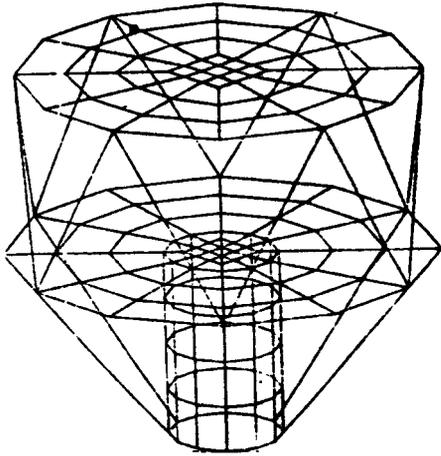


Figura N° 10: Modelo de 180 Nodos y
Brazos Sup. Oblicuos.

Figura N° 11: Modelo de 108 Nodos
y Brazos Sup. verticales.

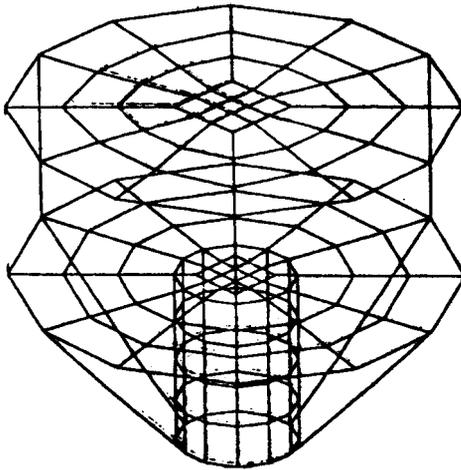
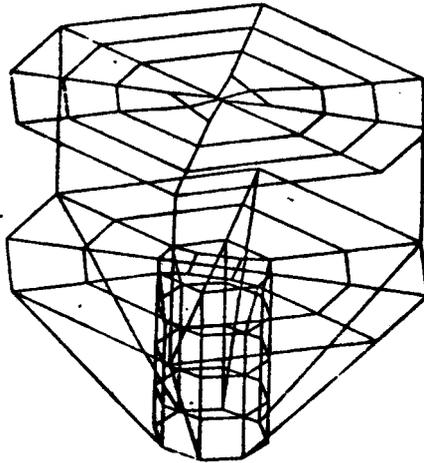


Figura N° 12: Modelo de 180 Nodos y
Brazos Sup. Verticales

MODELO	Masa plataforma principal (Kg)	Masa plataforma superior (Kg)
B.3.a.	30	1.5
B.3.b.	30	3.0
B.3.c.	30	6.0
B.3.d.	90	1.5
B.3.e.	90	3.0
B.3.f.	90	6.0
E.3.g.	120	1.5
B.3.h.	120	3.0
B.3.i.	120	6.0

Los resultados obtenidos se resumen en la tabla N°4.

La tabla N° 3 resume los resultados de los modelos de las estructuras parciales, mientras que la tabla N°2 muestra los resultados del modelo de barras oblicuas-

RESULTADOS Y CONCLUSIONES

Análisis de la tabla N°2

El modelo de barras oblicuas para masas de plataforma superior= 6kg y plataforma principal= 120 kg., arroja los siguientes resultados.

- * armónica, modo lateral (34.48 Hz)
- * armónica, modo de la placa superior (39.47 Hz).
- * armónica, modo de torsión (39.41 Hz).

Se investigó si la utilización de una masa específica equivalente para las plataformas principal y superior, producía diferencias notables, al tomar una serie de masas concentradas de cada nodo. Las diferencias obtenidas fueron del 14% aproximadamente las cuales son aceptables ya que, al considerar las masas uniformes, se carga en cada nodo una masa proporcional al tamaño del elemento, mientras que al tomar masas concentradas estas se adoptaron todas del mismo valor, es decir que la distribución de masas adoptadas en los dos casos es substancialmente diferente.

Se midió la sensibilidad del modelo a la variación de las rigideces de las barras verticales. Se consideraron dos casos: las barras superiores empotradas a ambas plataformas, y las barras superiores y principales articuladas en ambos extremos.

Las diferencias entre ambos casos son del 3% aproximadamente, con lo cual se concluye que el modelo no es sensible a la variación de las condiciones de empotramiento de los brazos.

