

# Estructuras de sistemas espaciales

## Introducción

Curso 2022-2023



# CONTENIDOS

## 1.INTRODUCCION

## 2.METODOLOGIA DE DISEÑO

## 3.ANÁLISIS DE REQUISITOS

### 1.Generalidades

### 2.Requisitos Mecánicos

#### 1.Rigidez estructural

#### 2.Solicitaciones estructurales

#### 3 Factores de seguridad

#### 4.Requisito de masa

## 4.DISEÑO PRELIMINAR

### 1.Configuración estructural.

### 2.Selección de materiales

### 3.Dimensionamiento preliminar

## 5.DISEÑO DE DETALLE

## 6.VERIFICACION DEL DISEÑO

### 1.Modelado. Análisis por elementos finitos

### 2.Ensayos de verificación

# LA MISIÓN ESPACIAL

- ORBITA
- LANZADOR
- VEHÍCULO
- CARGA DE PAGO
- COMUNICACIONES
- SISTEMA DE TIERRA
- OPERACIONES

## EL VEHÍCULO

- ESTRUCTURA
- CONTROL TÉRMICO
- POTENCIA
- CONTROL DE ACTITUD
- PROPULSIÓN
- COMUNICACIONES
- GESTIÓN DE DATOS
- SOPORTE A LA VIDA

# 1. INTRODUCCIÓN

Un vehículo espacial está constituido por tres componentes:

- Carga útil,
  - Módulo de servicios, también denominado bus o plataforma
  - Adaptador
- La carga útil engloba los equipos e instrumentos encargados de llevar a cabo la misión encomendada al satélite, por ejemplo: misiones científicas, de comunicaciones, de observación de la Tierra, de predicciones meteorológicas, etc.

## 1. INTRODUCCIÓN (cont.)

- El módulo de servicios da soporte a la carga útil, la sitúa y mantiene en la órbita correcta, proporcionándole los servicios necesarios, esto es, potencia eléctrica, comunicaciones y telemetría, mantiene la temperatura adecuada de funcionamiento de los equipos y, por último, almacena datos. Estas funciones las realizan los distintos subsistemas que componen el satélite.
- Finalmente, el adaptador acopla mecánicamente el satélite al lanzador seleccionado para ponerlo en órbita y actúa como eslabón transmisor de carga entre ambos.

## 1. INTRODUCCIÓN (cont.)

- La misión de la estructura de un vehículo espacial es proporcionar soporte y protección desde un punto de vista mecánico a los distintos subsistemas que lo conforman, desde el momento de su fabricación hasta el final de su vida operativa.
- El diseño debe satisfacer fundamentalmente requisitos de resistencia y rigidez y debe así mismo proporcionar la interfaz con el lanzador y el sistema de separación.

## 1. INTRODUCCIÓN (cont.)

### CLASIFICACIÓN FUNCIONAL

- Una primera clasificación funcional distingue entre:
  - Estructura primaria, la cual soporta las principales cargas del vehículo
  - Estructura secundaria, que soporta los mazos de cables, tuberías de combustible, soportes de los diferentes subsistemas, elementos a los que se engloba con la denominación de no estructurales.

## 1. INTRODUCCIÓN (cont.)

### OBJETIVOS/CARACTERÍSTICAS

- Un factor característico en el diseño de la estructura de un vehículo espacial es el de la optimización de su masa, sin dejar por ello de ser extremadamente eficiente y segura.
- El objetivo principal es conseguir la estructura más ligera que sea capaz de soportar las cargas estáticas, dinámicas y térmicas durante las fases de construcción, transporte, ensayos, lanzamiento y, finalmente, en la fase de operación.
- Otra característica distintiva del diseño estructural aeroespacial es su fuerte dependencia de otros subsistemas, como el control térmico, control de actitud, comunicaciones o potencia.



# 1. INTRODUCCIÓN (cont.)

## CARGAS (1)

- Fuerzas aerodinámicas
- Fuerzas generadas por el sistema propulsivo
- Cargas acústicas y de choque

- Características dinámicas del vehículo lanzador (baja y media frecuencia)

- Inducen vibraciones mecánicas en el lanzador y en la interfaz con el S/C

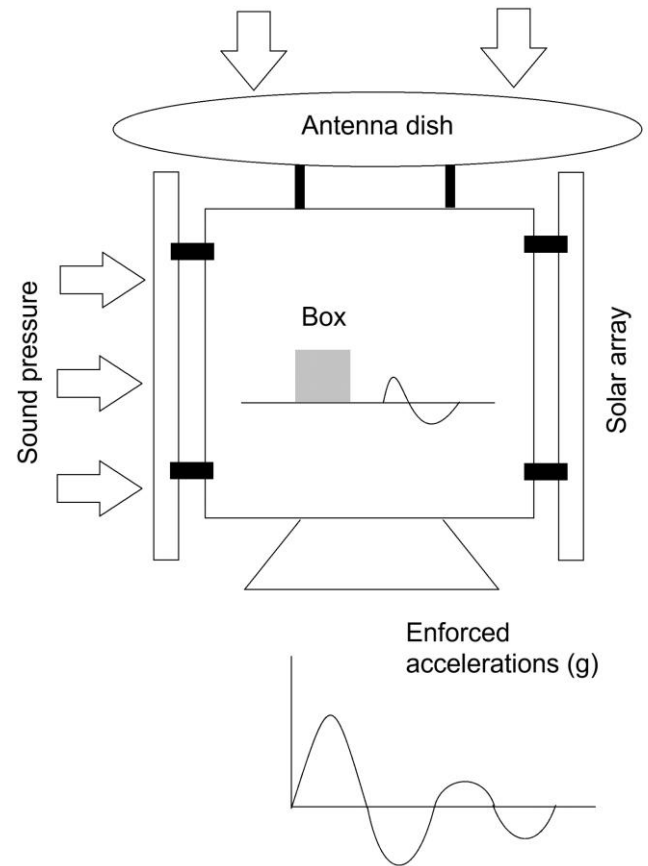
Cargas de diseño quasi-estáticas (incluyendo factores de seguridad)



# 1. INTRODUCCIÓN (cont.)

## CARGAS (2)

- Las vibraciones mecánicas se clasifican generalmente en:
  - Vibraciones sinusoidales (5 – 100 Hz)
  - Vibraciones aleatorias (20 – 2000 Hz)
  - Cargas de choque, aceleraciones (100 – 5000 Hz)
- Presión acústica en el exterior del S/C (20 – 10000 Hz)
  - Elementos ligeros de gran área más sensibles.
  - Naturaleza aleatoria
  - La excitación acústica genera vibraciones mecánicas en el S/C



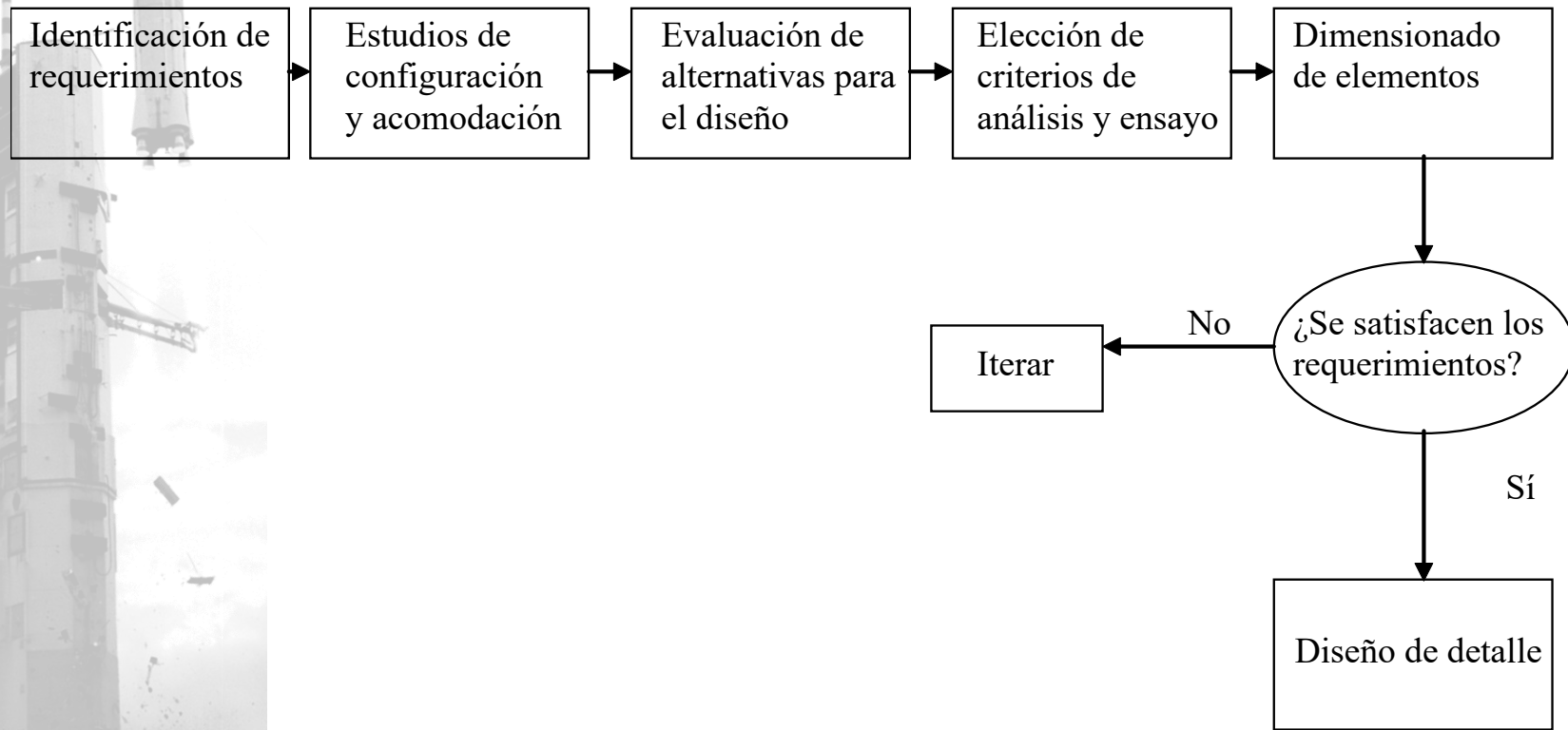
## 2. METODOLOGÍA DE DISEÑO

- El diseño comprende:
  - la configuración de la estructura
  - la selección de materiales
  - el análisis para su dimensionamiento
  - los ensayos para su verificación

## 2. METODOLOGÍA DE DISEÑO

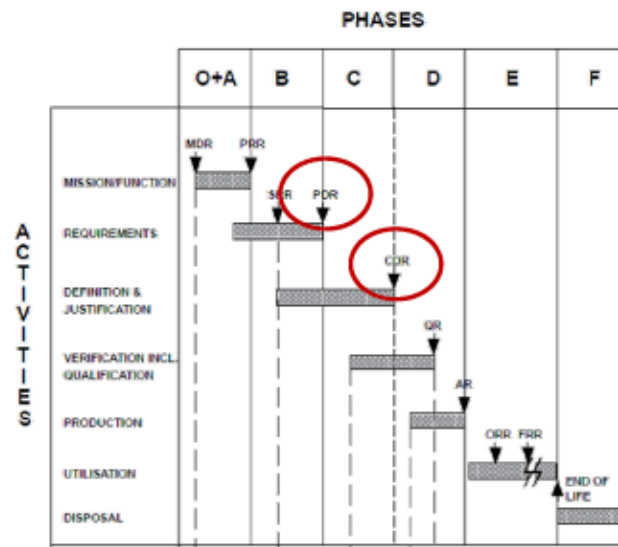
- Diseño preliminar:
  - Requisitos de diseño:
    - Órbita en que operará el satélite
    - Datos técnicos del lanzador seleccionado
- Diseño detallado:
  - Se trata de optimizar la masa teniendo en cuenta todas las condiciones de fallo posibles para asegurar la fiabilidad
- Verificación tanto analítica como experimental a que se somete la estructura para validarla para vuelo.

## 2. METODOLOGÍA DE DISEÑO



## 2. METODOLOGÍA DE DISEÑO

### Project phases – ESA project



NOTE

- AR = Acceptance Review
- CDR = Critical Design Review
- FRR = Flight Readiness Review
- MDR = Mission Definition Review
- ORR = Operational Readiness Review
- PDR = Preliminary Design Review
- PRR = Preliminary Requirements Review
- QR = Qualification Review
- SRR = System Requirements Review
- WBS = Work Breakdown Structure

■ A phase is a group of activities

- advances a project from one milestone to another
- often ended by a formal review that confirms if the work has been done follows the requirements

## 2. METODOLOGÍA DE DISEÑO

El proceso de diseño de la estructura de un satélite se divide, típicamente, en fases A,B,C y D.

- **Fases A y B: inicio del proyecto**

- Se evalúan los requisitos

- Se realizan estudios comparativos

- Se aborda el diseño estructural preliminar.

- **Fases C y D: desarrollo propiamente dicho**

- Selección de los casos de carga dimensionantes

- Diseño detallado

- Fabricación de la estructura

- Verificación por medio de ensayos

- Aceptación para vuelo

Con frecuencia, antes de pasar a la fase siguiente, se añaden fases intermedias, por ejemplo, B1,B2, etc., bien para abordar un problema técnico concreto, o bien como puente previo a la aprobación, por parte del cliente, de la fase siguiente del proyecto.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: GENERALIDADES

Los requisitos estructurales típicos contenidos en las especificaciones del subsistema estructura de satélites son los siguientes:

- Descripción mecánica de la configuración (geometría, componentes estructurales, materiales)
- Descripción funcional (mecánica, térmica, eléctrica)
- Características físicas (requisito de masa, dimensiones, momentos de inercia, etc)
- Definición de interfaces (lanzador, otros subsistemas)



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: GENERALIDADES

#### **Requisitos mecánicos:**

- Rigidez (estática, dinámica)
- Distorsiones (térmicas, humedad, ingravidez, etc)
- Resistencia
- Ambiente acústico
- Cargas de choque
- Fatiga / Tolerancia al daño
- Factores de seguridad

#### **Requisitos térmicos**

#### **Verificación:**

- Análisis (tipos de análisis y tareas a realizar)
- Ensayos (caracterización de materiales, componentes y calificación)

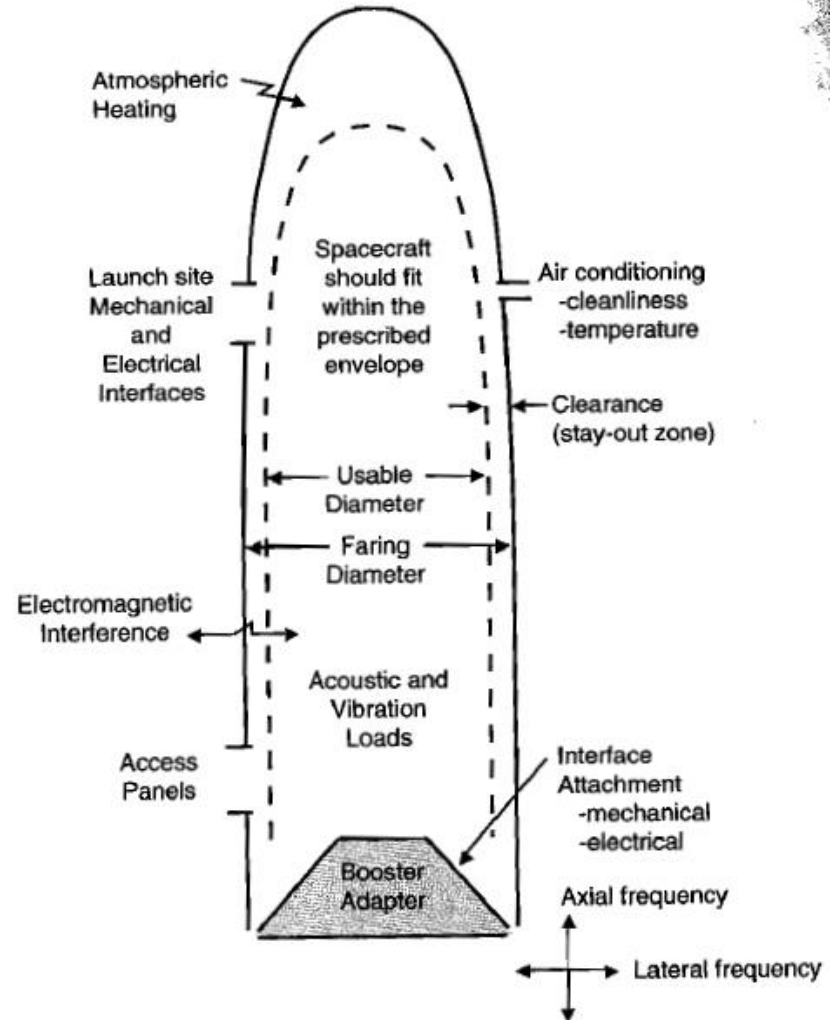
### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Rigidez Estructural: Estática

- Los vehículos lanzadores ofrecen una variedad de carenas (fairing) para alojar la carga de pago, que protegen al satélite de las cargas aerodinámicas y del ambiente exterior.
- La forma de estas carenas y la envolvente de deformaciones, tanto estáticas como dinámicas, definen el volumen y dimensiones admisibles para la carga útil.
- La estructura del satélite ha de proporcionar la rigidez adecuada para que con las deformaciones esperadas, éste no interfiera con la carena

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Rigidez Estructural: Estática



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Rigidez Estructural: Dinámica

- La estructura del lanzador tiene ciertas frecuencias naturales de origen interno o externo.
- Las fuentes de resonancia típicas a evitar incluyen la interacción entre el vehículo y el sistema de control del lanzador, oscilaciones en el sistema de propulsión o el bataneo durante el ascenso.
- Las vibraciones aleatorias son generadas por movimientos mecánicos como turbobombas, fenómenos de combustión o elementos estructurales excitados por el ambiente acústico. Se transmiten al vehículo a través de la interfaz con el lanzador.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Rigidez Estructural: Dinámica (cont.)

