

DISEÑO PRELIMINAR OPTIMO DE ESTRUCTURAS ESPACIALES

Edgardo L. ROGGERO  
Comisión Nacional de Investigaciones Espaciales  
Av. Mitre 3100 - (1663) San Miguel - ARGENTINA

Marta E. DALL'ARGINE  
Marcelo D. CEROCCHI  
Comisión de Investigaciones Cientificas  
La Plata - ARGENTINA

RESUMEN

Este trabajo resume sinteticamente las principales características del programa DOEE que permite el diseño óptimo de estructuras de naves espaciales. Su principio se basa en la descomposición del conjunto en una serie de elementos simples cuyo comportamiento mecánico es bien conocido, optimizandolos mediante algoritmos discretos que emplean en su ejecución propiedades y dimensiones estándares. Obteniéndose como resultado una estructura de mínimo peso en condiciones de ser directamente especificada.

ABSTRACT

This paper describes briefly the main characteristics of the DOEE code that allows the optimal design of spacecraft structures. It is based on the assembly decomposition in a set of simple elements whose mechanical performance is well known. Discrete algorithms employing standard properties and dimensions optimize these elements. A minimum weight directly specificable structure is obtained.

## INTRODUCCION

El proyecto SAC-1 es una realización tecnológica en el campo espacial y consiste en la puesta en órbita de un satélite argentino de aplicaciones técnico científicas.

El Análisis y Diseño del mismo consta de varias etapas dentro de las cuales se encuentra la realización del Diseño Estructural Preliminar, en este mediante cálculos simples debe obtenerse la configuración óptima de diseño y sus dimensiones preliminares [1].

Para su concreción fue desarrollado el programa para el Diseño Optimo de Estructuras Espaciales DOEE, que permite no solo cumplir los objetivos propuestos para el SAC-1, sino que es lo suficientemente versatil como para permitir su uso en otras estructuras espaciales.

## DESCRIPCION DEL PROGRAMA

El programa se basa en la descomposición de la configuración estructural en una serie de elementos relativamente simples de los cuales se conocen sus modos de falla [2] y [3]. Los elementos implementados en el DOEE han sido los necesitados por el SAC-1, pero estos pueden incrementarse según las necesidades de los eventuales usuarios, siendo los ya desarrollados:

- .Placas circulares (perforadas o no)
- .Tubos de pared delgada y gruesa
- .Cáscaras cilíndricas

Estos elementos pueden ser de tipo:

- .Monocoque
- .Honeycomb

El proceso empleado por este programa para cada elemento y su tipo correspondiente es:

Definidos los esfuerzos globales actuantes sobre el satélite, determina los esfuerzos particulares sobre ese elemento en función de su geometría y configuración.

Posteriormente en base a los materiales estandares, típicos o no, empleados para cumplimentar la función de ese elemento y a partir de un barrido de todas las dimensiones estandares para esos materiales se procede a dimensionar cada una de las variables independientes del sistema (que son aquellas que no deben restringirse a un valor impuesto por la industria manufacturera). Este dimensionamiento considera simultaneamente criterios estáticos y dinámicos.

seguridad preseleccionado. Los modos de falla para los elementos serán pandeo (global y localizado), máxima tensión y máxima deformación. Los correspondientes según el tipo serán para monocoque los mismos que los anteriores y para honeycomb el pandeo local es analizado como Shear Crimping (SC), Intacellular Buckling (IB) y Face Wrinkling (FW).

El caso dinámico se basa en la determinación de las frecuencias propias de cada combinación y la verificación de que se encuentre dentro del rango prefijado, en caso contrario se descartará la combinación.

Una vez obtenidas todas las combinaciones que presenten características que satisfagan las restricciones, se procede a ordenarlas en base a un funcional preestablecido para la optimización (en este caso el peso).

La rutina de optimización selecciona a través de un algoritmo cual es la configuración más adecuada así como el material con sus dimensiones estándares respectivas.

El proceso anterior se repite para cada elemento estructural siendo la salida global del DOEE la estructura satelital dimensionada y optimizada.

