



# CURSO DE INVERNO

---

## ESTRUTURAS ESPACIAIS PARA SATÉLITES

Eng. Valentino Lau  
Julho 2018

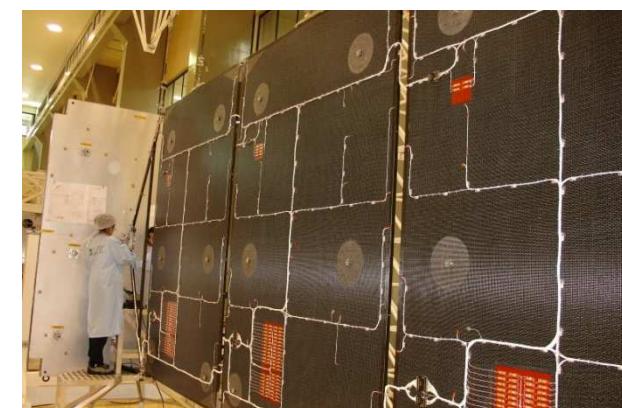
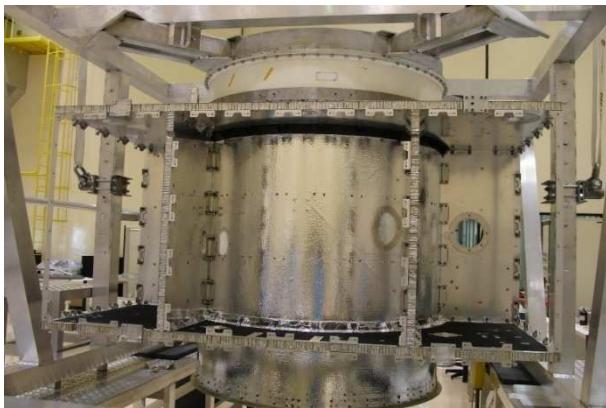
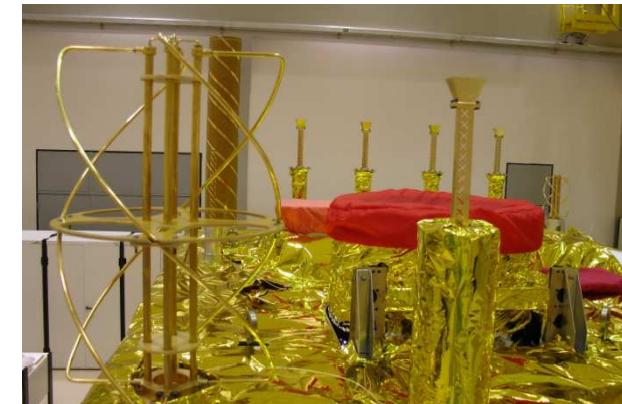
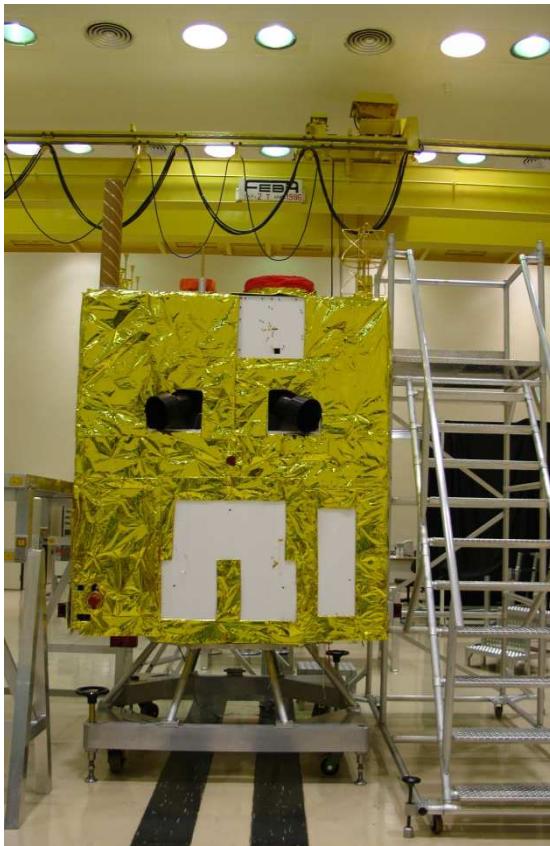
---