- La compañía que comercializa el lanzador relaciona las frecuencias y describe los modos axiales, de flexión o torsión asociados.
- El conjunto de adaptador y vehículo ha de diseñarse con unas frecuencias propias iguales o superiores a las dadas. Para evitar acoplamiento dinámico entre los modos de baja frecuencia del lanzador y los modos de la carga de pago (satélite).

Ej: ROCKOT Lateral (Y-Z plane):  $f_0 \geq 15 \text{ Hz}$

Axial (X):  $f_0 \geq 33 \text{ Hz}$

Los requisitos de resonancias están relacionados con modos del satélite con masa efectiva  $m_{eff} \geq 70 \%$

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

Launch System	Fundamental Frequency (Hz )	
	Axial	Lateral
Atlas II, IIA	15	10
Ariane 4	.	10
Delta 6925/7925	35	15
Long March 2E	26	10
Pegasus	18	18
Proton	30	15
Scout	18	20
Space Shuttle	13	13
Titan II	24	10
Titan III	26	10

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

Componente Estructural	Rigidez	
	Axial	$k > 8.5E8 \text{ N/m}$
Cono Central	Lateral	$k > 2.2E8 \text{ N/m}$
	Flexión	$k > 5.2E8 \text{ Nm/rad}$
Paneles	Frecuencia	$f > 50 \text{ Hz}$
Tanques	Frecuencia	$f > 100 \text{ Hz}$
Paneles solares	Frecuencia	$f > 70 \text{ Hz}$
Escudo Solar	Frecuencia	$f > 60 \text{ Hz}$

Ejemplo: Requisitos de Rigidez del Módulo de Servicio del Satélite XMM



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

Componente Estructural	Rigidez		Comentarios
<b>Estructura Primaria</b>	<b>Frecuencia Axial</b>	<b><math>f &gt; 15.5 \text{ Hz}</math></b>	<b>Plataforma Polar empotrada en la interfaz con el lanzador</b>
	<b>Frecuencia Lateral</b>	<b><math>f &gt; 5.5 \text{ Hz}</math></b>	
	<b>Traslación X</b>	<b><math>k &gt; 560 \text{ MN/m}</math></b>	<b>Módulo de Carga Útil empotrado en la interfaz con el Módulo de Servicio</b>
	<b>Traslación Y</b>	<b><math>k &gt; 15 \text{ MN/m}</math></b>	
	<b>Traslación Z</b>	<b><math>k &gt; 14 \text{ MN/m}</math></b>	
	<b>Rotación X</b>	<b><math>k &gt; 42 \text{ MNm/rad}</math></b>	
	<b>Rotación Y</b>	<b><math>k &gt; 247 \text{ MNm/rad}</math></b>	
	<b>Rotación Z</b>	<b><math>k &gt; 276 \text{ MNm/rad}</math></b>	
<b>Paneles</b>	<b>Frecuencia Axial</b>	<b><math>f &gt; 32 \text{ Hz}</math></b>	
	<b>Frecuencia Lateral</b>	<b><math>f &gt; 25 \text{ Hz}</math></b>	
<b>Soportes de equipos</b>	<b>Frecuencia</b>	<b><math>f &gt; 100 \text{ Hz}</math></b>	<b>Empotrados en la interfaz con la estructura</b>

Ejemplo: Requisitos de Rigidez del Módulo de Carga Útil del Satélite ENVISAT



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

Fases de la misión	Origen de las solicitudes
Fabricación y montaje	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Reacciones de contenedores y de útiles de manejo</li> <li>-Esfuerzos debidos a los procesos de fabricación</li> </ul>
Manejo y transporte	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Reacciones debidas al manejo de la estructura en el taller (grúas, etc)</li> <li>-Cargas debidas al transporte de la estructura (tierra, mar o aire)</li> </ul>
Ensayos	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Reacciones en útiles de ensayo</li> <li>-Cargas en ensayos estáticos, de vibración o acústicos</li> </ul>
Lanzamiento	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Aceleraciones cuasi - estacionarias debidas al empuje de los motores</li> <li>-Cargas transitorias debidas al encendido y apagado de motores, separación de etapas, viento, maniobras del lanzador, chapoteo del combustible y separación de los satélites.</li> <li>-Vibraciones originadas por el sistema de propulsión</li> <li>-Ruido vibro – acústico originado durante el lanzamiento y la fase transónica del vuelo</li> <li>-Choque pirotécnico procedente de la separación de etapas</li> </ul>
Operaciones	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Aceleraciones uniformes producidas por las toberas de empuje (thrusters)</li> <li>-Cargas transitorias debidas a maniobras de apuntamiento y control de actitud</li> <li>-Cargas de choque pirotécnico debidas a separación o despliegue de apéndices</li> <li>-Cargas térmicas</li> </ul>

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales

- El lanzador es la fuente principal de cargas y quien determina peso, geometría, resistencia y rigidez del vehículo.
- El empuje de los motores durante el lanzamiento y ascenso somete al vehículo a una aceleración cuasiestacionaria en su eje. Esta aceleración se incrementa constantemente a medida que el lanzador consume el combustible (menos masa a propulsar) y cesa bruscamente cuando se apagan los motores, con una carga transitoria.
- La aceleración aumenta rápidamente, con otro transitorio, con la ignición de la siguiente etapa.
- Las ráfagas de viento y las maniobras del lanzador inducen cargas transitorias laterales.
- Las aceleraciones estacionarias y transitorias provocan cargas de inercia, normalmente especificadas como factores de carga.
- La carga útil debe diseñarse para sobrevivir a la suma de las aceleraciones estáticas y dinámicas en las direcciones axial y lateral.

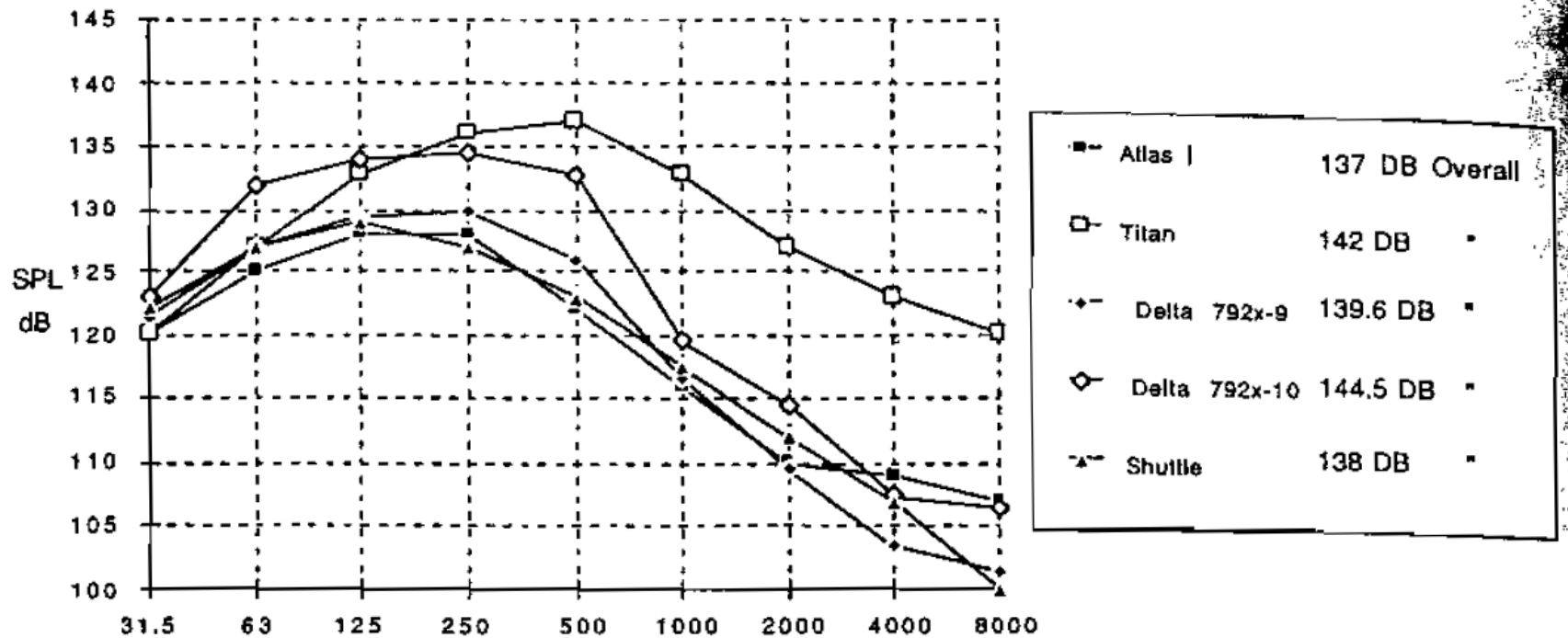
### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales

- El ruido de los motores, el bataneo y el ruido aerodinámico generan **vibraciones acústicas**.
- Los niveles más altos para estas vibraciones ocurren durante el despegue y en la fase transónica.
- Estas vibraciones afectan a áreas de gran superficie con masa baja, con amortiguamiento pequeño.
- Los paneles del revestimiento de pared delgada y los paneles de células solares son muy sensibles a la fatiga acústica.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

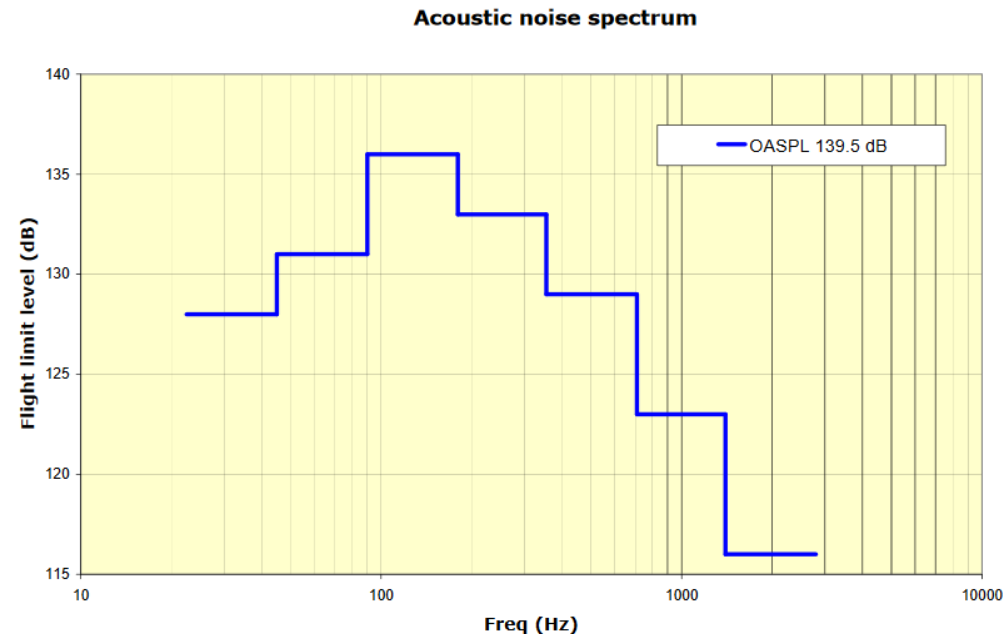
#### Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales

##### Niveles SPL Ariane V

Octave center frequency (Hz)	Flight limit level (dB) (reference: 0 dB = $2 \times 10^{-5}$ Pa)
31.5	128
63	131
125	136
250	133
500	129
1000	123
2000	116
OASPL (20 – 2828 Hz)	139.5

*Note: OASPL – Overall Acoustic Sound Pressure Level*

**Table 3.2.5.2.a - Acoustic noise spectrum under the fairing**



**Figure 3.2.5.2.b - Acoustic noise spectrum**

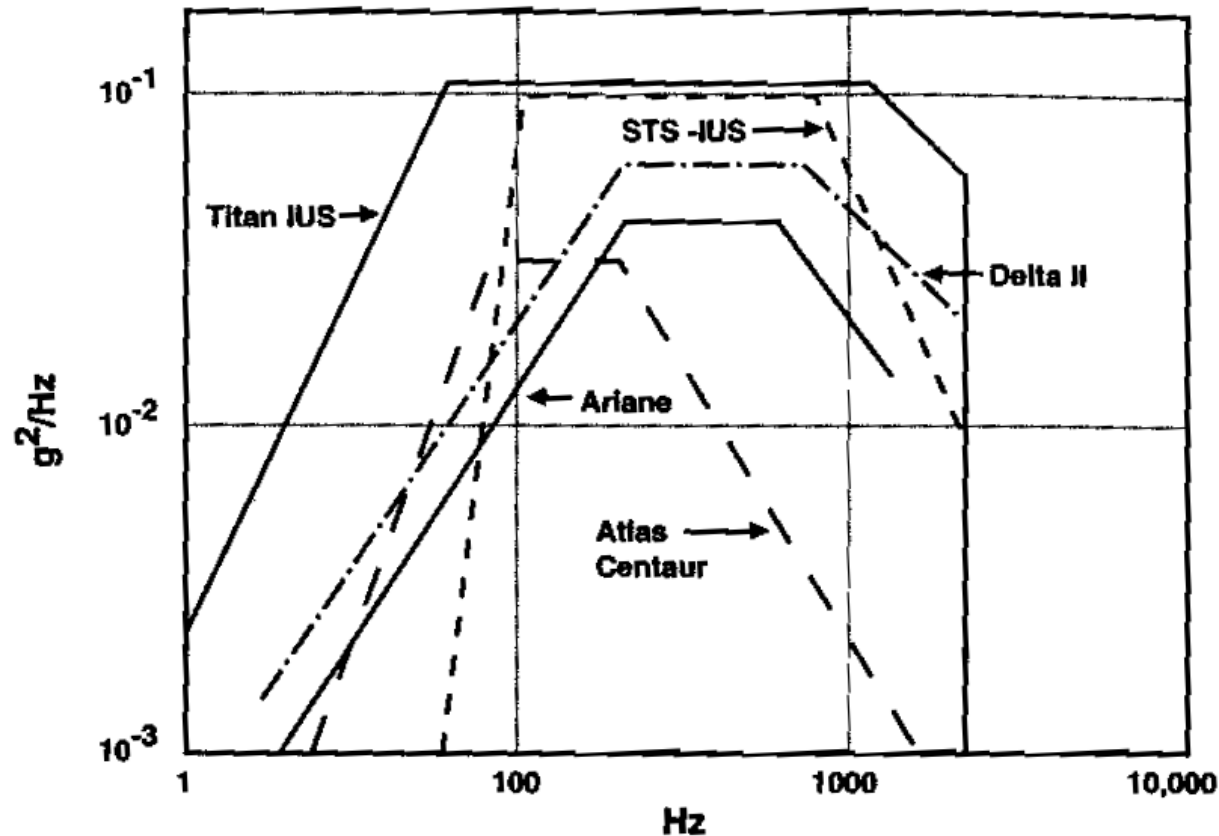
### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales

- Los factores de carga no expresan correctamente las **vibraciones aleatorias**. Los parámetros para describir estas vibraciones son la magnitud, su distribución estadística y el contenido en frecuencia.
- Típicamente se supone que un espectro aleatorio tiene una distribución de Gauss, que determina el porcentaje de tiempo en que una vibración está dentro de ciertos límites.
- El contenido en frecuencia se expresa normalmente en términos de densidad de potencia espectral (PSD). Para el PSD se utiliza una gráfica  $g^2/\text{Hz}$  en función de la frecuencia, con doble escala logarítmica. La raíz cuadrada del área bajo la curva se corresponde con el valor cuadrático medio (rms) de la historia temporal de la señal.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales





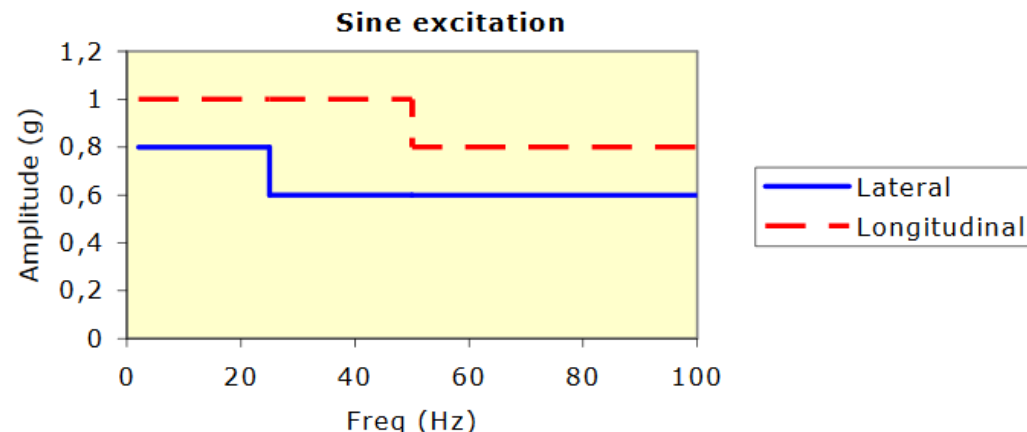
### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales

RANDOM VIBRATION (Ariane V):

- Under 100 Hz, the random environment is covered by the sine environment.
- Above 100 Hz, the acoustic spectrum covers excitations produced by random vibration at the spacecraft base.