#### **Capacidades**

Compara varias configuraciones estructurales y determina el mínimo peso de una construcción para una aplicación específica.

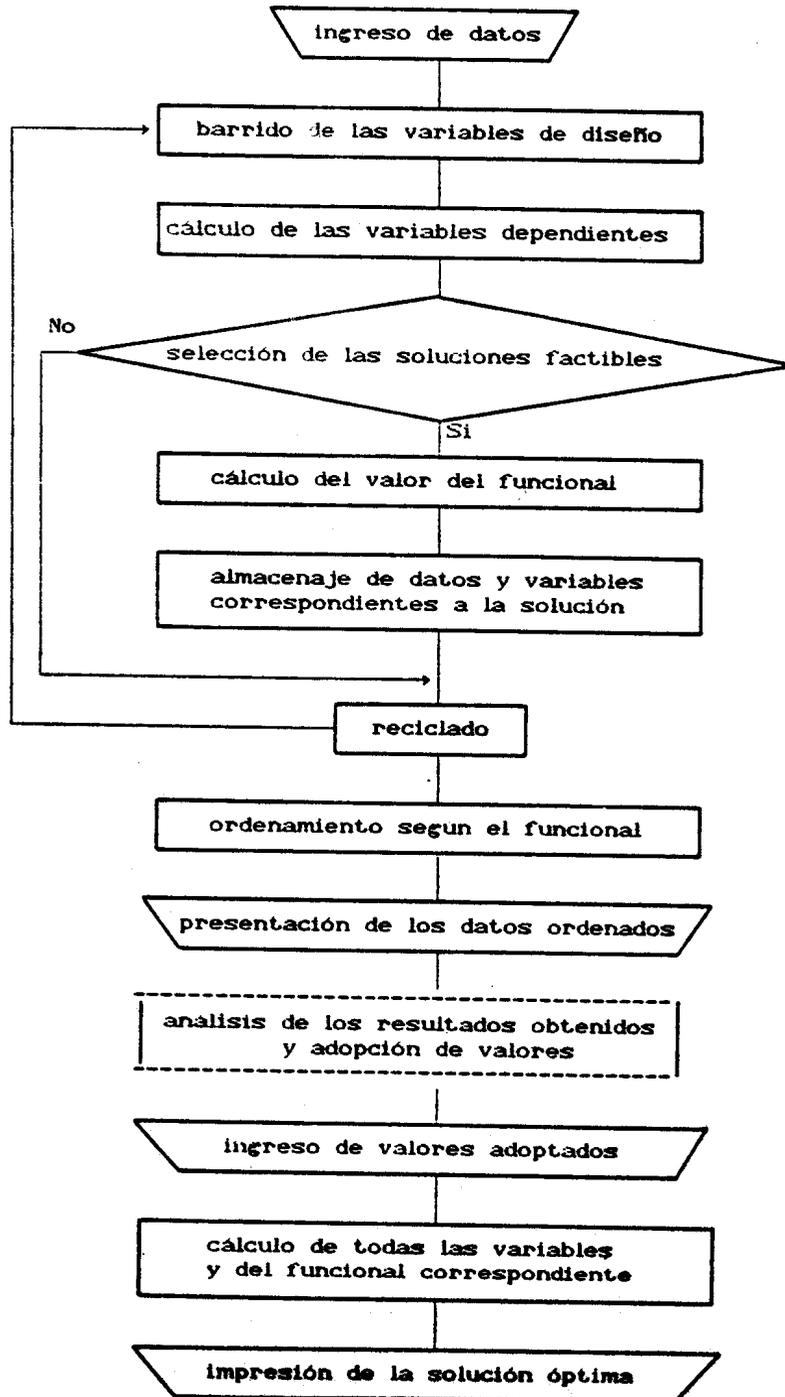
Compara los pesos de estructuras de diseño óptimo realizadas de diferentes materiales aptos para una aplicación específica.

Pone en evidencia el impacto sobre el peso de la estructura de cambios debidos a las cargas, restricciones dinámicas o el criterio de diseño.

Obtiene una configuración óptima en condiciones de ser directamente fabricada ya que en su dimensionamiento se han considerado los valores de catálogo.