# CBERS 2B

## (2007)

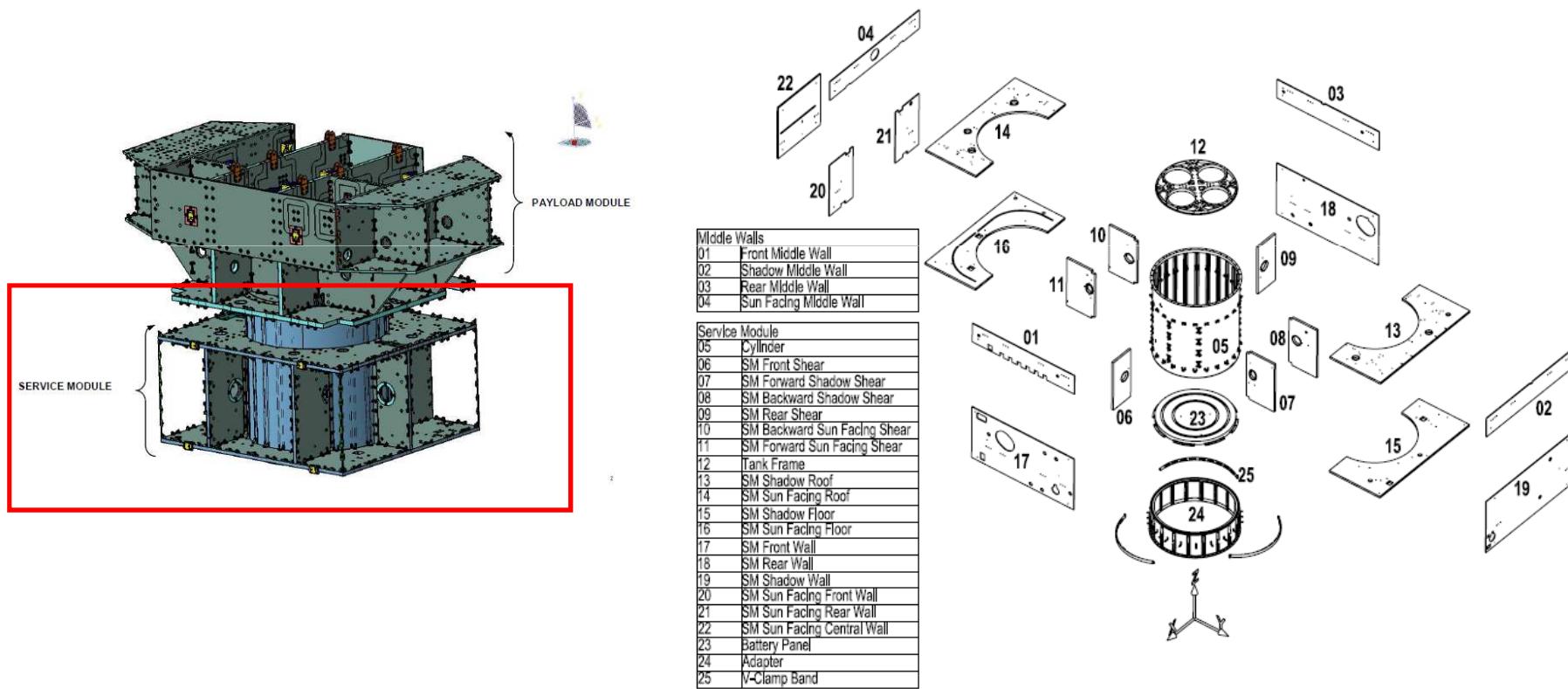
---



# CBERS 3 & 4

## (2013 & 2014)

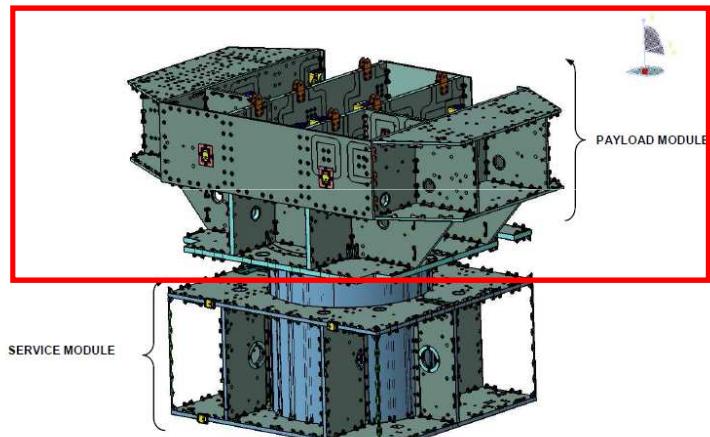
### MÓDULO DE SERVIÇO (SERVICE MODULE)