MODELO	1° ARMÓNICA	2° ARMÓNICA	3° ARMÓNICA
Brasos ppales y secund. empotrados con masas unif.distribuidas	34.48	39.37	39.41
Brasos ppales y secund. empotrados con masas concentradas	39.38	39.39	39.41
Brasos ppales y secund. articulados masas unif. distribuidas	33.12	38.42	38.46

Masa plat. sup. 6 kg, masa plat ppal. 120 kg

TABLA N° 2: Armónicas de Modelos de Estructura Completos.

SUBMODELO	1° ARMÓNICA	2° ARMÓNICA	3° ARMÓNICA
a-1) Tubo más plat.	34.74	35.3	35.31
a-2) Tubo más plat. más Plat. ppal.	35.74	36.50	36.58
a-3) Tubo plat. B. Pal. aro Plat. ppal.	35.95	35.99	53.56
a-4) Tubo plat. B. Pal. aro Plat. aro Tubo	36.08	36.12	53.01
a-5) Plat. superior más bracos ppales.	15.64	23.03	23.13
a-6) Plataforma ppal. masa 120 kg	295.1	195.1	300.9
a-7) Plat. ppal. apoy masa 120 kg.			

TABLA N° 3: Armónicas de Modelos de Estructura Parciales.

NASA PLAT. PRINC.	MASA PLATAFORMA SUPERIOR		
	1.5	3.0	6.0
1			
2	30.	36.61	21.97
3		43.31	22.48
		63.67	28.01
			34.53
1			
2	30.	34.69	26.06
3		37.86	30.56
		46.25	43.02
			33.82
1			
2	120.	32.88	25.77
3		34.44	29.65
		42.53	38.89
			33.14

TABLA N° 4: Frecuencias de Modelos de Brazos Sup. Verticales.

Se realizó un modelo de 109 nodos, para comparar sus resultados con los del modelo de 180 nodos, y así obtener una idea de la convergencia matemática.

Las diferencias entre ambos no fueron mayores a un 20%, lo cual considerando lo grosero del modelo de 109 nodos, determina que el modelo de 180 nodos da soluciones aceptables.

Análisis de la Tabla N° 3

Las tres primeras frecuencias se encuentran muy cerca entre sí y no difieren mucho de las halladas para el modelo de barras oblicuas, con lo cual se puede pensar que dada la gran diferencia de masas de la plataforma principal con la superior, y el aporte de rigidez de las barras oblicuas, la forma de vibrar del modelo completo será muy similar a que si la plataforma inferior más el tubo vibraran en conjunto y arrastraran a las barras y plataformas principal y superior.

Se observa que el aporte de rigidez dado por los anillos de las plataformas no afecta sustancialmente a las frecuencias fundamentales.

Cuando se agregan al modelo los brazos principales, las frecuencias de las tres primeras armónicas varían en un 24%, lo cual tampoco es significativo.

Cuando se considera el modelo con los brazos superiores empotrados y la plataforma superior con una masa de 6kg., las frecuencias disminuyen considerablemente, y se acercan mucho a aquellas obtenidas en el análisis del modelo de barras verticales, con lo cual se puede pensar que debido a la disminución de rigidez transversal, al tomar solo tres barras verticales, la forma de vibración del modelo completo se aproximará a la de este modelo parcial.

Los modelos de plataforma principal y secundaria solas demostraron que la forma de vibración del satélite está lejos de ellas.

Análisis de la Tabla N° 4

Se realizó una serie de combinaciones de masas de plataforma superior y principal para obtener una idea de la variación de las frecuencias con un posible cambio en éstas.

Los resultados obtenidos fueron graficados en las curvas 1 a 6. Las curvas 1, 2 y 3 describen las variaciones de frecuencias para la masa de la plataforma superior constante con variación de la masa de la plataforma principal.

Las curvas 4, 5 y 6 describen las variaciones de frecuencias para la masa de la plataforma principal constante, en función de la masa de la plataforma superior. La curva 6 representa para la situación más probable, masa de la plataforma superior igual a 6 kg. y masa de la plataforma principal igual a 120 kg, las frecuencias para las tres primeras armónicas.