#### **Diagrama del Proceso**

El diagrama presentado en la página siguiente resume los bloques necesarios para concretar el análisis de cada uno de los elementos estructurales del DOEE.



### APLICACION AL SAC-1 Y VALIDACION

La configuración estructural del SAC-1, típica de satélites estabilizados en rotación, es, ilustrada en la Figura 1, ha sido dimensionada en forma preliminar utilizando el programa DOEE que se basa en el concepto de cargas cuasiestáticas, es decir la consideración de las cargas de diseño como la suma de las cargas estáticas más las dinámicas. Las cargas adoptadas para el SAC-1, tomando en cuenta valores estadísticos, han sido:

aceleración longitudinal: 34 G  
aceleración transversal: 19 G

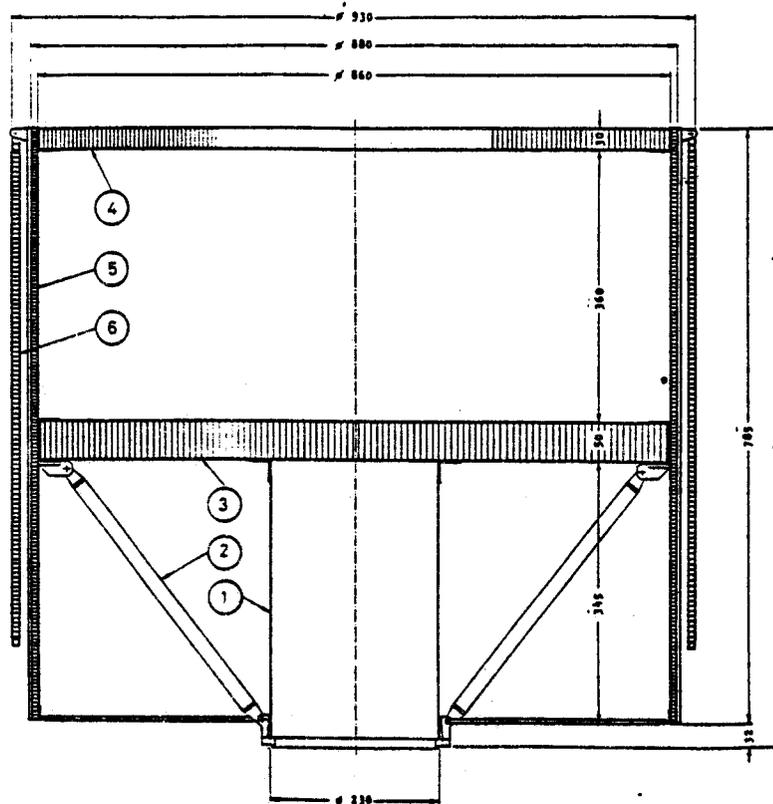


Figura 1  
- Configuración Estructural del SAC-1 -

La descripción de los principales elementos y sus solicitaciones dimensionantes pueden visualizarse en la tabla siguiente:

**Tabla I**  
**Elementos del SAC-1**

No	ELEMENTO	SOLICITACION	MATERIAL
1	Tubo Central	Pandeo localizado	Chapa
2	Brazos Principales	Pandeo euleriano	Tubo
3	Plataforma Principal	FW, IB, SC	Honeycomb
4	Plataforma Superior	FW, IB, SC	Honeycomb
5	Paneles Laterales	FW, IB, SC & MDL	Honeycomb
6	Paneles Solares	Frecuencia mínima	Honeycomb

Con objeto de validar los resultados obtenidos por el DOEE se modelizó por elementos finitos la estructura del SAC-1 utilizando el programa COSMOSM, analizándose el caso estático a partir de la determinación de los Margenes de Seguridad (MS) y el caso dinámico a partir de la comparación de sus frecuencias propias.