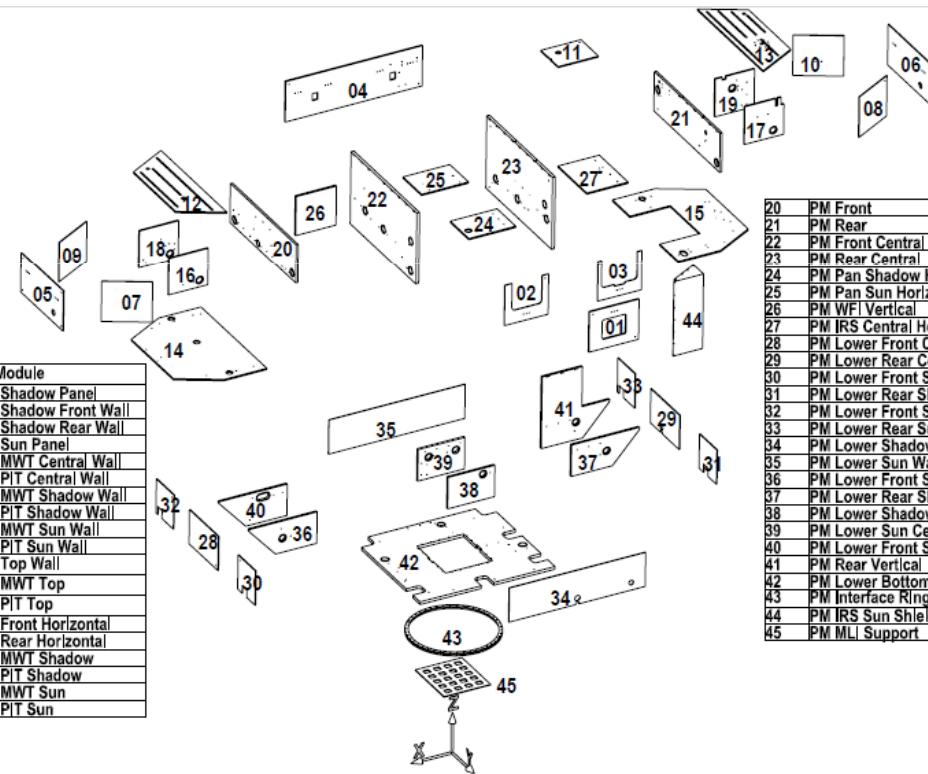
# CBERS 3 & 4

## (2013 & 2014)

### MÓDULO DA CARGA ÚTIL (PAYLOAD MODULE)



Payload Module	
01	PM Shadow Panel
02	PM Shadow Front Wall
03	PM Shadow Rear Wall
04	PM Sun Panel
05	PM MWT Central Wall
06	PM PIT Central Wall
07	PM MWT Shadow Wall
08	PM PIT Shadow Wall
09	PM MWT Sun Wall
10	PM PIT Sun Wall
11	PM Top Wall
12	PM MWT Top
13	PM PIT Top
14	PM Front Horizontal
15	PM Rear Horizontal
16	PM MWT Shadow
17	PM PIT Shadow
18	PM MWT Sun
19	PM PIT Sun



20	PM Front
21	PM Rear
22	PM Front Central
23	PM Rear Central
24	PM Pan Shadow Horizontal
25	PM Pan Sun Horizontal
26	PM WFI Vertical
27	PM IRS Central Horizontal
28	PM Lower Front Central Wall
29	PM Lower Rear Central Wall
30	PM Lower Front Shadow Wall
31	PM Lower Rear Shadow Wall
32	PM Lower Front Sun Wall
33	PM Lower Rear Sun Wall
34	PM Lower Shadow Wall
35	PM Lower Sun Wall
36	PM Lower Front Shadow
37	PM Lower Rear Shadow
38	PM Lower Shadow Central
39	PM Lower Sun Central
40	PM Lower Front Sun
41	PM Rear Vertical
42	PM Lower Bottom
43	PM Interface Ring
44	PM IRS Sun Shield
45	PM MLI Support