Direction	Frequency band (Hz)	Sine amplitude (g)
Longitudinal	2 - 50	1.0
	50 - 100	0.8
Lateral	2 - 25	0.8
	25 - 100	0.6



**Table 3.2.3.a - Sine excitation at spacecraft base**



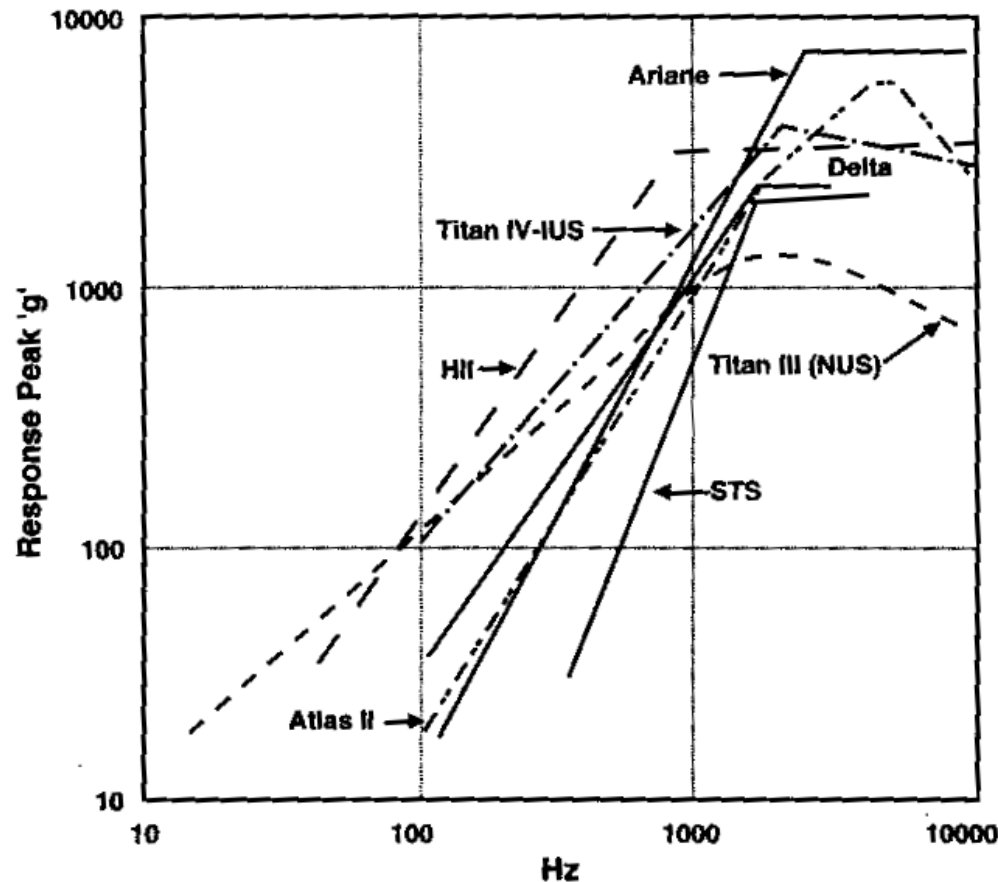
### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales

- La carga útil también está sujeta a **cargas de choque** durante la ignición de los motores, la separación de etapas y la liberación de la carena del lanzador, así como durante la propia separación del vehículo.
- En grandes estructuras el choque generado por la propulsión para control de actitud puede ser también significativo.
- Este choque produce una aceleración alta a frecuencia elevada durante un corto período de tiempo.
- Debido a que las cargas del choque se atenúan rápidamente, raramente dañan las estructuras, pero pueden dañar los componentes electrónicos próximos, por lo que, a veces, es necesario diseñar componentes atenuadores que garanticen el funcionamiento nominal de los equipos.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

Solicitud estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Solicitación estructural: Fuentes típicas de requisitos estructurales

##### Cargas de choque Ariane V

The spacecraft is subjected to noticeable shocks during the following events:

- The L/V upper stage separation from the main cryogenic stage.
- The fairing jettisoning
- The S/C separation

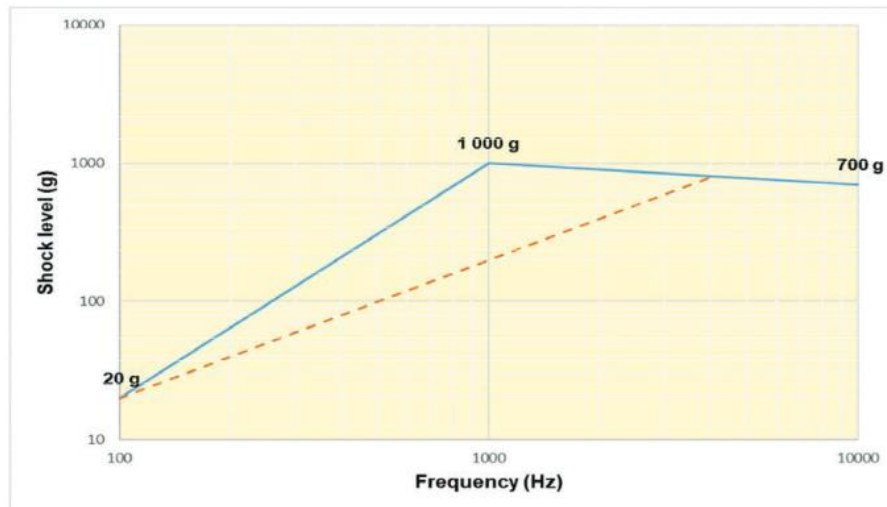


Figure 3.2.6.a Envelope shock spectrum for clampband release at spacecraft interface and for fairing and L/V stage separation events

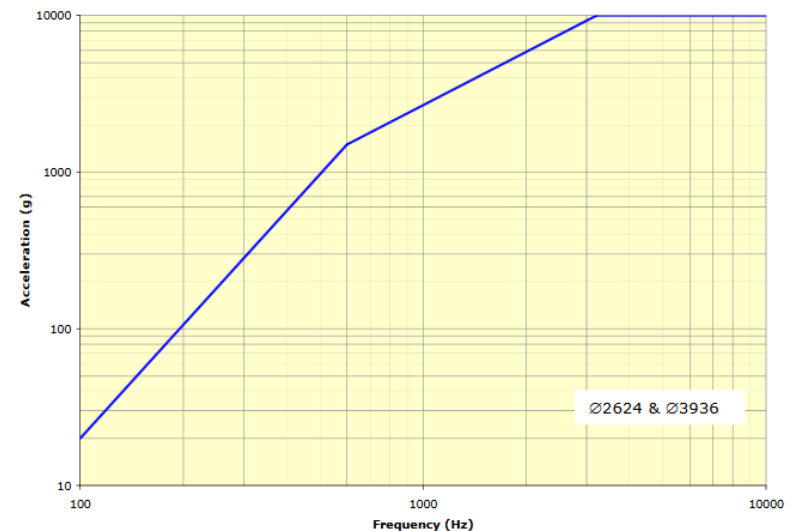


Figure 3.2.6.b – L/V acceptable shock spectrum at launcher bolted interface

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

#### Factores de seguridad

- Las incertidumbres en las propiedades de los materiales, los procesos de fabricación o la indeterminación de las cargas se tienen en cuenta mediante unos factores de seguridad, que proporcionan a la estructura un cierto margen por encima de la capacidad requerida.
- En las especificaciones se manejan normalmente las siguientes definiciones de carga:
  - Carga de Vuelo: Envolvente de las combinaciones de cargas mecánicas y térmicas, con una probabilidad del 99% de no ser sobrepasadas durante el lanzamiento y operaciones en órbita.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

#### Factores de seguridad

- Carga Límite: Envolverte de las cargas de vuelo, incluyendo las cargas de fabricación, manejo y transporte.
- Carga de Diseño: Cargas límite multiplicadas por un factor de seguridad que cubre riesgos específicos durante las fases de diseño y ensayos.
- Carga de “Yield”: Cargas de diseño multiplicadas por el factor de seguridad de “yield”.
- Carga Última: Cargas de diseño multiplicadas por el factor de seguridad de carga última.
- Carga de Pandeo: Cargas de diseño multiplicadas por el factor de seguridad de pandeo.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

- **Carga límite de diseño, DLL (*Design Limit Load*):**

Máxima carga esperada durante la misión, o para un evento dado, a un nivel de probabilidad estadística seleccionado o especificado.

Generalmente es el valor medio de las cargas de vuelo +  $3\sigma$  (desviación estándar)

Si se asume una distribución Gaussiana  $\rightarrow$  99.87% de probabilidades de no ser superadas.

Las cargas definidas pueden ser:

- Aceleraciones
- Factores de carga (fuerza de inercia que resiste la aceleración)
- Fuerzas
- Momentos



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

- **Carga de Diseño (DL, *Design Load*):**

Cargas límite (o cargas límite de diseño) multiplicadas por un factor de seguridad. Este valor no puede ser mayor que la carga permitida (la carga o esfuerzo más alto que una estructura o material puede soportar antes del fallo, basado en probabilidad estadística, generalmente el 99%):

- Carga de diseño de límite elástico (DYL, *Design Yield Load*):

$$DYL = DLL \times FOSY$$

- Carga de diseño de carga última (DUL, *Design Ultimate Load*):

$$DUL = DLL \times FOSU$$

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

Los factores de seguridad se definen en la normativa ECSS

#### ***ECSS-E-ST-32-10C (Structural factors of safety for spaceflight hardware)***

El estándar diferencia entre diferentes tipos de programas, en los que la lógica seguida en el desarrollo y la fiabilidad requerida son diferentes:

- Satélites científicos o comerciales no tripulados.
- Vehículos lanzadores no reutilizables.
- Vehículos espaciales tripulados.
- Cualquier otro vehículo espacial no tripulado (sondas planetarias, vehículos de transferencia, etc)

El estándar excluye expresamente la definición de factores de seguridad para lanzadores reutilizables y vehículos espaciales tripulados comerciales.



### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

#### Cargas de diseño (ECSS-E-ST-32-10C):

- Carga límite de diseño (DLL – *Design Limit Load*):
- Incertidumbres:
  - **Model factor  $K_M$** : Incertidumbres en los modelos matemáticos para predecir la respuesta dinámica, las cargas y evaluar los caminos de carga (se aplica en todos los niveles).
  - **Project factor  $K_P$** : Madurez del programa y nivel de confianza en las especificaciones (definido a nivel sistema).
  - **Qualification Test Factor  $K_Q$** : Aplicado para satélites (las cargas de calificación se consideran durante el proceso de dimensionado).
  - **Local Design Factor  $K_{LD}$** : Cuando el dimensionado o el modelado a nivel local es complejo.
  - **Margin Policy Factor  $K_{MP}$** : Solo para lanzadores. Utilizado para asegurar confianza en el diseño (falta de conocimiento de los modos de fallo, efectos de interacción de cargas; zonas no testadas).

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

#### Carga de Yield (ECSS-E-ST-32-10C):

- Carga de Yield:
- Incertidumbres:
  - Factor de seguridad de yield, FOSY (yield design *factor of safety*): asegura baja probabilidad de deformación permanente (*yielding*) durante carga a nivel DLL.

#### Carga Última (ECSS-E-ST-32-10C):

- Carga de Yield:
- Incertidumbres:
  - Factor de seguridad último, FOSU (Ultimate design *factor of safety*): asegura baja probabilidad de fallo (rotura) durante carga a nivel DLL.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

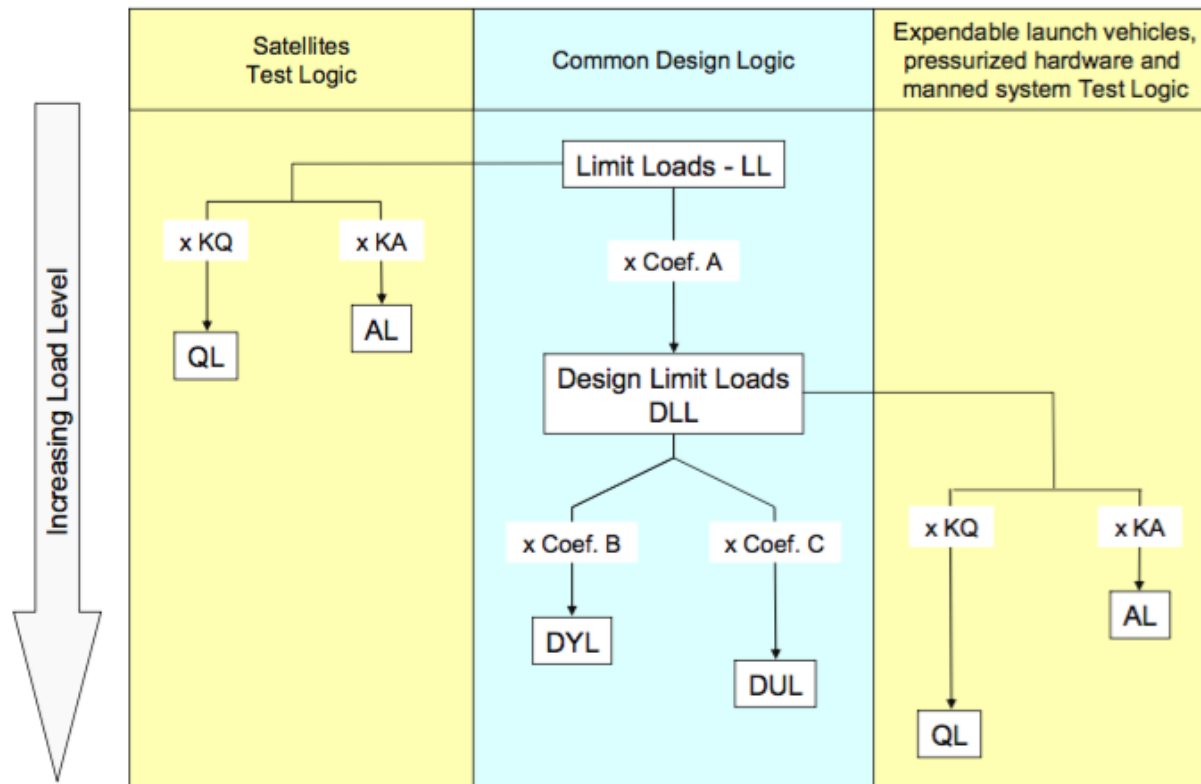


Figure 4-1: Logic for Factors of Safety application

Satélites (no tripulados):