Los MS correspondientes al DOEE fueron prefijados en cero, obteniéndose en base a ellos el dimensionamiento de la estructura que fue posteriormente modelizada por elementos finitos. Mediante el COSMOSM se determinó el margen de seguridad para cada uno de los elementos constituyentes del SAC-1, resultando ser superiores a cero en todos los casos, con un valor medio de 0.9, situación que verifica las hipótesis conservadoras (por ser un diseño preliminar) con las cuales trabaja el DOEE. En la Tabla II también pueden apreciarse las frecuencias obtenidas por cada uno de estos programas.

**Tabla II**  
**Comparacion de Resultados**

ELEMENTO	MARGEN DE SEGURIDAD		FRECUENCIA [Hz]	
	DOEE	COSMOSM	DOEE	COSMOSM
Tubo Central	0	0.46	21	22
Brazos Principales	0	0.32	-	-
Plataforma Principal	0	1.76	231	205
Plataforma Superior	0	0.31	370	387
Paneles Laterales	0	1.65	NYA	70
Paneles Solares	-	-	8	8

### Rutina Placa Circular de Honeycomb

A fin de visualizar las características del DOEE describiremos sintéticamente una de sus rutinas, aquella que permitió el dimensionamiento de las plataformas principal y superior. Por razones de simplificación solo se considerará el caso de la plataforma principal.

#### a. Ingreso de Datos

Se leen desde un archivo específico los datos generales correspondientes al satélite

. Masa total del Satélite	AMS
. Masa sobre la Plataforma Principal	AMPP
. Masa sobre la Plataforma Superior	AMPS
. Aceleración Axial	AA
. Aceleración Lateral	AL
. Centro de Gravedad, del SAC-1	CGS
. Radio del Satélite	A
. Radio del Tubo Central	B
. Altura del Tubo Central	ALT
. Diámetro del Agujero en la PS	APS

Desde otro archivo se leen las características de los materiales generales [4] seleccionados a fin de identificar de entre estos el óptimo, los valores leídos son los siguientes:

. Módulo de Young	Ef
. Coeficiente de Poisson	$\mu$
. Limite elástico	SELf
. Limite de rotura	SROf
. Limite 070	S070f
. Limite 085	S085f
. Ramsberg-Osgood	An
. Densidad	ROf

Desde un tercer archivo se leen los materiales Honeycomb con sus respectivas dimensiones estándares [5]

. Densidad del Core	ROCO
. Espesor de la Celda	TA
. Diámetro de la Celda	S

Desde terminal son ingresados:

. Margen de Seguridad	AMSI
. Frecuencia Mínima Admisible	Fri
. Tipo de vinculación (combinación de bordes empotrados, simple soporte o libre)	L

b. Barrido de las variables de Diseño

Es posible variar los siguientes parámetros:

. Material del Facing	MAT
. Material del Core	MATI
. Altura del Panel	H
. Espesor de la Celda	TA
. Diámetro de la Celda	S

c. Cálculo de las variables dependientes

El análisis tanto estático como dinámico del honeycomb se basan en su transformación en un material isotrópico de igual rigidez [2], determinándose para este una altura y un modulo de Young equivalente dado por las siguientes expresiones:

$$T_{eq} = 1.73 H \quad (1)$$

$$E_{eq} = ( 2 T_f E_f ) / ( 1.73 H ) \quad (2)$$

Obteniéndose como tensión de trabajo:

$$SIGT = HH / ( 2 T_f H ) \quad (3)$$

donde :  $T_f$  es el espesor del facing

HH: factor obtenido en base a los modelos de placas resueltos en [6] y adoptados para el caso del material isotrópico equivalente.

Para placa empotrada en el borde interno:

$$HH = 0.25W(AMSI+1) * ((4A^4(AM+1) \ln(A/B) - A^4(AM+3) + B^4(AM-1) + 4A^2B^2) / (A^2(AM+1) + B^2(AM-1))) \quad (4)$$

Para placa empotrada en ambos extremos:

$$HH = 0.25W(AMSI+1) * ((A^2 - 3B^2) + 4B^4 \ln(A/B) / (A^2 - B^2)) \quad (5)$$

Placa simplemente apoyada en el borde exterior:

$$HH = 0.25W(AMSI+1) * (A^4(3AM+1) + B^4(AM-1) - 4AM A^2 B^2 - 4(AM+1) A^2 B^2 \ln(A/B)) / (AM(A^2 - B^2)) \quad (6)$$

Para placa simplemente apoyada en su borde externo y empotrada en el interno:

$$HH = -0.25W(AMSI+1) * (((4A^2B^2(AM+1) \ln(A/B) - A^4(3AM+1) + A^2B^2(5AM+1)) / (A^2(AM+1) + B^2(AM-1))) - B^2) \quad (7)$$

existen desarrolladas otras expresiones representativas de otras condiciones de vínculo que por no ser adecuadas a la plataforma principal no han sido presentadas en este trabajo.