# CBERS 3 & 4

## (2013 & 2014)

---

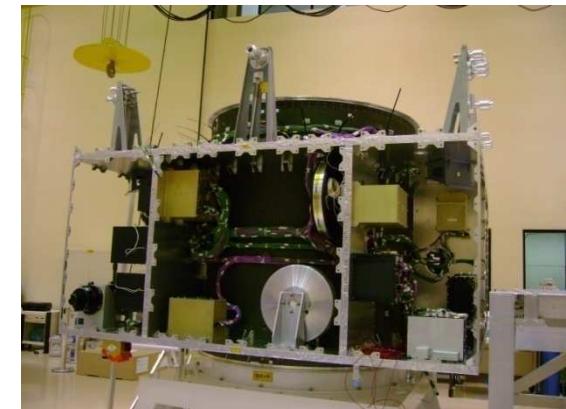
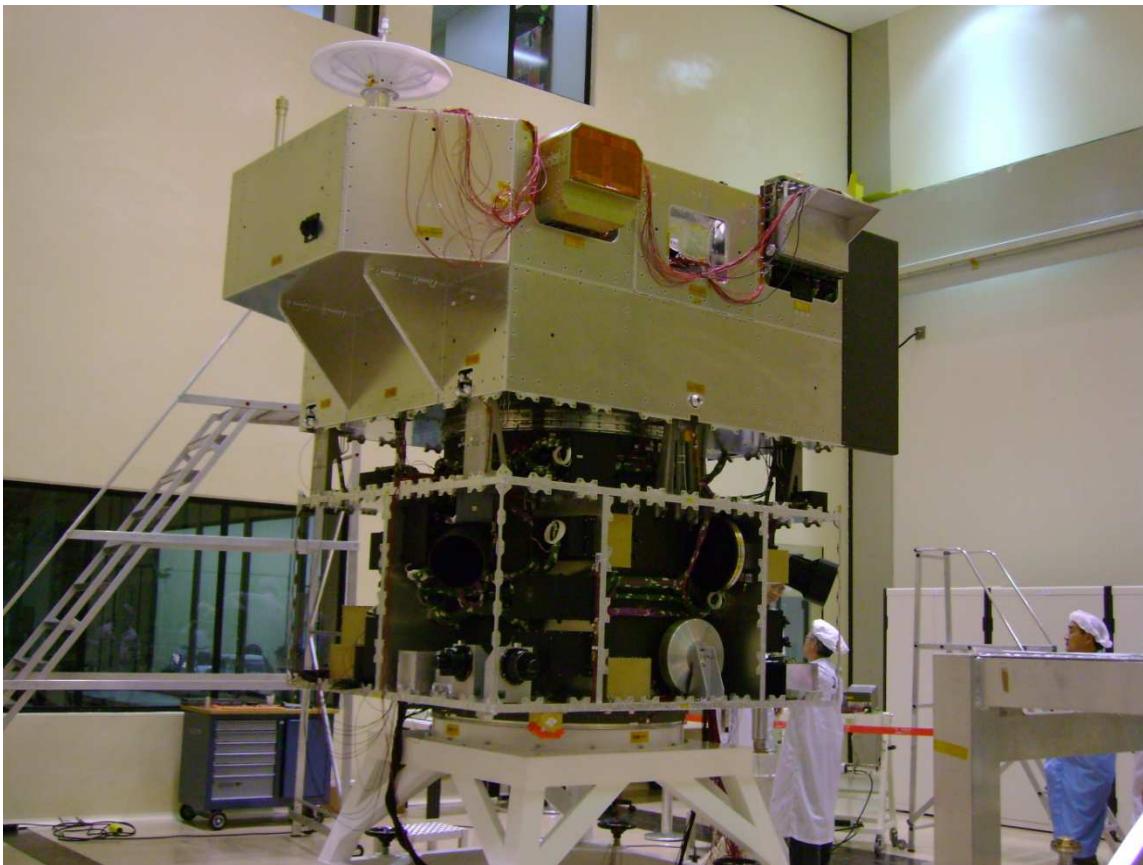