**Coef. A (design factor):**

$$\text{Coef. A} = KQ \times K_P \times K_M$$

**Coef. B:**

$$\text{Coef. B} = \text{FOSY} \times K_{LD}$$

**Coef. C:**

$$\text{Coef. C} = \text{FOSU} \times K_{LD}$$

Lanzadores y hardware presurizado:

**Coef. A (design factor):**

$$\text{Coef. A} = K_P \times K_M$$

**Coef. B:**

$$\text{Coef. B} = \text{FOSY} \times K_{MP} \times K_{LD}$$

**Coef. C:**

$$\text{Coef. C} = \text{FOSU} \times K_{MP} \times K_{LD}$$

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

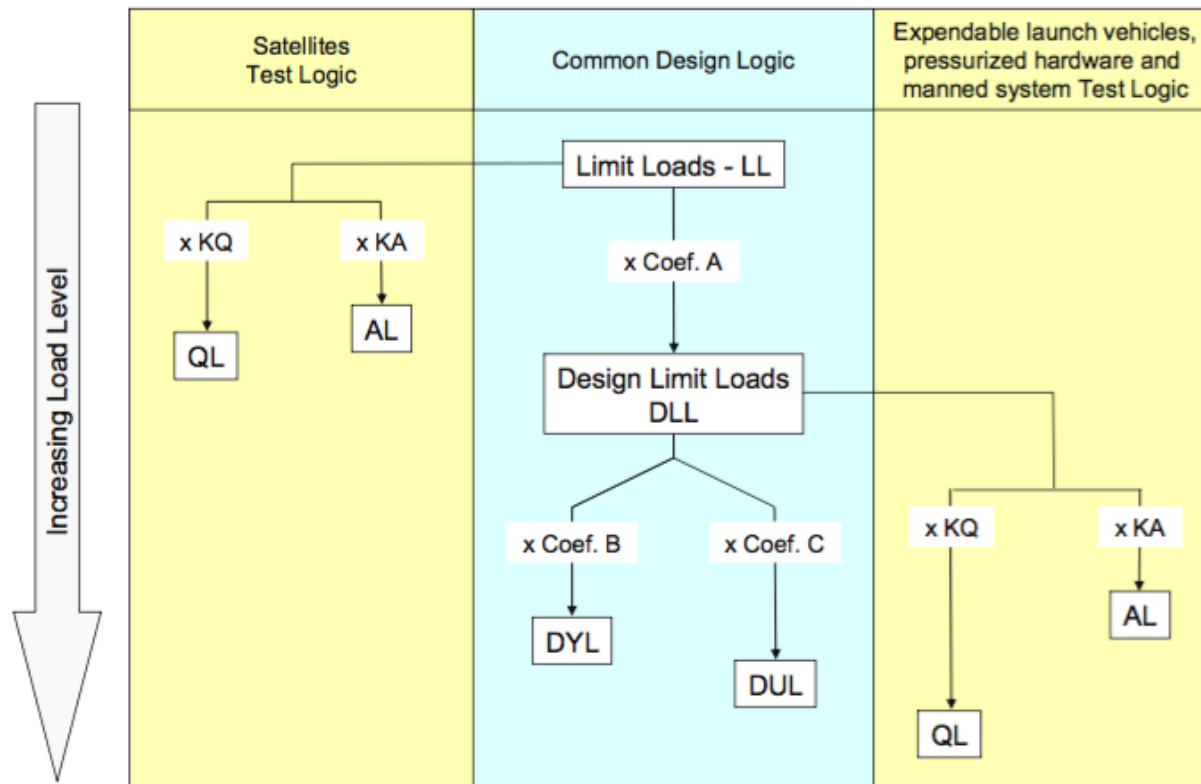


Figure 4-1: Logic for Factors of Safety application

Sistemas tripulados:

**Coef. A (design factor):**

$$\text{Coef. A} = K_P \times K_M$$

**Coef. B:**

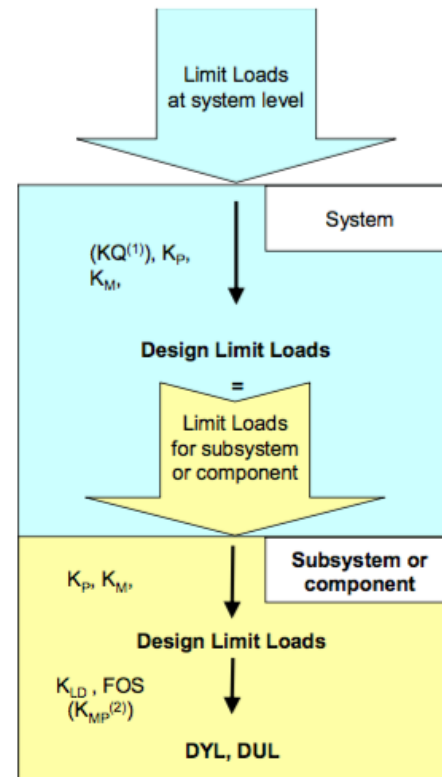
$$\text{Coef. B} = \text{FOSY} \times K_{LD}$$

**Coef. C:**

$$\text{Coef. C} = \text{FOSU} \times K_{LD}$$

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

Las cargas de diseño (DLL) computadas a cada nivel de sistema deben ser utilizadas como cargas límite (LL) para computar las cargas de diseño del siguiente nivel inferior (subsistema o componente)



$KQ^{(1)}$ : for satellite  
 $K_{MP}^{(2)}$ : for launch vehicles

Figure 4-2: Analysis tree

Load type	Requirement		
	Vehicle	$KQ$	$KA$
Global flight loads	Satellite	1.25 (a)	1
	Launch vehicle	1.25 (corrected) (b)	1 or $J_P$ ( $J_P = 1.05$ to $1.10$ ) (c)
	Man-rated S/C	Launch loads	1.2
		On orbit loads	
Dynamic local loads	Satellite/Launch vehicle	1.25	N/A
Hoisting loads (d)	Satellite	2	N/A
Hoisting loads (fail safe) (e)	Satellite	1	N/A
Storage and transportation loads	Local transportación and storage	2	N/A
	Other transportación loads	1.4	
Thermal loads	Satellite/Launch vehicle	1	1

(a) A higher value can be specified by the Launch Vehicle Authority or the customer

(b) Corrected  $KQ$  (takes into account manufacturing variability and difficulties of having test conditions fully representative of flight conditions)

(c) Parameter  $J_P$  is the proof factor for pressurized structures

(d) National laws can specify higher values.

(e) Fail safe means in case of loss of one of the hoisting slings

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: Factores de seguridad

#### Factores de seguridad

	Factor de Seguridad		
	Yield	Último	Pandeo
<b>Materiales metálicos</b>	<b>1.25</b>	<b>1.5</b>	<b>2.0</b>
<b>Materiales no metálicos</b>	<b>1.5</b>	<b>2.0</b>	<b>2.0</b>
<b>Insertos y uniones</b>	<b>1.5</b>	<b>2.0</b>	<b>---</b>

#### Margen de seguridad (MOS, *Margin of Safety*)

$$\text{MOS} = \frac{\text{Allowable load (or stress)}}{\text{Design load (or stress)}} - 1 \geq 0$$

Para satisfacer los criterios de diseño





## FOS FOR METALLIC, FRP, SANDWICH, GLASS AND CERAMIC STRUCTURAL PARTS

Structure type	Vehicle	Requirements			
		FOSY	FOSU	FOSY verification by analysis only	FOSU verification by analysis only
Metallic parts	Satellite	1,1	1,25	1,25	2,0
	Launch vehicle	1,1	1,25	See Note <sup>c</sup>	2,0
	Man-rated S/C				
	Launch On Orbit	1,25 1,1	1,4 1,5	See Note <sup>c</sup>	See Note <sup>c</sup>
FRP parts (away from discontinuities)	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	2,0
	Man-rated S/C				
	Launch On Orbit	N/A N/A	1,5 2,0	N/A N/A	See Note <sup>c</sup>
FRP parts (discontinuities) <sup>a</sup>	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	2,0
	Man-rated S/C	N/A	2,0 <sup>b</sup>	N/A	See Note <sup>c</sup>
Sandwich parts: - face wrinkling - intracell buckling - honeycomb shear	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	2,0
	Man-rated S/C	N/A	1,4	N/A	See Note <sup>c</sup>
Glass and ceramic structural parts	Satellite	N/A	2,5	N/A	5,0
	Launch vehicle	N/A	See Note <sup>c</sup>	N/A	See Note <sup>c</sup>
	Man-rated S/C	N/A	3,0	N/A	See Note <sup>c</sup>
a e.g.: holes, frames, reinforcements, steep change of thickness.					
b This value is for consistency with NASA-STD-5001 and already include a KLD factor.					
c No commonly agreed value within the space community can be provided.					



## FOS FOR JOINTS, INSERTS AND CONNECTIONS

Structure type	Vehicle	Requirements			
		FOSY	FOSU	FOSY verification by analysis only	FOSU verification by analysis only
Joints and inserts: <sup>a</sup> - Failure - Gapping - Sliding	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
		N/A	N/A	1,25	N/A
		N/A	N/A	1,25	N/A
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	N/A
		1,1	N/A		
	Man-rated S/C	1,1	N/A	See Note <sup>c</sup>	See Note <sup>c</sup>
Elastomer system and elastomer to structure connection <sup>b</sup>	Satellite	See Note <sup>c</sup>	1,4		
		See Note <sup>c</sup>	1,4	See Note <sup>c</sup>	See Note <sup>c</sup>
	Launch vehicle	See Note <sup>c</sup>	1,4		
Elastomer system and elastomer to structure connection <sup>b</sup>	Satellite	See Note <sup>c</sup>	2,0	See Note <sup>c</sup>	See Note <sup>c</sup>
	Launch vehicle	See Note <sup>c</sup>	2,0	See Note <sup>c</sup>	See Note <sup>c</sup>
<p><sup>a</sup> These factors are not applied on the bolts preload – see threaded fasteners guidelines handbook (ECSS-E-HB-32-23).</p> <p><sup>b</sup> Analysis and test are performed to show that the possible non linear dynamic behaviour of the elastomer does not jeopardize the satellite strength and alignment.</p> <p><sup>c</sup> No commonly agreed value within the space community can be provided.</p>					

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Requisito de Masa

- El medio de lanzamiento, la órbita seleccionada y la etapa final de la misión fijan el peso admisible.
- El requisito de masa de la estructura suele ser muy restrictivo debido a la incidencia que tiene en el coste de desarrollo y, fundamentalmente, en el coste de lanzamiento del satélite.
- La fabricación de satélites no es un proceso en serie y, en consecuencia, no es viable establecer una correlación que permita estimar la masa.
- Indicativamente, la estructura del vehículo espacial y el adaptador se llevan típicamente del 10% al 20% del peso en vacío del vehículo (peso total menos peso del combustible).
- El incremento de peso debido a elementos de unión y herrajes puede estimarse en un 10%.
- El presupuesto de masa inicial va evolucionando, normalmente al alza, con el estado de madurez del diseño.
- Cuando el diseño del subsistema estructura finaliza, los pesos definidos sustituyen a los pesos estimados.

### 3. ANÁLISIS DE REQUISITOS: requisitos mecánicos

#### Requisito de Masa

- El medio de lanzamiento, la órbita seleccionada y la etapa final de la misión fijan el peso admisible.
- El requisito de masa de la estructura suele ser muy restrictivo debido a la incidencia que tiene en el coste de desarrollo y, fundamentalmente, en el coste de lanzamiento del satélite.
- La fabricación de satélites no es un proceso en serie y, en consecuencia, no es viable establecer una correlación que permita estimar la masa.
- Indicativamente, la estructura del vehículo espacial y el adaptador se llevan típicamente del 10% al 20% del peso en vacío del vehículo (peso total menos peso del combustible).
- El incremento de peso debido a elementos de unión y herrajes puede estimarse en un 10%.
- El presupuesto de masa inicial va evolucionando, normalmente al alza, con el estado de madurez del diseño.
- Cuando el diseño del subsistema estructura finaliza, los pesos definidos sustituyen a los pesos estimados.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

El diseño estructural debe considerar diferentes opciones de materiales, tipos de estructuras y métodos de construcción, comparando entre ellos para minimizar peso y costo.

### Configuración estructural (I)

- En la mayoría de los lanzadores están definidas de una forma estándar las interfaces mecánicas con el vehículo espacial y el sistema de suelta. A través de estos puntos de conexión se distribuyen las aceleraciones a los distintos subsistemas, mediante unos determinados caminos de carga.
- La estructura del vehículo generalmente consta de un elemento central que soporta la carga, tal como un cilindro o tronco de cono, rodeado de paneles externos que conforman un cubo o un prisma.
- Los paneles externos se suelen unir al tubo central por medio de paneles de cortadura y, finalmente, el cubo o prisma se cierra con plataformas o suelos.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Configuración estructural (II)

- El volumen interior del tubo central suele alojar tanques de combustible unidos al tubo mediante barras o anillos, así como el motor de apogeo del satélite.
- El tubo central junto con los paneles de cortadura constituyen la estructura primaria, siendo el paso principal de carga y proporcionando la rigidez global al satélite.
- Las plataformas y paneles exteriores constituyen la estructura secundaria y proporcionan las interfaces para equipos, apéndices fijos o desplegables, tales como, paneles solares, antenas, etc.
- El cilindro o cono central se diseña normalmente utilizando sandwich metálico o de fibra de carbono, pegado y atornillado o remachado a sendos anillos metálicos en los extremos.
- La utilización de materiales compuestos ofrece la ventaja adicional de permitir diseñar laminados casi unidireccionales que aportan elevadas propiedades mecánicas a unas estructuras solicitadas fundamentalmente con cargas axiales de tracción y de compresión.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Configuración estructural (III)

- Otra opción de diseño de la estructura primaria de un satélite, son las denominadas estructuras monocasco y semimonocasco, se trata de revestimientos metálicos sin reforzar o reforzados con rigidizadores longitudinales (larguerillos) y/o circunferenciales (cuadernas), respectivamente.
- Alternativamente, como solución de diseño, pueden definirse los caminos de carga mediante barras, formando una retícula, o combinaciones de todas ellas.
- El objetivo es diseñar la estructura satisfaciendo los requisitos geométricos, de resistencia, de rigidez y de masa de la forma más eficiente posible.



## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Configuración estructural (IV)

- La estructura secundaria, constituida básicamente por paneles que han de soportar vibraciones acústicas y cargas normales al plano del panel elevadas, se diseña utilizando estructuras de tipo sandwich, bien metálico o de fibra de carbono, dependiendo de requisitos de estabilidad, conductividad térmica, etc.
- Para fijar los diferentes elementos estructurales se utilizan uniones adhesivas, mecánicas o soldadas.
- Una parte considerable del peso estructural se lo llevan los herrajes utilizados para transmitir las cargas de un elemento a otro.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Configuración estructural (V)

- La mayoría de las estructuras de material compuesto necesitan herrajes metálicos apropiados como elementos de unión. La resistencia de la unión depende del proceso y normalmente exige un programa de desarrollo.
- Alternativamente, las uniones mecánicas, realizadas normalmente con tornillos o remaches, producen concentraciones de esfuerzos que pueden conducir al fallo a niveles de carga más bajos que los nominales, dependen del control del proceso de instalación y requieren así mismo inspección y ensayos.



## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Configuración estructural (VI)

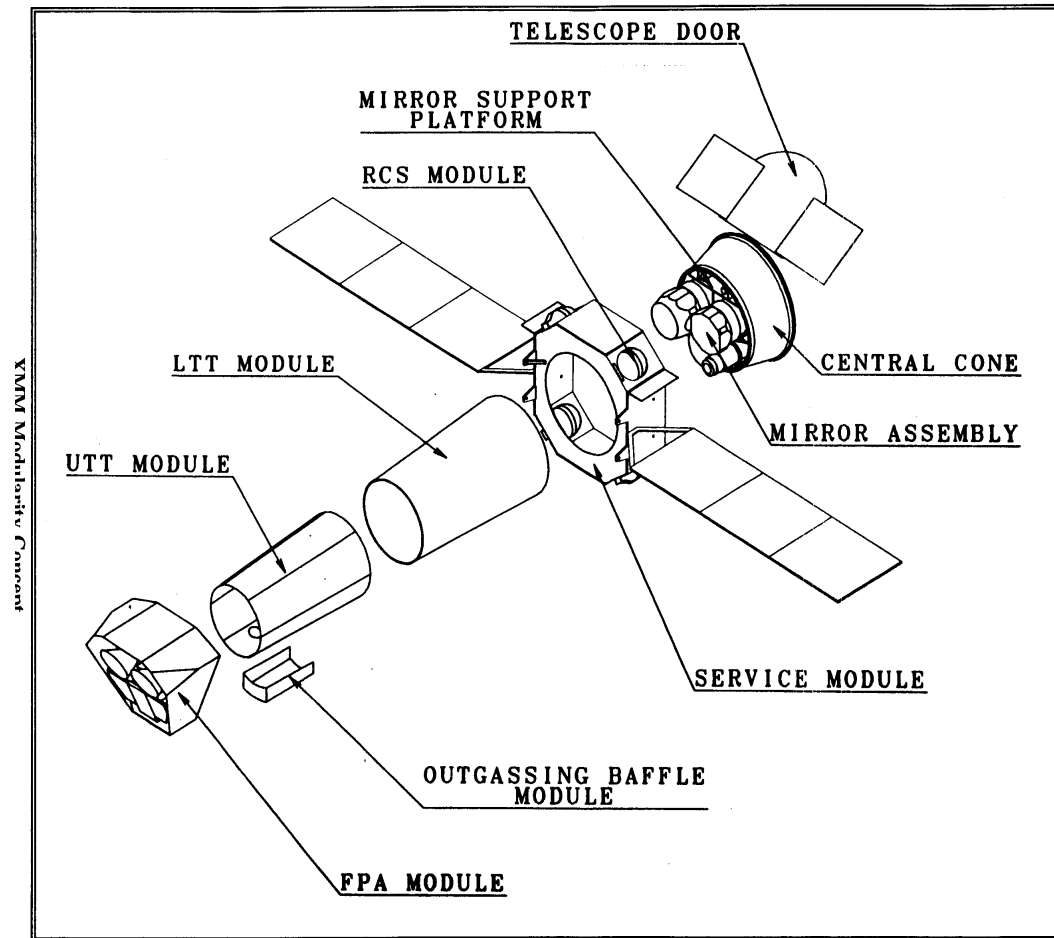
- Finalmente, las uniones por soldadura son aplicables a la mayoría de las aleaciones de aluminio, pero el calentamiento puede rebajar la resistencia considerablemente. Si se necesita rigidez más que resistencia puede optarse por la soldadura en vez de unión mecánica. Este proceso también requiere un adecuado control y ensayos. No obstante, hay que indicar que su uso es poco habitual en la industria espacial.
- En los paneles de tipo sandwich hay que diseñar con cuidado los puntos de introducción de carga, para conseguir una adecuada distribución de ésta.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (I):

#### XMM (X-Ray Multi-Mirror):

Satélite científico de la Agencia Espacial Europea (ESA) de 3900 kilogramos de peso, estabilizado en los tres ejes, que tiene como misión la observación de la radiación X débil del espectro electromagnético.



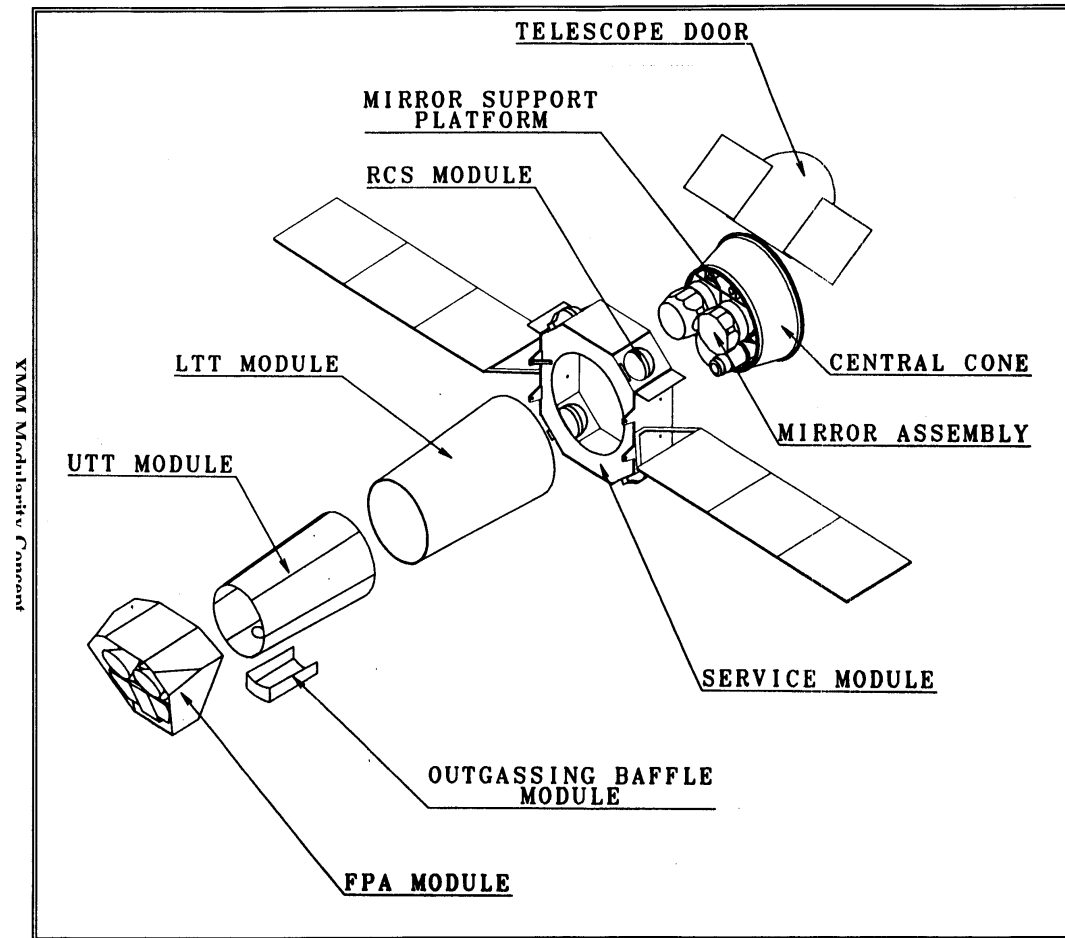
## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (I):

#### XMM (X-Ray Multi-Mirror):

Está constituido por los siguientes componentes:

- Módulo de Servicio
- Plataforma Soporte de Espejos
- Tubo del Telescopio
- Plataforma del Plano Focal



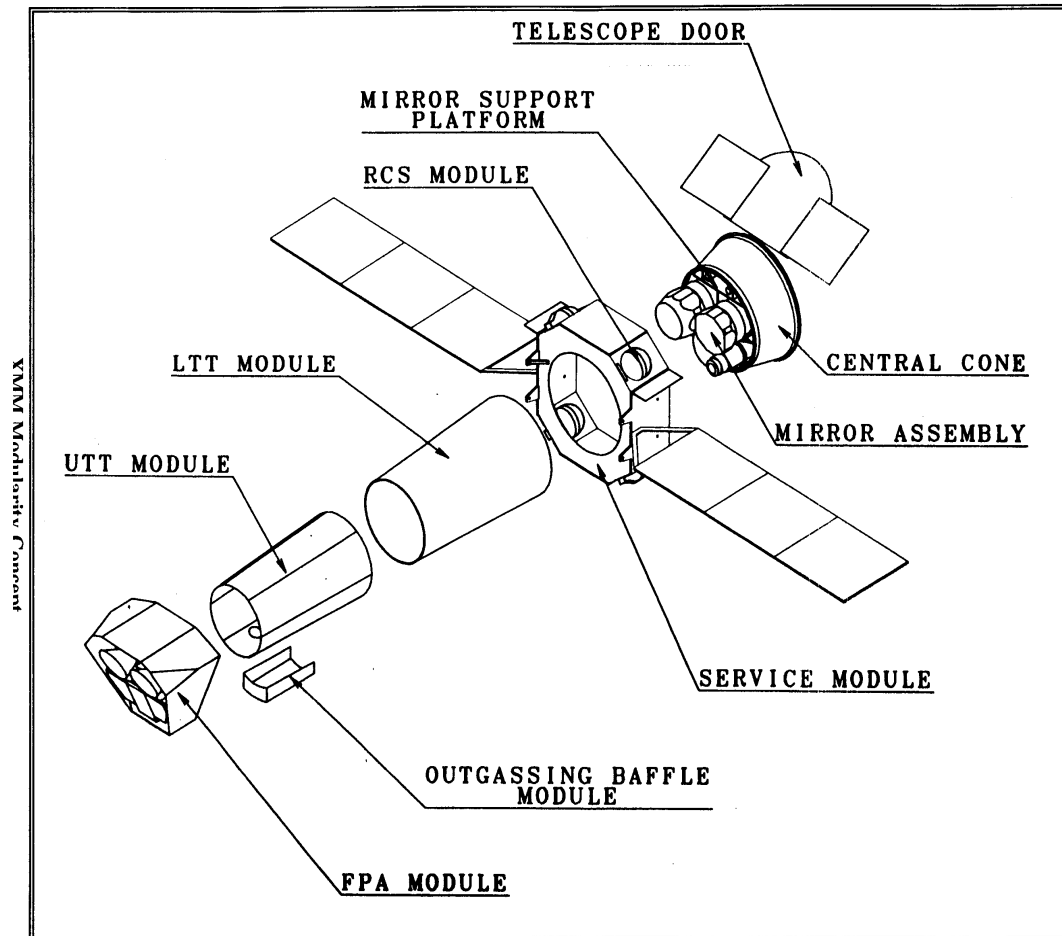
## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (I):

#### XMM (X-Ray Multi-Mirror):

##### Módulo de Servicios:

constituido por un tubo central cónico fabricado en sandwich con pieles de fibra de carbono y núcleo metálico de nido de abeja, unido en sus extremos a sendos anillos de aluminio que proporcionan la interfaz con el adaptador al lanzador y con el tubo del telescopio;

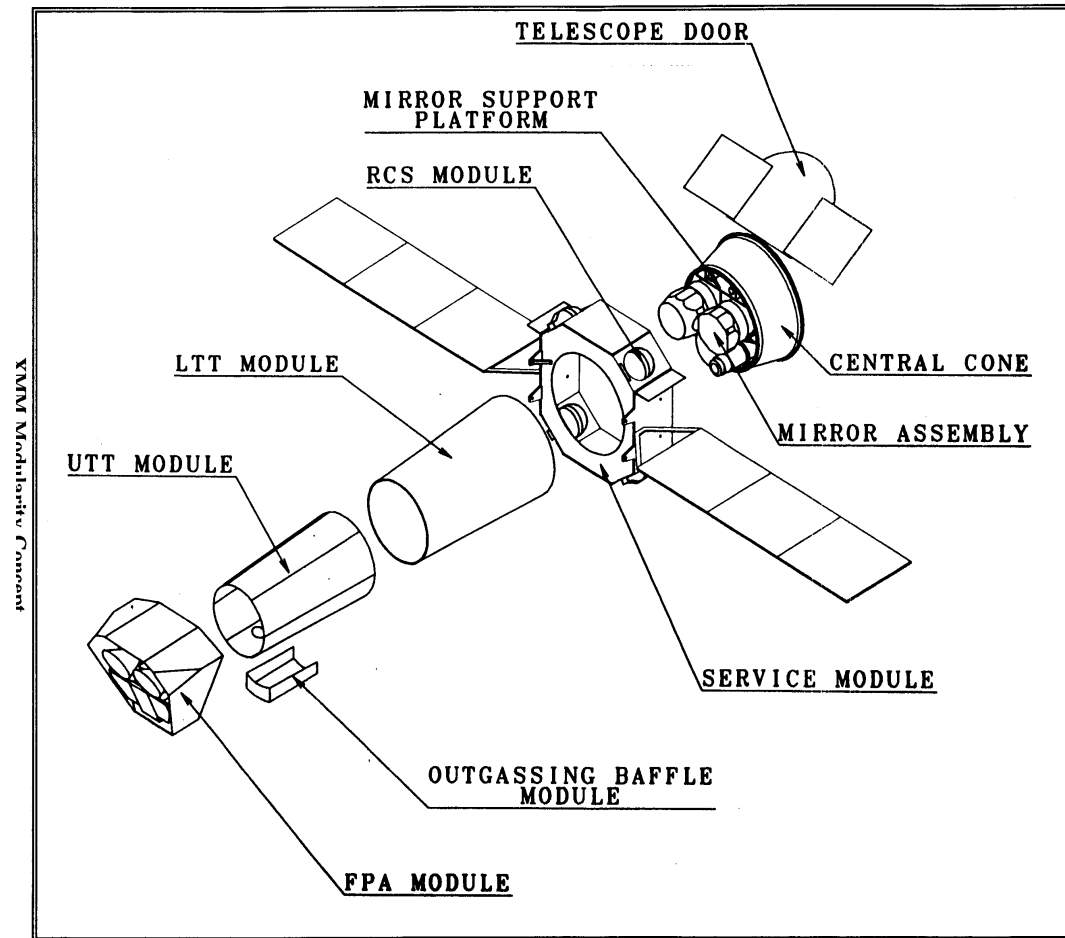


## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (I):

#### XMM (X-Ray Multi-Mirror):

Plataforma Soporte de Espejos: sandwich de gran espesor, de pieles de fibra de carbono y núcleo metálico, que va ubicada en el interior del cono del Módulo de Servicios y da acomodo a los módulos de espejos del telescopio.

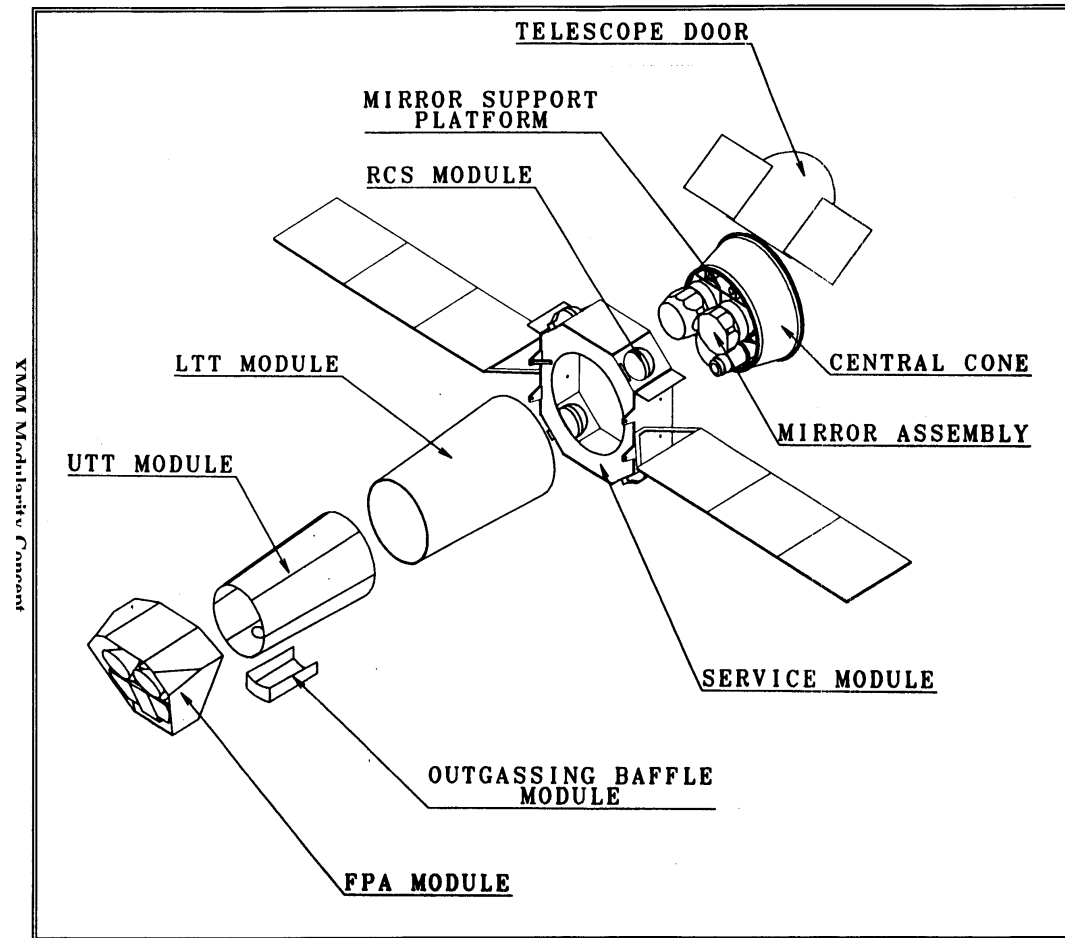


## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (I):

#### XMM (X-Ray Multi-Mirror):

El Tubo del Telescopio: es una estructura ligeramente cónica, fabricada en sandwich de fibra de carbono, que proporciona la posición relativa necesaria entre la Plataforma del Plano Focal y la Plataforma Soporte de Espejos.