siendo:

W la fuerza por unidad de superficie:

$$W = FA / [\pi (A^2 - B^2)] \quad (8)$$

FA la fuerza axial sobre la plataforma:

$$FA = AMPP AA g \quad (9)$$

donde g es la aceleración de la gravedad

Las tensiones críticas para los 3 tipos de pandeo localizado presentes en una placa Honeycomb son según [7]:

$$SIG^* = 2 Ef (Tf/S)^2 / (1 - \mu^2) \quad (10) \text{ Intra. Buckling}$$

$$SIG^* = 0.33(Ec Tf / (Ef(H - Tf)))^{0.5} Ef \quad (11) \text{ Face Wrinckling}$$

$$SIG^* = H^2 Gc / (2 Tf(H - Tf)) \quad (12) \text{ Shear Crimping}$$

Considerando que el Margen de Seguridad responde a la siguiente expresión:

$$AMSI = SIG^* / SIGT - 1 \quad (13)$$

Operando con las expresiones (3) (13) así como con las expresiones de SIG\* resulta para cada modo de falla la siguiente formulación:

$$Tf = [(HH(1 - \mu^2) * S^2) / (4 * H * Ef)]^{0.333} \quad (15) \text{ Intra. Buckling}$$

$$Tf = [(HH^2 / (0.4356 * H * Ef * Ec))]^{0.333} \quad (16) \text{ Face Wrinckling}$$

$$Tf = H - (H^3 * Gc / HH) \quad (17) \text{ Shear Crimping}$$

Eligiéndose el mayor de los tres por ser el modo más solicitado.

Los módulos de Young y de Corte para el alma de Honeycomb responden a las expresiones siguientes creadas a partir de las tablas del fabricante [5]:

$$Ec = (27 + 1.7 * (ROCO / F1 - 4.5) - 0.1 * (ROCO / F1 - 4.5)^2) * 6.9E6 \text{ ROCO} / F1$$

$$Gc = 4.8E7 \text{ ROCO} / F1$$

siendo F1 el factor que transforma la densidad de Catálogo en unidades del Sistema Internacional.

*El análisis estático concluye con la determinación de los espesores de los facings del panel honeycomb, permitiendo el paso al análisis dinámico.*

### Análisis Dinámico

Este punto se basa en la placa equivalente cuyas expresiones han sido detalladas en la página anterior, resolviéndose para ella la ecuación diferencial del movimiento

Siendo la ecuación diferencial del movimiento:

$$D \cdot \Delta^4 w + \rho \cdot \delta^2 w / \delta^2 t = 0 \quad (18)$$

Sus autovalores  $\lambda$ , nos permitirán hallar los valores de la menor frecuencia para cada una de las placas (según su condición de vínculo). Mediante el empleo de la información contenida en el anexo A de [2] que resuelve y grafica la solución de la ecuación diferencial (18), se han creado las siguientes expresiones que responden a los gráficos de la referencia citada:

Para placa empotrada en el borde interno:

$$\lambda = 1.9 - 0.31 \cdot (B/A) + 8.81 \cdot (B/A)^2 \quad (19)$$

Para placa empotrada en ambos extremos:

$$\lambda = 4.5 + 5.667 \cdot (B/A) + 3.333 \cdot (B/A)^2 \quad (20)$$

Placa simplemente apoyada en el borde exterior:

$$\lambda = 2.375 - 1.802 \cdot (B/A) + 3.229 \cdot (B/A)^2 \quad (21)$$

Para placa simplemente apoyada en su borde externo y empotrada en el interno:

$$\lambda = 4 + 0.2083 \cdot (B/A) + 14.5833 \cdot (B/A)^2 \quad (22)$$

Respondiendo  $\lambda$  también a la siguiente expresión en función de la rigidez, de la densidad y de la frecuencia:

$$\lambda = [\rho \cdot (2 \cdot \pi \cdot f) / D]^{0.25} \cdot A \quad (23)$$

de donde:

$$f = [(\lambda / A)^4 \cdot D / \rho]^{0.5} / (2 \cdot \pi) \quad (24)$$

A su vez la placa isotrópica equivalente responde a los siguientes valores de rigidez y de masa por unidad de superficie:

Rigidez:

$$D = E f \cdot H^2 \cdot T f / (2 \cdot (1 - \mu^2)) \quad (25)$$

Densidad:

$$\rho = \frac{AMPP + PESOPL}{\pi \cdot A^2} \quad (26)$$

Siendo PESOPL el peso de la plataforma principal y puede considerase el compuesto por:

Peso del facing:

$$\text{PESOF} = 2 \cdot T_f \cdot R_{of} \cdot \pi \cdot A^2 \quad (27)$$

Peso del core:

$$\text{PESOC} = 8 \cdot (H - T_f) \cdot T_A \cdot R_{oc} / (3 \cdot S) \cdot \pi \cdot A^2 \quad (28)$$

Peso del pegamento:

$$\text{PESOP} = 2 \cdot 0.2 \cdot (\pi \cdot A^2) \quad (29)$$

Siendo  $R_{of}$  densidad del facing y  $R_{oc}$  la del core

Finalmente el peso total del panel Honeycomb sera:

$$\text{PESOPL} = \text{PESOF} + \text{PESOC} + \text{PESOP} \quad (30)$$

*El analisis dinámico concluye con la determinación de las primeras frecuencias para cada una de las condiciones de vinculo seleccionadas.*

#### d. Selección de las soluciones factibles

Las soluciones descartadas fueron:

Las que no cumplieran la limitación tecnológica de mínimo espesor del facing ( $T_f < 0.2\text{mm}$ ).

Las que salían del campo de validez del modelo matemático empleado para la determinación de los modos de falla ( $T_f > H/5$ ).

Las que tenían frecuencias propias fuera del rango especificado ( $f < F_{ri}$ ).

#### e. Cálculo del valor del funcional

Está determinado por la ecuación de peso que en el caso de esta rutina debe ser calculado antes de la selección de las soluciones factibles, según se muestra en las expresiones (27) al (30).

#### f. Almacenaje de la solución

Se almacenan todos los datos y variables de interés en una matriz a fin de facilitar su manejo ulterior, siendo estos los siguientes:

. Peso Total de la Plataforma Principal	AMS
. Peso de los Facings	AMPP
. Peso del Core	AMPS
. Material del Facing	MAT
. Material del Core	MATI
. Altura del Panel	H
. Espesor de la Celda	TA
. Diámetro de la Celda	S
. Espesor del Facing	Tf
. Frecuencia	f
. Tipo de vinculación	L
. Solicitación Critica	I

#### g. Reciclado

El proceso descrito hasta este punto es repetido para cada uno de los posibles materiales del facing, previamente seleccionados del archivo, para cada material del core, para cada variación de altura del panel y para cada espesor y diámetro de celda estandar.

#### h. Ordenamiento según el funcional

En este bloque se procede a ordenar según el peso la matriz indicada en el punto f.

#### i. Presentación de los datos ordenados

La matriz ya ordenada es grabada en un archivo denominado de criterio a fin de facilitar su análisis. Este archivo contiene toda la información arrelada según el peso de la plataforma principal.

#### j. Análisis de los resultados obtenidos

Se analizan los resultados obtenidos a fin de lograr una adopción criteriosa de valores que permitan un diseño preliminar óptimo, no solo desde el punto de vista del mínimo peso sino también a partir de la consideración de eventualidades que pudieran no haberse tenido en cuenta en el modelo computacional.