# CBERS 3 & 4

## (2013 & 2014)

---



# CBERS 3 & 4

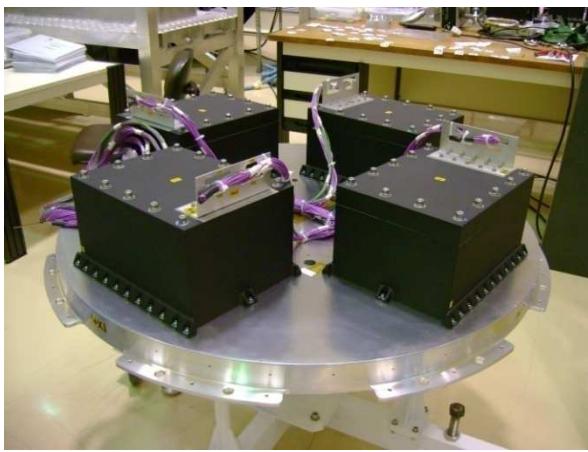
## (2013 & 2014)

---

TANQUES  
DE  
PROPELENTE



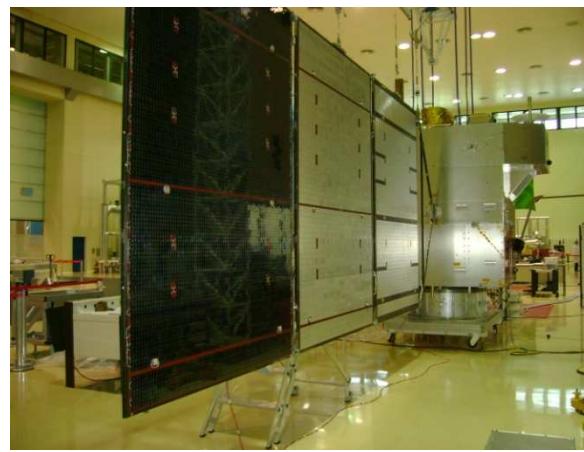
BATERIAS



CÂMERAS



PAINEL  
SOLAR

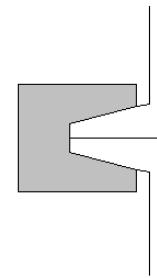


# CBERS 3 & 4

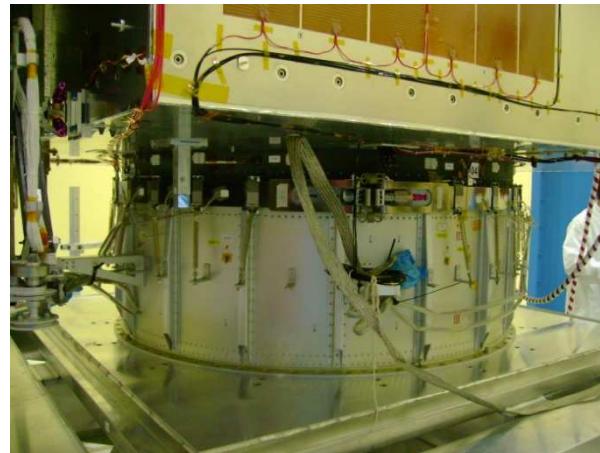
## (2013 & 2014)