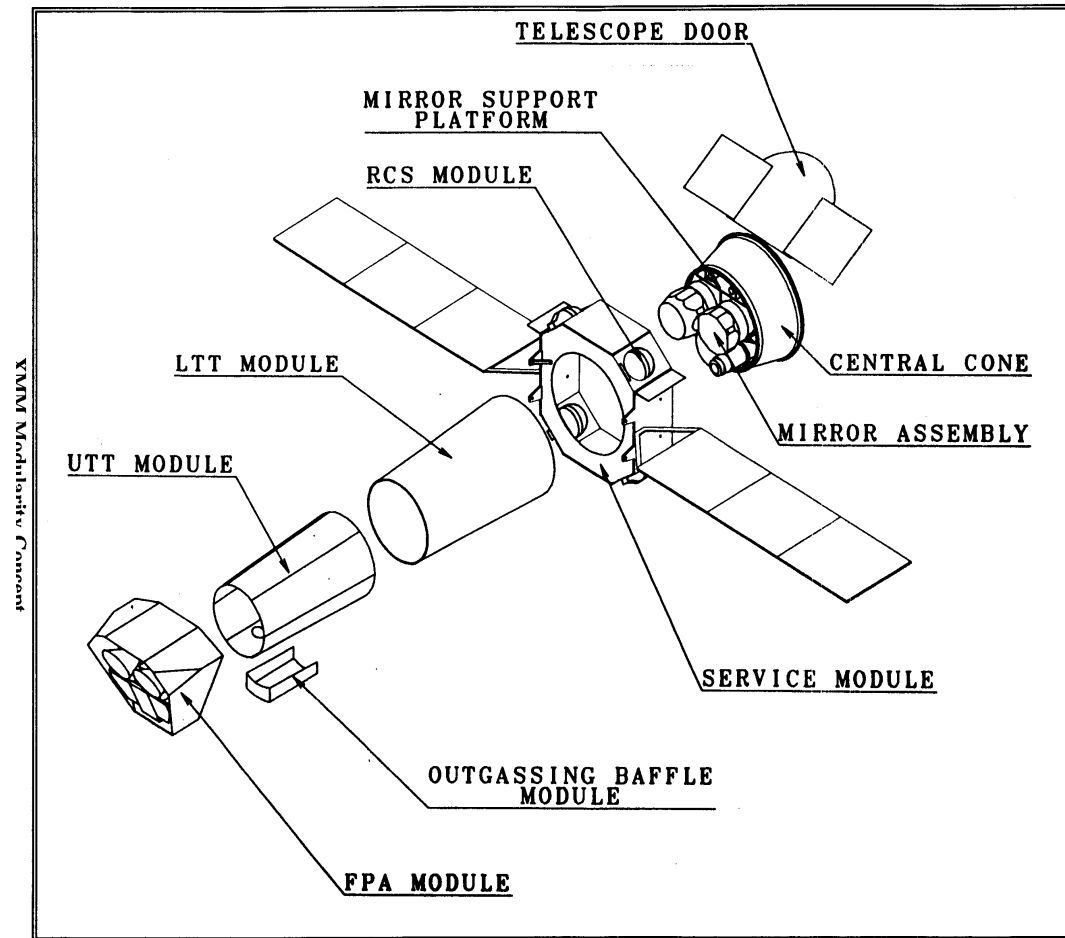


## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (I):

#### XMM (X-Ray Multi-Mirror):

Plataforma del Plano Focal:  
sandwich de gran espesor, de pieles de fibra de carbono y núcleo metálico de nido de abeja, que da soporte a cámaras de precisión, sensores y unidades electrónicas. Está rodeada de paneles aligerados, fabricados en sandwich de fibra de carbono, que actúan como radiadores y escudos solares.





## 4. DISEÑO PRELIMINAR

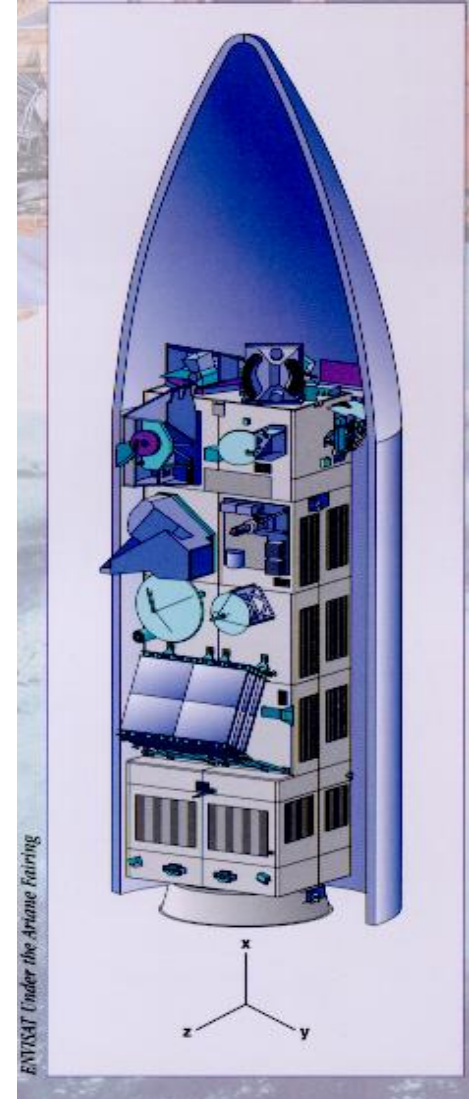
### Ejemplos (II):

#### PLATAFORMA POLAR:

Satélite de observación de la Tierra, estabilizado en los tres ejes, cuya primera misión, ENVISAT, va encaminada a explicar la naturaleza de los cambios observados en la tierra, el mar y la atmósfera.

Envisat con más de 8 toneladas de peso y 10 metros de envergadura es el mayor satélite de la Agencia Europea del Espacio, lanzado con Ariane 5, opera en órbita polar.

Está constituido por los siguientes componentes: Módulo de Servicios, Módulo de Propulsión y Módulo de Carga Útil



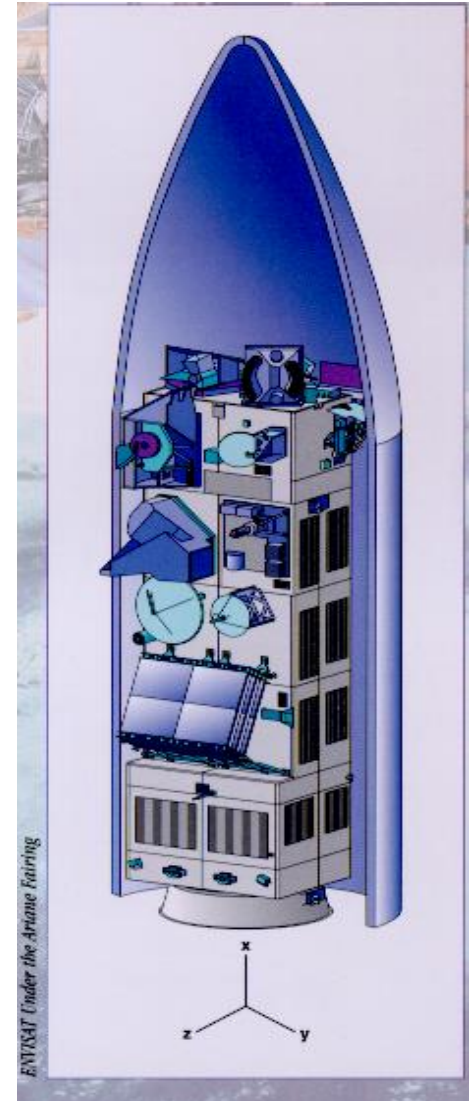
## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (II):

#### PLATAFORMA POLAR:

El Módulo de Servicios está formado por un tronco de cono central fabricado, en parte, en sandwich de nido de abeja con pieles de fibra de carbono y núcleo de aluminio, y el resto es un revestimiento de aluminio que actúa como radiador.

El tubo central está rodeado de paneles soporte de equipos, dispuestos en forma de caja que se unen al cono por medio de paneles de cortadura y de plataformas, todos ellos de tipo sandwich de nido de abeja de aleación de aluminio. En el interior del cono va alojada una placa circular de aluminio que da soporte a las pesadas baterías.



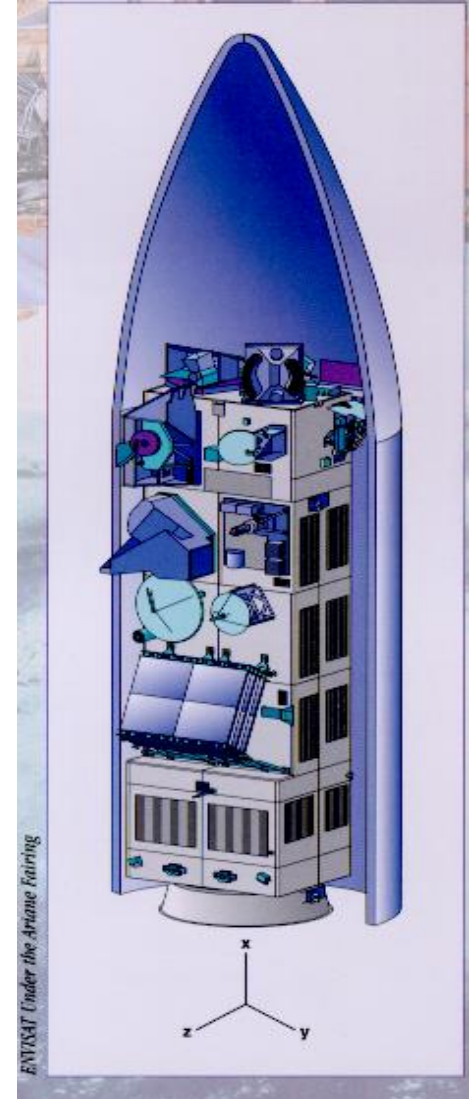
## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (II):

#### PLATAFORMA POLAR:

El Módulo de Propulsión es un forjado de aluminio mecanizado que aloja en su interior los tanques de combustible y que proporciona continuidad estructural entre el Módulo de Servicios y el Módulo de Carga Útil.

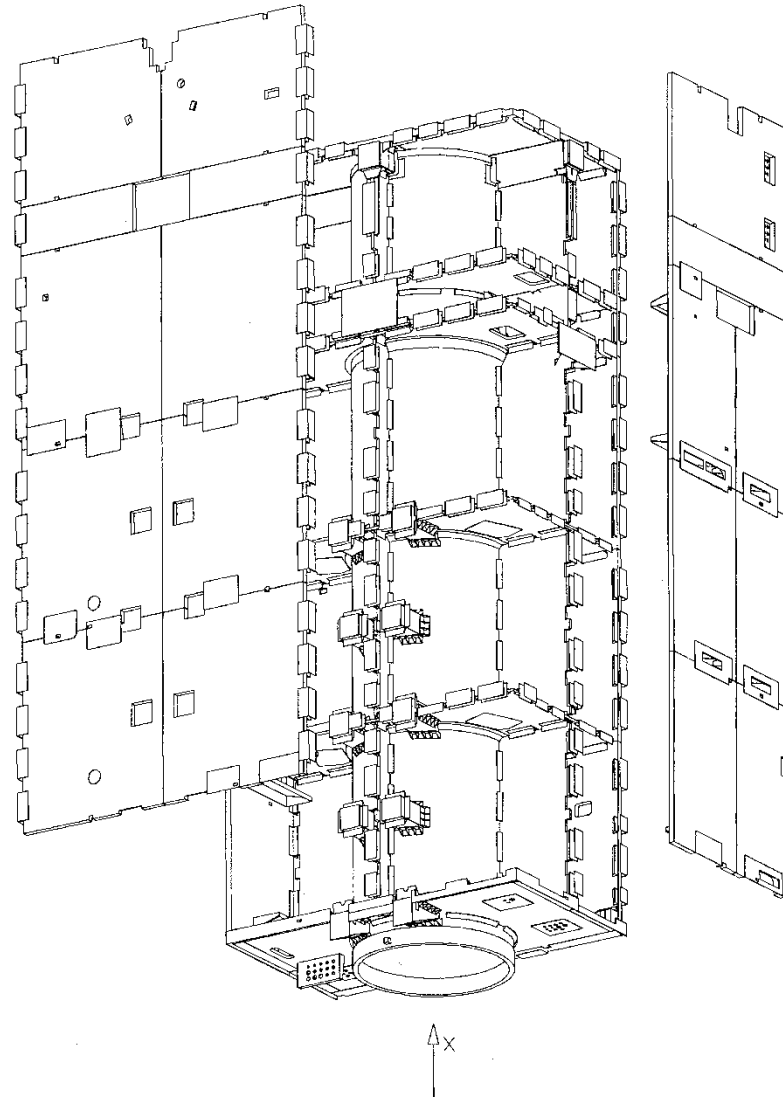
El Módulo de Carga Útil está formado por un tubo central cilíndrico de sandwich de nido de abeja con pieles de fibra de carbono y núcleo de aluminio, rodeado de paneles exteriores dispuestos en forma de caja que soportan los instrumentos específicos de la misión y la electrónica asociada; estos paneles se unen al cilindro central por medio de paneles de cortadura y de suelos o plataformas horizontales. La estructura de todos los paneles es, así mismo, de tipo sandwich con pieles de fibra de carbono y núcleo de aluminio.



## 4. DISEÑO PRELIMINAR

Ejemplos (II):

PLATAFORMA POLAR



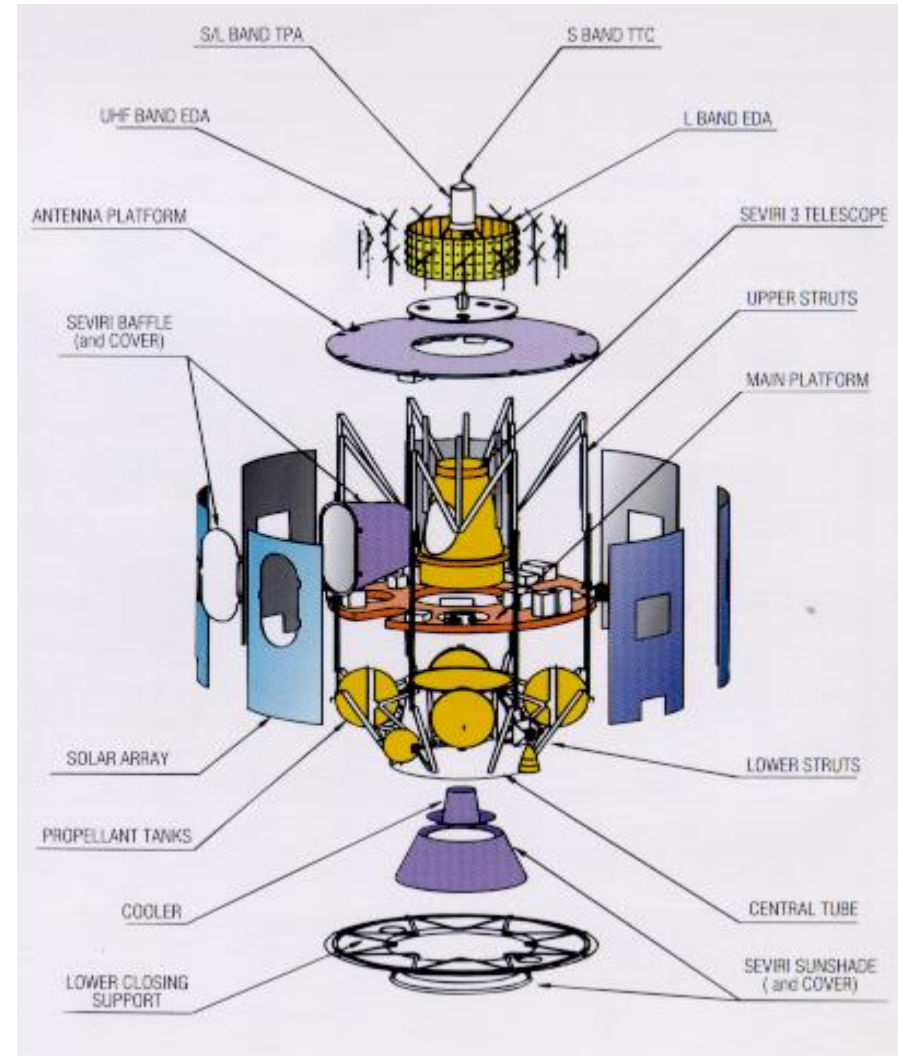


## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (III):

#### METEOSAT:

Son una serie de satélites de observación meteorológica que proporcionan fotografías de la Tierra y de su atmósfera, de forma prácticamente continua, permitiendo elaborar modelos matemáticos de la atmósfera terrestre que posibilitan hacer predicciones meteorológicas a largo plazo cada vez más precisas.