En la curva 3 se ve que las frecuencias no varían mayormente con la variación de la masa de la plataforma principal, esto se puede justificar debido a que los modos de vibración del satélite en su conjunto son muy similares a los que pre-

senta la estructura entera considerando la plataforma superior y brazos superiores. Recién se notarán diferencias en la tercera armónica cuando la masa de la plataforma principal varía de 30 a 20 kg., lo cual puede deberse a cambios en los modos de vibración.

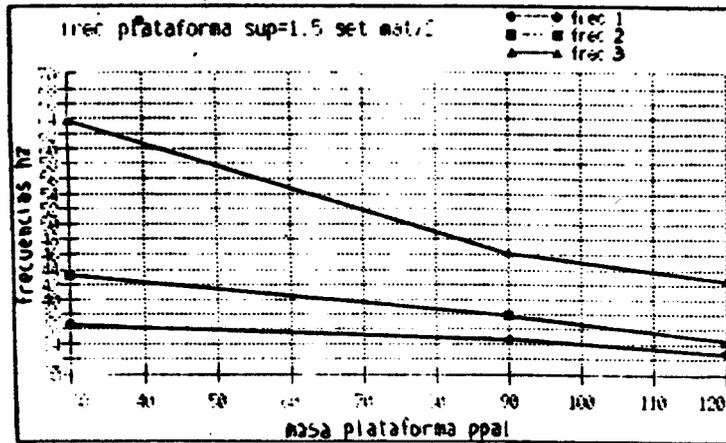
Las curvas 2 y 3 muestran mayores variaciones en las frecuencias debido que al variar las masas de la plataforma principal las frecuencias fundamentales corresponden alternativamente a modos de vibración laterales o más complejos.

En las curvas 4, 5 y 6 se graficó lo mismo pero ahora usando como variable independiente la masa de la plataforma superior.

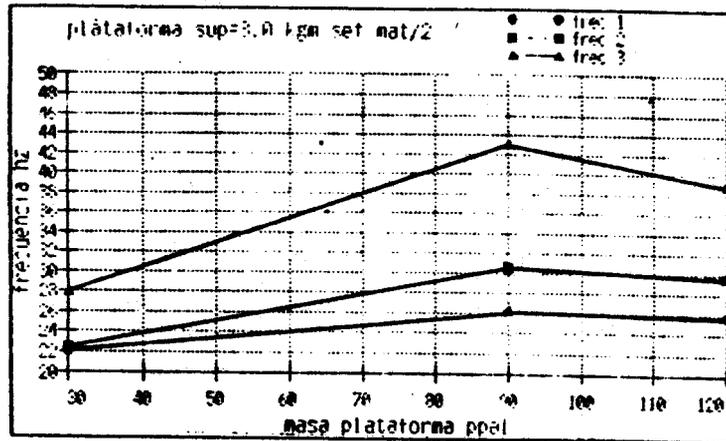
Conclusiones Finales

Del análisis de los modelos parciales del satélite, se observó:

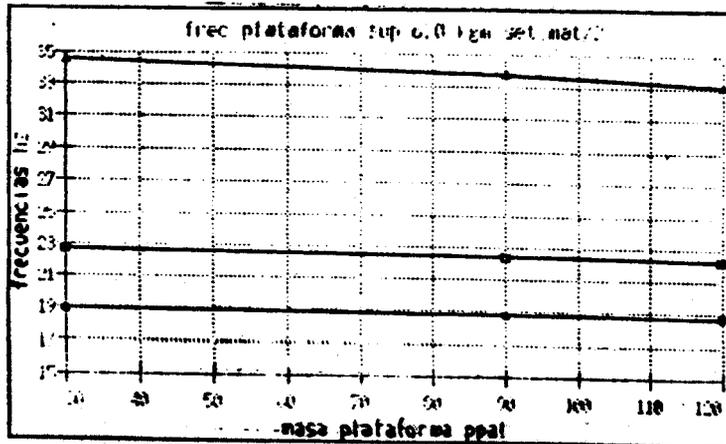
- * El agregado de elementos de rigidez, como los aros de las plataformas y tubo central no varía las tres primeras frecuencias del satélite.
- * La variación de la rigidez de los brazos principales, hace variar muy poco el valor de las tres primeras frecuencias con respecto a las obtenidas con la plataforma principal y el tubo central únicamente.
- * La variación de las rigideces de los brazos superiores es de fundamental importancia para definir la forma de vibración de la estructura total. De ser esta rigidez pequeña comparada con la rigidez de tubo más plataforma principal, la vibración de la estructura total se parecerá a la del submodelo compuesto por plataforma superior más brazos superiores, mientras que si ésta rigidez se aumenta suficientemente, la forma de vibrar de la estructura total se parecerá más a la del submodelo formado por un tubo central, plataforma principal, aros y brazos principales.
- * De todo esto se puede concluir que, para modificar las frecuencias y modos naturales de vibración del satélite, se deberá variar la rigidez de los brazos superiores y las dimensiones del tubo central (espesor y dimensiones geométricas).