### INTERFACE COM LANÇADOR

Cilindro



Adaptador



Cinta



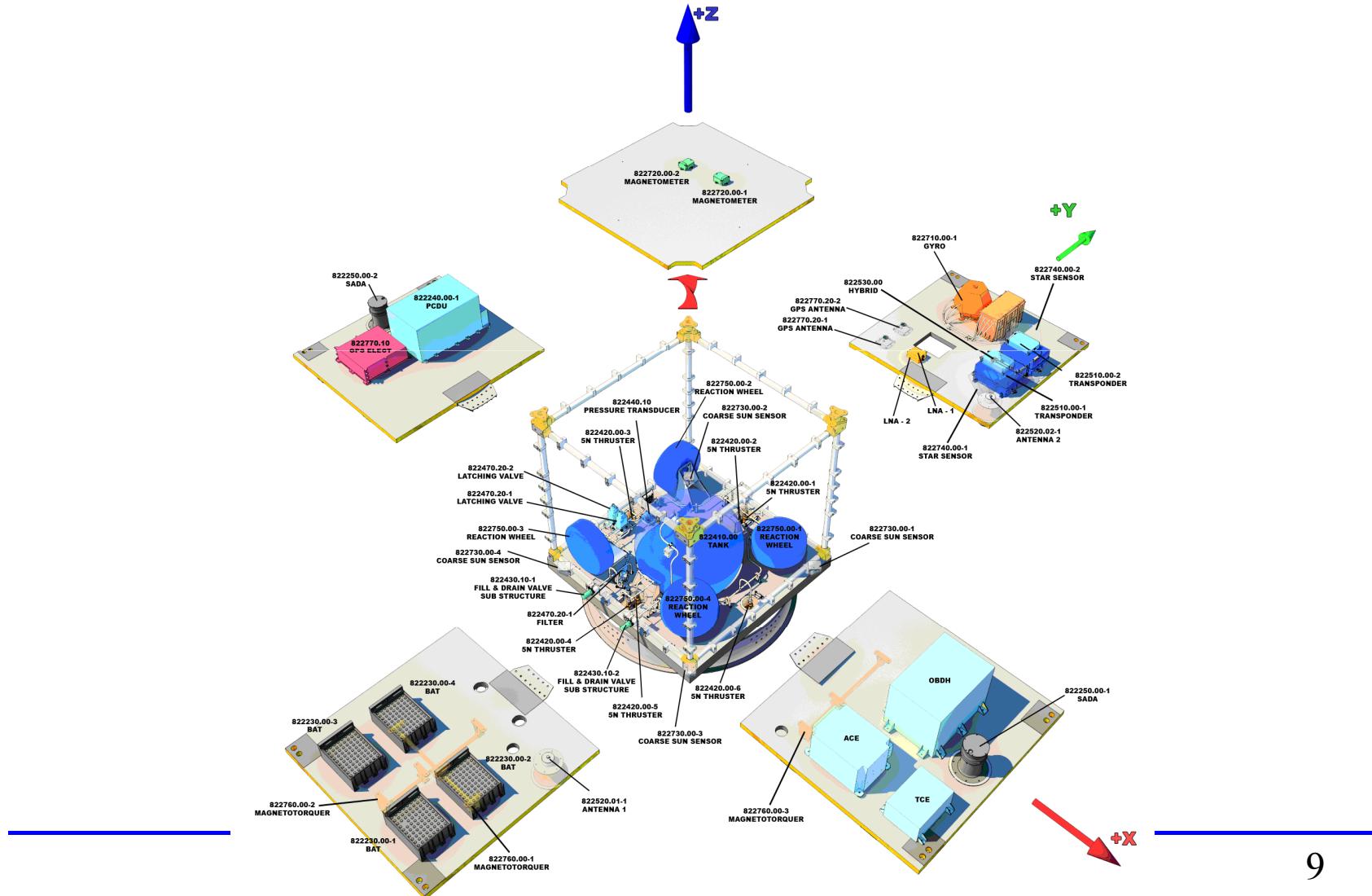
V-Clamp



Detalhe  
Pirotécnico

# PMM

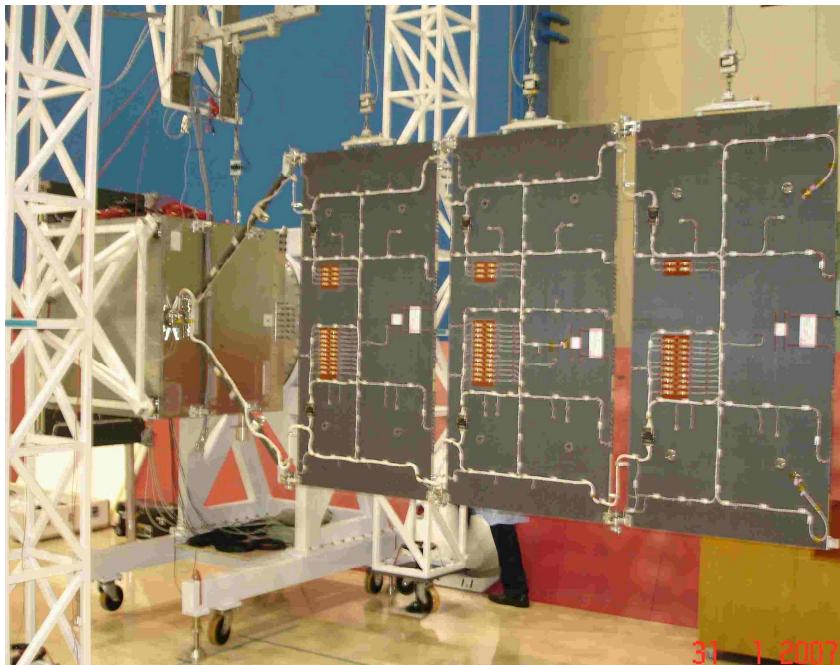