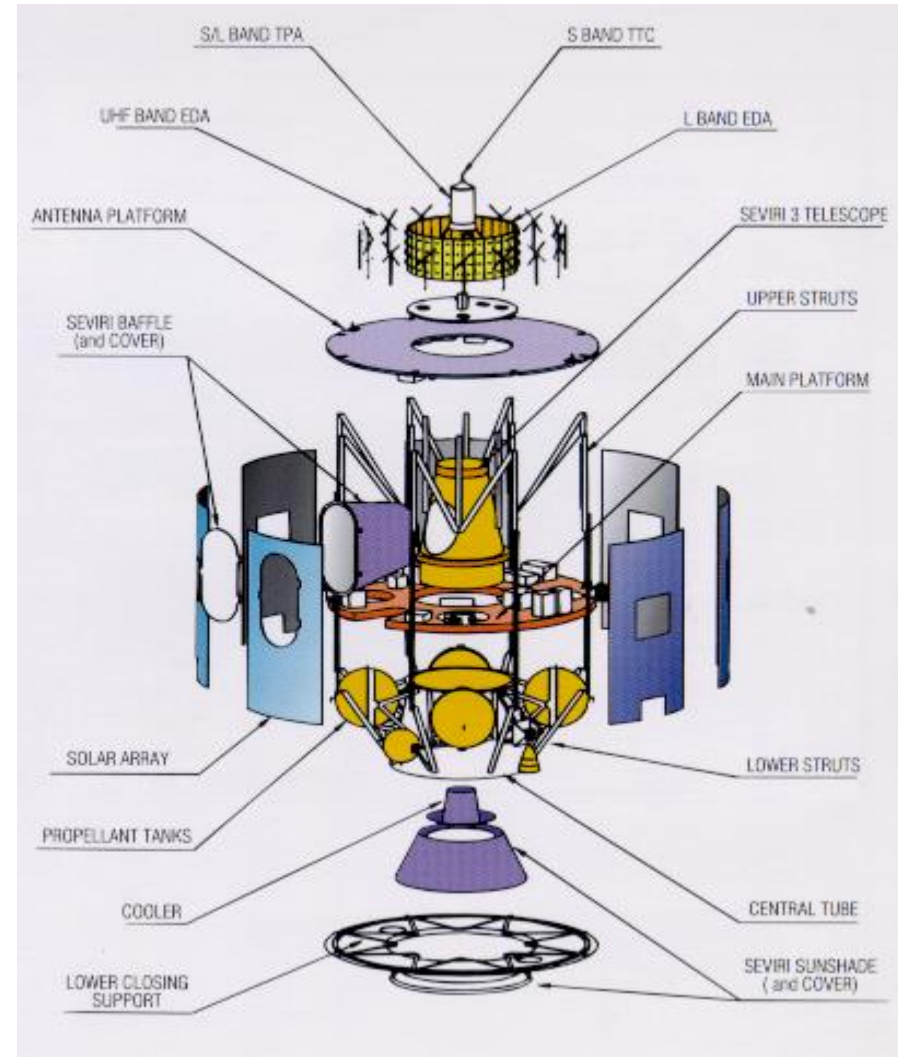
## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (III):

#### METEOSAT:

El último desarrollo de la serie corresponde a la segunda generación de Meteosat que es un satélite de 2000 kilogramos de peso, estabilizado en espín, que opera en órbita geoestacionaria.

La ESA es responsable del desarrollo de estos satélites, si bien, la organización EUMETSAT lo es de su explotación comercial.

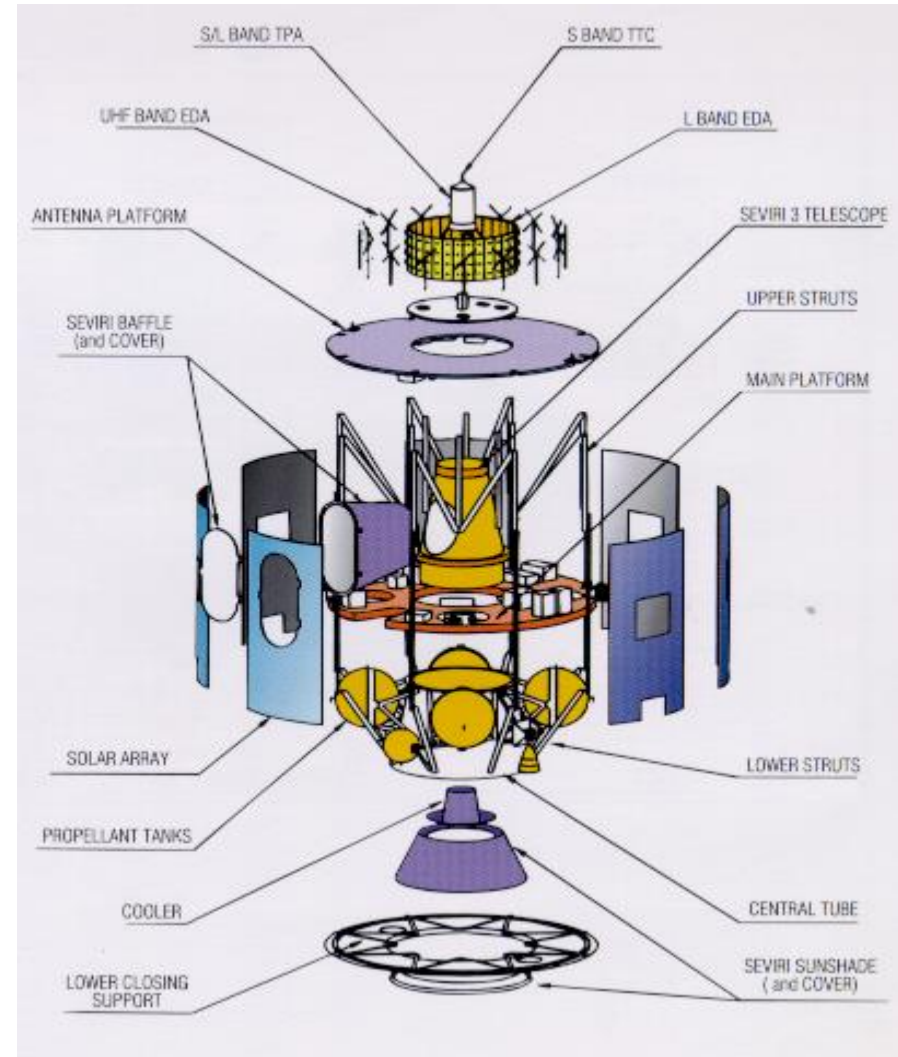


## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Ejemplos (III):

#### METEOSAT:

Componentes estructurales: un tubo central cónico, sendas plataformas soporte de equipos y de antenas respectivamente, y barras de amarre de los tanques de combustible, así como barras de unión mecánica de ambas plataformas que alojan al telescopio SEVIRI, principal instrumento de la misión.





## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Selección de Materiales

Los materiales utilizados en el diseño de la estructura de satélites se seleccionan fundamentalmente atendiendo a sus características mecánicas:

- resistencia,
- rigidez,
- densidad,
- coeficiente de expansión térmica,
- conductividad,
- resistencia a la corrosión,
- tenacidad,
- etc;

También se tienen en cuenta otros aspectos como la facilidad de fabricación, disponibilidad en el mercado y costo.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Selección de Materiales:

Los materiales más utilizados son las aleaciones de aluminio y los materiales compuestos, fundamentalmente los de fibra de carbono. Para algunas aplicaciones concretas, se utilizan otras fibras como, por ejemplo, las de vidrio.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Selección de Materiales: Materiales metálicos

- Las aleaciones de aluminio se utilizan profusamente por ser ligeras y por sus buenas prestaciones mecánicas tanto en rigidez como en resistencia, así mismo, se mecanizan con facilidad y su coste es relativamente bajo.

En el mercado existen muchos tipos de aluminio con diferentes tratamientos térmicos que los hacen apropiados para cada aplicación particular.

- En situaciones en que se requieran propiedades de resistencia altas y bajo coeficiente de expansión térmica, se suele utilizar titanio.

Una ventaja adicional de la utilización de materiales metálicos es que no necesitan ensayos de caracterización mecánica, hay una amplia base de datos con sus propiedades estadísticamente garantizadas.

La principal fuente de datos son las Normas MIL.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Selección de Materiales: Materiales compuestos

Los materiales compuestos son bastante más ligeros que las aleaciones de aluminio, existe la posibilidad de elegirlos de alto módulo de elasticidad o de alta resistencia, por otra parte, debido a las propiedades unidireccionales de la fibra son versátiles permitiendo diseñar laminados con las propiedades deseadas en cada dirección y, además, tienen un coeficiente de expansión térmica muy bajo.

El contrapunto negativo es que son caros, de fabricación costosa y requieren ensayos de desarrollo para caracterizarlos mecánicamente.

El berilio ya no se usa por tóxico

Otros materiales como acero, berilio o magnesio se pueden considerar para aplicaciones muy particulares, pero, en todo caso, se utilizan raramente en la industria aeroespacial.

Material	Advantages	Disadvantages
Aluminium	<ul style="list-style-type: none"> <li>• High strength vs. weight</li> <li>• Ductile; tolerant of concentrated stresses</li> <li>• Easy to machine</li> <li>• Low density; efficient in compression</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Relatively low strength vs. Volumen</li> <li>• Low hardness</li> <li>• High coefficient of thermal expansion</li> </ul>
Steel	<ul style="list-style-type: none"> <li>• High strength</li> <li>• Wide range of strength, hardness, and ductility obtained by treatment</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Not efficient for stability (high density)</li> <li>• Most are hard to machine</li> <li>• Magnetic</li> </ul>
Heat-resistant (chrome nickel austenitic alloys, stainless steel, molybdenum titanium alloys, etc)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• High strength vs. volume</li> <li>• Strength retained at high temperatures</li> <li>• Ductile</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Not efficient for stability (high density)</li> <li>• Not as hard as some steels</li> </ul>
Magnesium	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Low density (very efficient for stability)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Susceptible to corrosion</li> <li>• Low strength vs. Volume</li> </ul>
Titanium	<ul style="list-style-type: none"> <li>• High strength vs. weight</li> <li>• Low coefficient of thermal expansion</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Hard to machine</li> <li>• Poor fracture toughness if solution treated and aged</li> </ul>

Material	Advantages	Disadvantages
Beryllium	<ul style="list-style-type: none"> <li>• High stiffness vs. density</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Low ductility &amp; fracture toughness</li> <li>• Low short transverse properties</li> <li>• Toxic</li> </ul>
Composite	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Can be tailored for high stiffnessw, high strength, and extremely low coefficient of termal expansión</li> <li>• Low density</li> <li>• Good in tensión (e.g. pressurized tanks)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Costly for low production volumen (requires development program)</li> <li>• Strength depends on workmanship (individual proof testing)</li> <li>• Laminated composites are not as strong in compression</li> <li>• Brittle; can be hard to attach</li> </ul>

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Dimensionado Preliminar

- La estructura primaria de un vehículo espacial se dimensiona, básicamente, atendiendo a requisitos de rigidez y de resistencia.
- Se diseña por encima de una frecuencia umbral para evitar acoplamiento dinámico con el lanzador y así minimizar las cargas transmitidas al satélite durante el lanzamiento.
- Asimismo, la estructura se dimensiona para soportar todas las cargas especificadas sin deformaciones permanentes, analizando todos los modos de fallo potenciales de cualquier elemento estructural, con la exigencia de obtener márgenes de seguridad positivos.



## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Dimensionado Preliminar: Análisis de rigidez

- La estimación del comportamiento dinámico de la estructura requiere determinar sus frecuencias propias.
- Esta estimación puede hacerse inicialmente con cálculos manuales, representando el vehículo o los componentes mediante vigas equivalentes, que simulen las propiedades de masa y rigidez.

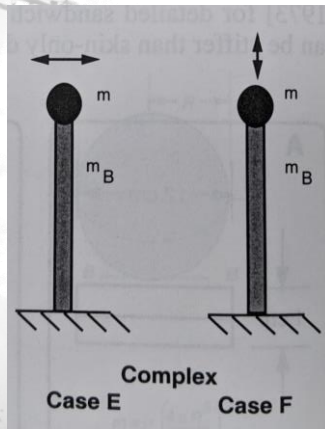
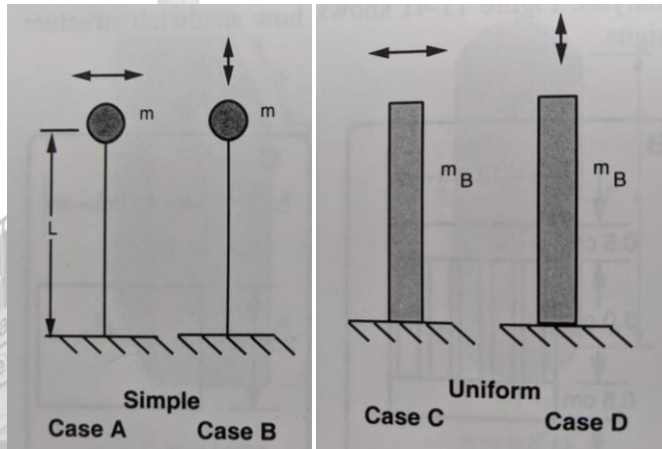
Si consideramos solo la primera frecuencia natural, una estructura puede idealizarse como un sistema masa-muelle (SDOF).

$$f_{nat} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}$$

$$k = \frac{mg}{\delta}$$

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

Reduzco la estructura de mi satélite a un sist masa muelle con un solo GDL EMPOTRADO al lanzador. Saco la 1 frec para comportamiento axial y lateral y las comparo con las del lanzador.