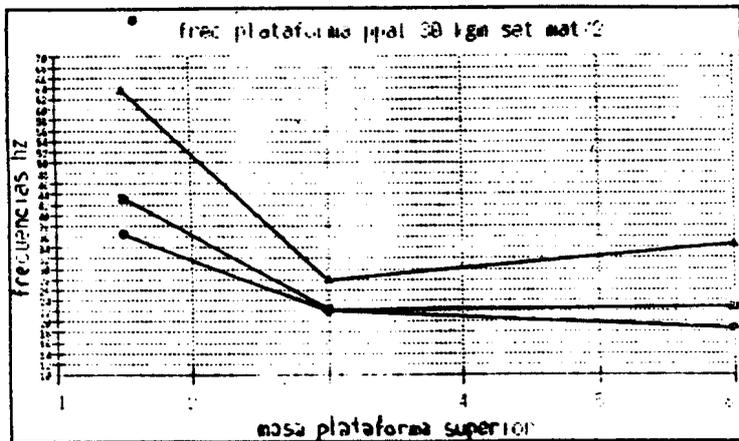
Curva N° 1



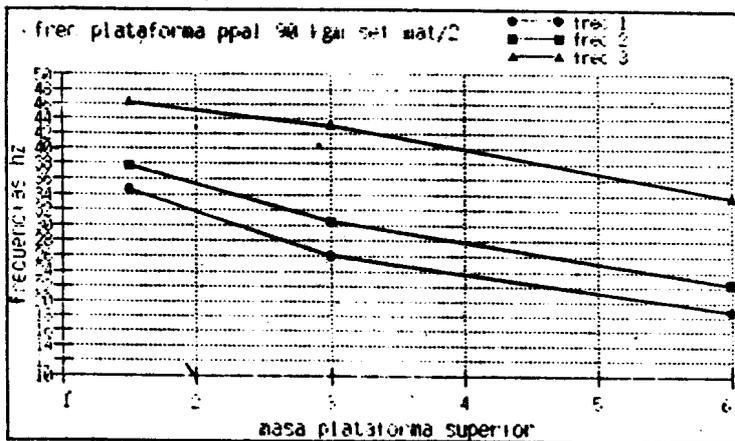
Curva N° 2



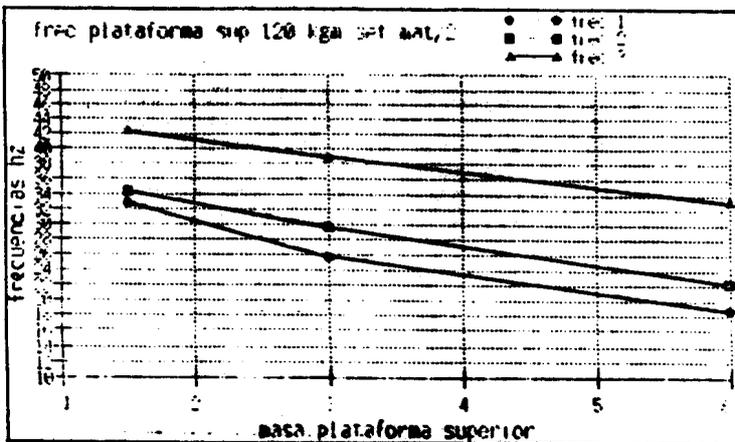
Curva N° 3



Curva N° 4



Curva N° 5



Curva N° 6