## PLATAFORAM MULTI-MISSÃO

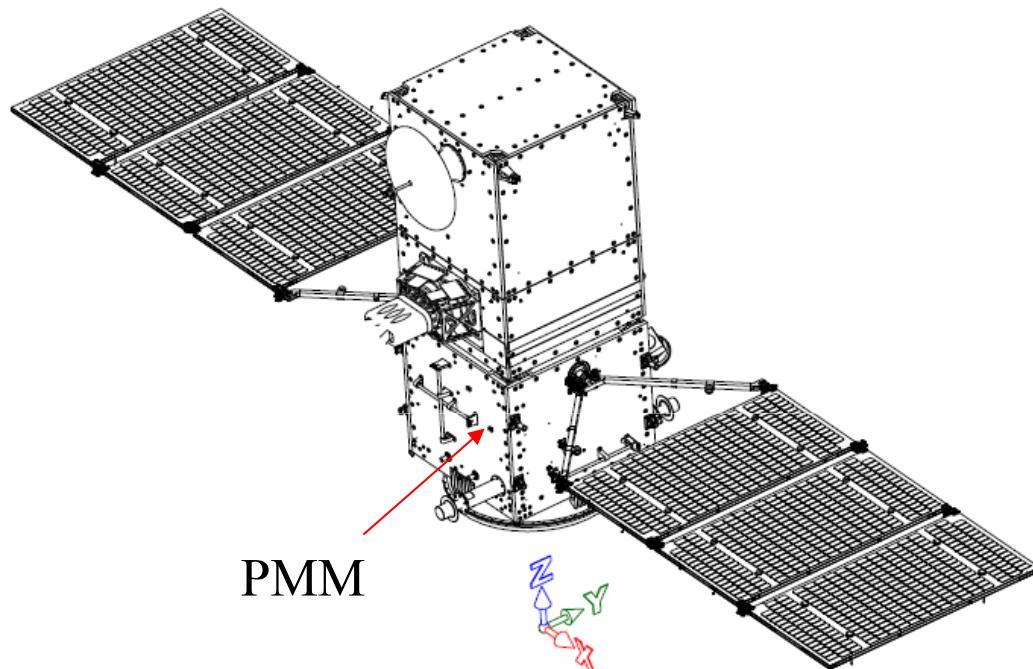


# PMM

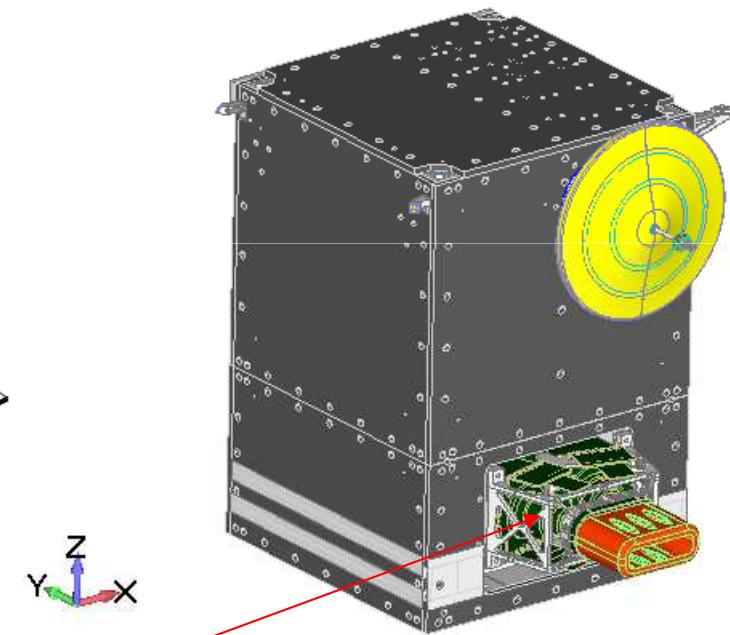
## PLATAFORAM MULTI-MISSÃO