<b>CASE A:</b> Lateral Beam $m_B = 0 \quad T_p = m$ $\delta = 0.333 \left( \frac{mL^3}{EI} \right) ng$ $f_{nat} = 0.276 \sqrt{\frac{EI}{mL^3}}$	<b>CASE C:</b> Lateral Beam $m_B \neq 0 \quad T_p = 0$ $\delta = 0.125 \left( \frac{m_B L^3}{EI} \right) ng$ $f_{nat} = 0.560 \sqrt{\frac{EI}{m_B L^3}}$	<b>CASE E:</b> Lateral Beam $m_B \neq 0 \quad T_p = m$ $\delta = \delta_A + \delta_C$ $\equiv \frac{L^3}{EI} (0.333 m + 0.125 m_B) ng$ $f_{nat} = 0.276 \sqrt{\frac{EI}{mL^3 + 0.236 m_B L^3}}$
<b>CASE B:</b> Axial Beam $m_B = 0 \quad T_p = m$ $\delta = \frac{mL}{AE} ng$ $f_{nat} = 0.160 \sqrt{\frac{AE}{mL}}$	<b>CASE D:</b> Axial Beam $m_B \neq 0 \quad T_p = 0$ $\delta = 0.5 \left( \frac{m_B L}{AE} \right) ng$ $f_{nat} = 0.250 \sqrt{\frac{AE}{m_B L}}$	<b>CASE F:</b> Axial Beam $m_B \neq 0 \quad T_p = m$ $\delta = \delta_B + \delta_D \equiv \frac{L}{AE} (m + 0.5 m_B) ng$ $f_{nat} = 0.160 \sqrt{\frac{AE}{mL + 0.333 m_B L}}$

$n$  = load factor  
 $g$  = gravitational acceleration  
 $m_B$  = mass of the beam (uniformly distributed)  
 $T_p$  = tip mass  
 $I$  = area momentum of inertia of the beam's cross-section  
 $E$  = the modulus of the elasticity  
 $A$  = cross-sectional area of the beam



## 4. DISEÑO PRELIMINAR: ejemplo dimensionado

### Gemetry:

Cylinder Length: 10 m   Cylinder Diameter: 2 m   Distributed Mass: 2000 kg

### Requirements

- Envelope: Assume the S/C fits within a required launch-vehicle-fairing envelope. Also assume that satisfying rigidity requirements Will keep the S/C's deflection from violating the fairing's dynamic envelope.
- Mass: Assume 2000 kg is the total mass, including an allocation for structure.
- Load factors: Axial = 2.5 (steady-state) + 4.0 (Transient) = 6.5, Lateral = 3.0
- Rigidity: First axial frequency must be above 25 Hz and first lateral (bending) frequency must be above 10 Hz.
- Pressure: An internal venting pressure has a maximum value of 6899 Pa.
- Factors of safety: 1.25 (ultimate) and 1.10 (yield)

### Material: 7075 aluminium

- Young's Modulus:  $E = 71 \cdot 10^9 \text{ N/m}^2$
- Poisson's Ratio:  $\nu = 0.33$
- Density:  $\rho = 2.8 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$
- Ultimate tensile strength:  $F_{tu} = 524 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$
- Yields tensile strength:  $F_{ty} = 448 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$

Se pide: Calcular 1as frecs ppas (en fcion del espesor y elegir un espesor tal que cumpla los requisitos

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Dimensionado Preliminar: Análisis de rigidez

- La estimación del comportamiento dinámico de la estructura requiere determinar sus frecuencias propias.
- Esta estimación puede hacerse inicialmente con cálculos manuales, representando el vehículo o los componentes mediante vigas equivalentes, que simulen las propiedades de masa y rigidez.
- Asimismo, el dimensionamiento preliminar de los paneles se realiza mediante cálculos manuales, asemejando su comportamiento dinámico al de placas equivalentes apoyadas en los bordes.
- A medida que evoluciona el diseño, se puede modelar la estructura de una forma más compleja, mediante las técnicas de elementos finitos, para obtener unas predicciones más seguras de las frecuencias y modos propios.
- Identificar las partes de la estructura con mayor energía de deformación para un modo dado y reforzar estas áreas es la forma más eficiente de rigidizar una estructura.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Dimensionado Preliminar: Análisis de resistencia

- Para cualquier condición de carga, los materiales están sometidos a tensiones normales (tracción o compresión) y/o de cortadura.
- Las cargas de tracción están limitadas por la resistencia del material utilizado.
- Este tipo de fallo se presenta raramente en un elemento primario, ya que con estructuras redundantes la carga busca caminos alternativos cuando se alcanza la zona plástica.
- Las cargas de compresión, en cambio, suelen provocar la mayoría de los fallos catastróficos por inestabilidades, bien de tipo general (pandeo de columnas o chapas) o local, en paneles delgados (crippling).
- Los fallos más comunes comienzan en zonas de unión, por lo que deben evaluarse estas posibilidades de forma conservativa.

## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### **Dimensionado Preliminar: Análisis de resistencia**

La configuración estructural seleccionada con criterios de rigidez suele ser apta para soportar las combinaciones de carga más desfavorables a que va a estar sometida a lo largo de la vida del satélite, no obstante, suele ser necesario reforzar localmente tanto el tubo central como los paneles, en las zonas de unión en las que se producen concentraciones de carga.

- La comprobación preliminar de resistencia de la estructura suele hacerse mediante cálculos manuales basados en conocimientos de Resistencia de Materiales.



## 4. DISEÑO PRELIMINAR

### Dimensionado Preliminar: Análisis de resistencia

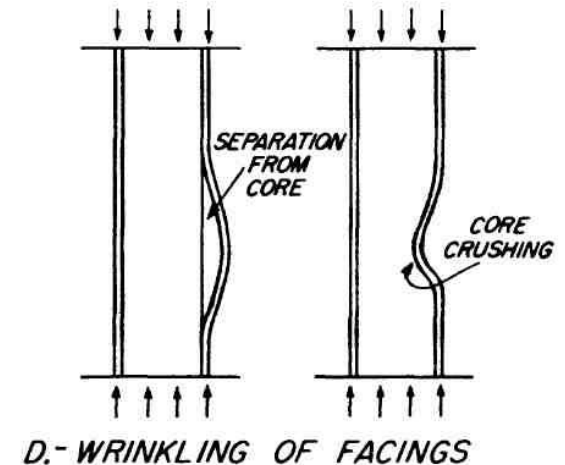
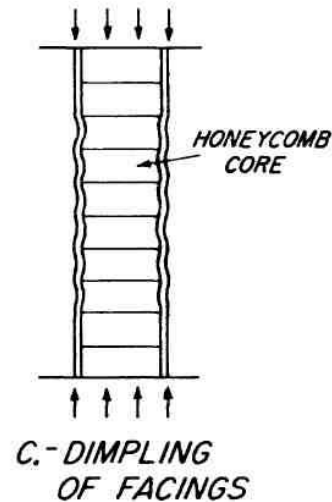
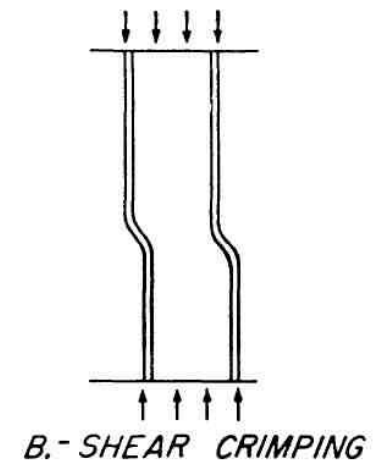
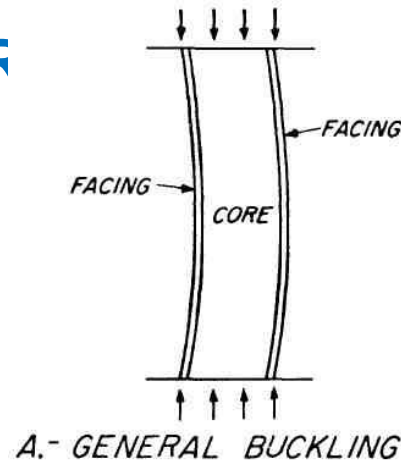
El proceso a seguir puede esquematizarse en los siguientes pasos:

- Cálculo de flujo (carga por unidad de longitud) en los elementos principales de la estructura, a partir de la masa del satélite concentrada en el centro de gravedad, y de las aceleraciones especificadas.
- Análisis de los diferentes laminados propuestos cargados con flujo unitario, determinando los factores de seguridad de cada lámina.
- Cálculo de márgenes de seguridad (factor de seguridad – 1) para el flujo de diseño obtenido en el primer paso.
- Comprobación de pandeo global de la estructura primaria.
- Comprobación de estabilidad local de sandwiches, analizando los modos de fallo posibles (wrinkling, dimpling y crimping).



## 4. DISEÑO PRELIMINAR

Dimensionado Preliminar:  
Análisis de resistencia



## 5. DISEÑO DE DETALLE

- Una vez realizado el dimensionado preliminar, estando la estructura encajada en cuanto a rigidez y resistencia, es preciso diseñar en detalle cada uno de los elementos estructurales.
- Es de particular importancia el diseño y dimensionado de las uniones entre elementos.
- Otro criterio básico es el de minimizar el número de partes de que consta la estructura.

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

- En la práctica la verificación del diseño propuesto se certifica complementando tres métodos: ensayos, análisis y similitud con otra ya calificada.
- Este proceso se realiza de acuerdo con la agencia de lanzamiento.
- Depende también del tamaño físico del vehículo (ensayos) y del número de modelos de calificación, además del modelo de vuelo.
- Si sólo se construye un modelo los ensayos sobre éste serán limitados para evitar degradarlo y poder utilizarlo como hardware de vuelo.

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

### Modelado. Análisis por elementos finitos

- En esencia, el análisis por elementos finitos consiste en dividir la estructura en un gran número de elementos discretos, en los que se conoce forma, propiedades elásticas, grados de libertad y conexiones con los demás elementos.
- Estos programas permiten evaluar la estructura bajo cargas estáticas, sus frecuencias y modos propios y su respuesta a cargas dinámicas.
- La versatilidad de los programas permiten analizar los modelos con gran detalle, utilizando elementos muy pequeños, para detectar zonas de concentraciones de esfuerzos en áreas reducidas o estudiar el comportamiento global del vehículo frente a diversas cargas individuales o acopladas, utilizando elementos mayores.
- Se puede emplear también para estudiar el acoplamiento con el vehículo lanzador.
- El programa más ampliamente utilizado en la industria aeroespacial es NASTRAN.

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

- ESQUEMA GENERAL DE VERIFICACIÓN DE UNA ESTRUCTURA

Modelo de elementos finitos (FEM):

-Problemas estáticos:

-Resistencia: diversos casos de carga estáticos

-Rigidez:

-Desplazamientos

-Deformaciones (ej. Distorsiones térmicas en óptica o antenas)

-Problemas dinámicos:

-Frecuencias y modos propios

-Diversos casos de carga dinámicos:

-Seno

-Random

-Acústico

-Choque

Correlación con ensayos:

-Estáticos: medida de desplazamientos y deformaciones (extensometría)

-Dinámicos: medida de aceleraciones (acelerómetros)

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

- ESQUEMA GENERAL DE VERIFICACIÓN DE UNA ESTRUCTURA

Modelo de elementos finitos (FEM):

- Problemas estáticos:

- Resistencia: diversos casos de carga estáticos

Durante la operación de un vehículo espacial se superponen diferentes cargas estáticas y dinámicas.

El diseño y dimensionado de la estructura primaria del S/C debe realizarse para la combinación de cargas más severa que pueda darse en cualquier instante de la operación.

Las cargas límite de vuelo (*flight limit loads*) se presentan en la siguiente tabla:

	Longitudinal Static + Dynamic	Lateral Static + Dynamic
Acceleration (g)	<b>-7.5 g / +5.5 g</b>	<b>± 6 g</b>



## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

- ESQUEMA GENERAL DE VERIFICACIÓN DE UNA ESTRUCTURA

Modelo de elementos finitos (FEM):

-Problemas estáticos:

-Resistencia: diversos casos de carga estáticos

-Rigidez:

-Desplazamientos

-Deformaciones (ej. Distorsiones térmicas en óptica o antenas)

-Problemas dinámicos:

-Frecuencias y modos propios

Para evitar acoplamiento dinámico entre los modos de baja frecuencia del vehículo y el S/C, el S/C debe estar diseñado con una rigidez estructural que asegure lo siguiente:

- La frecuencia fundamental del S/C en el eje longitudinal sea  $\geq 90$  Hz.
- La frecuencia fundamental en los ejes laterales sea  $\geq 45$  Hz.

(Ejemplo requisitos lanzadores Ariane)

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

### • ESQUEMA GENERAL DE VERIFICACIÓN DE UNA ESTRUCTURA

Modelo de elementos finitos (FEM):

-Problemas estáticos:

-Resistencia: diversos casos de carga estáticos

-Rigidez:

-Desplazamientos

-Deformaciones (ej. Distorsiones térmicas en óptica o antenas)

-Problemas dinámicos:

-Frecuencias y modos propios

-Diversos casos de carga dinámicos:

-Seno

-Random

-Acústico

-Choque

Correlación con ens

-Estáticos: medio

-Dinámicos: medio

	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0-peak)	Acceptance levels (0-peak)
<b>Longitudinal</b>	4-6 6-100	25 mm 3.75 g	20 mm 3 g
<b>Lateral</b>	2-6 6-100	20 mm 2.5 g	16 mm 2 g
<b>Sweep rate (Oct./min)</b>		2	4

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

- ESQUEMA GENERAL DE VERIFICACIÓN DE UNA ESTRUCTURA

Modelo de elementos finitos (FEM):

-Problemas estáticos:

-Resistencia: diversos casos de carga estáticos

-Rigidez:

-Desplazamientos

-Deformaciones (ej. Distorsiones térmicas en óptica o antenas)

-Problemas dinámicos:

-Frecuencias y modos

-Diversos casos de

-Seno

-Random

-Acústico

-Choque

Correlación con ensayos:

-Estáticos: medida de

-Dinámicos: medida de

The random vibration test levels for the qualification and acceptance are:

☐ **Qualification:** 0.027 g<sup>2</sup>/Hz flat power spectral density between 20 - 2000 Hz

☐ **Acceptance:** 0.05 g<sup>2</sup>/Hz flat power spectral density between 20 - 2000 Hz

Random test must be performed along the 3 S/C axes. The test durations are **2 min per axis for qualification** and **1 min per axis for acceptance**

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

### Las filosofías de modelos

Por razones de riesgo y planificación el programa de ensayos se realiza sobre distintos Modelos del sistema y los equipos:

- STPM (Structural-Thermal-Pyrotechnic Model)
- EM (Electrical or Engineering Model)
- PFM (ProtoFlight Model)
- QM (Qualification Model)
- FM (Flight Model)

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

### Ensayos de verificación

- El objetivo de los ensayos estructurales es calificar un vehículo para el lanzamiento.
- A menudo estos ensayos se realizan en un prototipo, sometiéndolo a cargas estáticas y dinámicas por encima de las previstas en vuelo, en lo que se denomina calificación del diseño.
- A la unidad para el lanzamiento se le aplican unos niveles de carga próximos a los de vuelo (del orden del 110%). Estos se denominan de aceptación del vuelo.
- Cada lanzamiento es un caso de carga único y los ensayos deben realizarse de acuerdo con el explotador del lanzador.

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

### Ensayos de verificación

Los ensayos de vibración se llevan a cabo en los tres ejes y consisten en:

#### 1. Barrido sinusoidal de bajo nivel (normalmente 0.25 g).

Se utiliza para determinar las frecuencias de resonancia del conjunto. Es importante detectar la respuesta en los tres ejes con excitación en cada uno de ellos, para evaluar el acoplamiento. Es vital evaluar la estructura a este nivel antes de proceder con niveles más altos. Alternativamente se emplea una excitación aleatoria de bajo nivel, analizando el espectro de la respuesta.

#### 2. Barrido sinusoidal de alto nivel.

Se utiliza para obtener la capacidad estructural del diseño, pero no es representativo de las condiciones de vuelo, por lo que generalmente se sustituye por:



## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

### Ensayos de verificación

Los ensayos de vibración se llevan a cabo en los tres ejes y consisten en:

#### 3. Ensayo de vibraciones aleatorias.

Se somete al vehículo a un espectro de vibraciones aleatorias representativo de las condiciones que se encontrará en el lanzamiento. Este ensayo tiene la ventaja someter a la estructura a una banda amplia de frecuencias simultáneamente para buscar las frecuencias de resonancia.

#### 4. Repetición del barrido a bajo nivel.

Demostrará que no ha habido un cambio de frecuencias por la exposición a los ensayos. Las especificaciones de entrada típicas se derivan del análisis del acoplamiento del lanzador y un vehículo genérico. Las envolventes incluyen las condiciones más críticas para el vehículo, el caso más desfavorable. Puede ocurrir que en el barrido de bajo nivel aparezca alguna amplificación máxima a una frecuencia que sea improbable en el acoplamiento final.

## 6. VERIFICACIÓN DEL DISEÑO

### Ensayos de verificación

- Es necesario comparar la respuesta con la predicción obtenida del análisis por elementos finitos para validar el modelo matemático.
- El ensayo de choque se hace normalmente como un caso de vibración. Se alimenta el vibrador con un espectro que simula el choque.
- Para estructuras muy grandes es posible simular choques locales debidos a sueltas o despliegues utilizando pequeños vibradores en lugares apropiados.

## REFERENCIAS

Agrawal, Brig N., Design of Geosynchronous Spacecraft

Blevins, R.D., Formulas for natural Frequency and Mode Shape

Bruhn, E.F., Analysis and Design of Flight Vehicle Structures

Griffin, M.D., and Larson, W.J., Space Vehicle Design

Roark, R.J., and Young, W.C., Formulas for Stress and Strain

Wertz, J.R., and Larson, W.J., Space Mission Analysis and Design

ESA PSS-03-1101, Composite Design Handbook for Space Structure Applications

ESACOMP, Analysis and Design of Composites (Helsinki University of Technology)

NASA SP-8007, Buckling of Thin-Walled Circular Cylinder

NASA SP-8019, Buckling of Thin-Walled Truncated Cones

MMPDS-02, Metallic Material Properties Development and Standardization