#### k. Ingreso de valores adoptados

En este segundo planteo se introducirán valores adoptados con objeto de determinar el comportamiento de la plataforma frente a parámetros impuestos.

#### Valores a ingresar

. Material del Facing	MAT
. Material del Core	MATI
. Altura del Panel	H
. Espesor de la Celda	TA
. Diámetro de la Celda	S
. Espesor del Facing	Tf
. Frecuencia	f

#### L Cálculo de las variables y del funcional

En este bloque se procede a determinar el valor de todas las variables (geométricas o nó) del elemento considerado así como el de su funcional correspondiente.

Las tensiones críticas y el funcional responden a la misma formulación que la desarrollada en el punto c.

#### Tensión de trabajo y Margen de Seguridad

Para el cálculo de la tensión de trabajo sobre la plataforma se emplean las expresiones (3) a (9) en función de la condición de vínculo apropiada.

Una vez obtenida la tensión de trabajo, se procede a determinar el Margen de Seguridad (13), que resultará del valor mínimo entre los tres casos críticos (10), (11) y (12).

Las frecuencias de la plataforma principal se determinan mediante la misma formulación empleada en el punto c.

#### m. Impresión de la solución óptima

Los resultados obtenidos en este segundo análisis son almacenados en su totalidad en un archivo de salida.

### CONSIDERACIONES FINALES

El programa para el Diseño Óptimo de Estructuras Espaciales permite el diseño preliminar de las mismas en forma automatizada, en contrapartida del clásico diseño preliminar manual, ganando con ello capacidad de rápido análisis y capacidad de obtener criterio suficiente sobre el comportamiento estructural como para definir la misma en un tiempo significativamente más breve y con una calidad superior ya que el esquema clásico solo busca una solución factible y no una óptima como es la obtenida por el DOEE.

En cuanto al tiempo de ejecución empleado por cada rutina del DOEE para realizar el dimensionamiento óptimo del SAC-1 ha sido en promedio de 14 minutos (trabajando con una computadora tipo PC-AT) situación que permite visualizar su versatilidad para contemplar cambios eventuales en las restricciones o el diseño.

En base a la óptima combinación de diversas geometrías y a una correcta distribución tensional el DOEE permitió un ahorro en el peso de la estructura del SAC-1 superior al 10% respecto de los análisis clásicos realizados previamente.

NOMENCLATURA

AM	Inversa del coeficiente de Poisson
DOEE	programa de Diseño Optimo de Estructuras Espaciales
FW	Face Wrinkling
G	aceleración de la Gravedad
IB	Intracellular Buckling
MDL	Máximo Desplazamiento Lateral
MS	Margen de Seguridad
NYA	Not Yet Available
SAC-1	Satelite de Aplicaciones Cientificas No 1
SC	Shear Crimping

REFERENCIAS

- [1] Roggero, E., Dall'Argine, M., Diseño Estructural Preliminar, CNIE, (1988).
- [2] Giraudbit, J., Structural Design of Aerospace Structures, CNES, (1982).
- [3] Phillips, S., Structural Systems and Program Decisions (NASA SP 6008), NASA, (1966).
- [4] Bruhn, E., Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Jacobs & Associates, (1973).
- [5] Mechanical properties of Hexcel Honeycomb Materials, Hexcel Products Inc., (1984).
- [6] Roark, R., Formulas for Stress-Strain, Mc Graw-Hill Book Company, (1965).
- [7] Sullins, R., Smith, G., Spier, E., Manual for Structural Stability Analysis of Sandwich Plates and Shells (NASA CR 1457), NASA.
- [8] Giraudbit, J., La technologie des experiences scientifiques Spatiales, CNES, (1981).
- [9] Marty, D., Conception des Vehicules Spatiaux, Masson, (1986).
- [10] Gerard, G., Optimum Structural Design Concepts for Aerospace Vehicles, J. Spacecraft Vol: 3 N: 1, (1966).
- [11] Giraudbit, J., Recálculo del SAC-1 por el CNES, CNIE, (1985).
- [12] Thomson, W., - Vibration Theory and Applications, George Allen & Undwind LTD, (1971)