### PLATAFORMA MULTI-MISSÃO



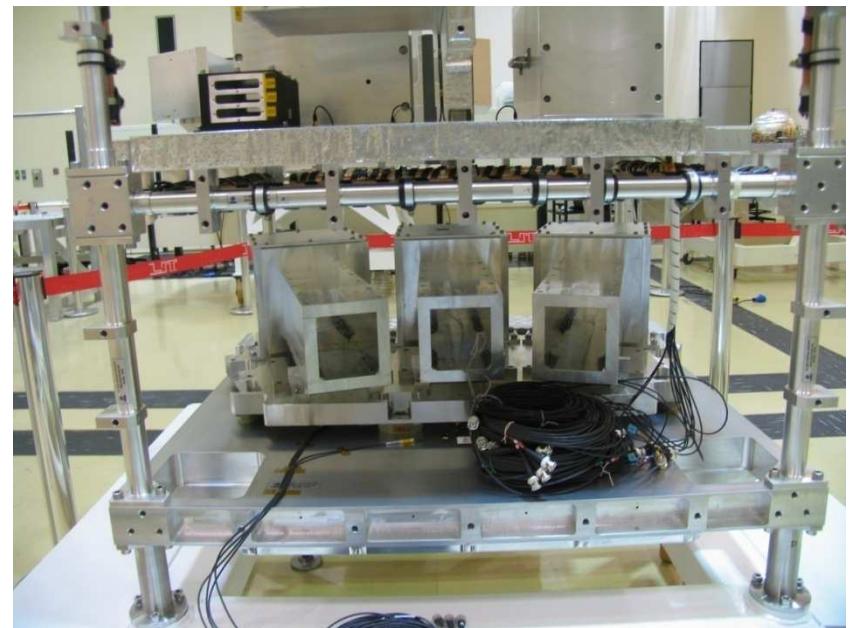


PMM

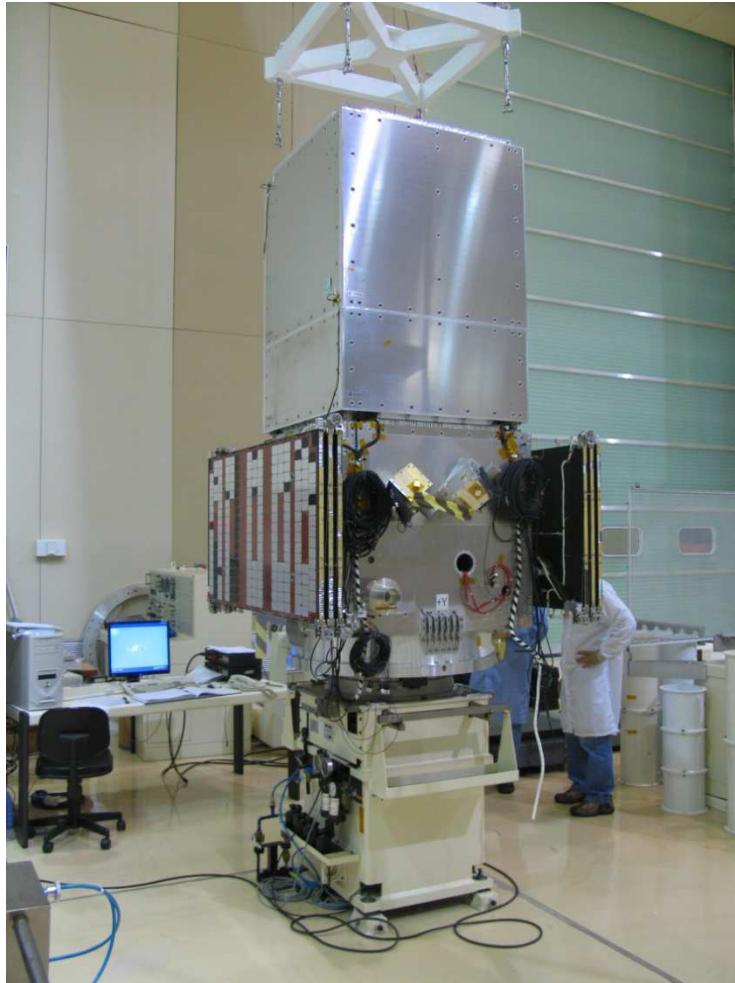


CARGA ÚTIL

CÂMERA DE  
IMAGEAMENTO (WFI)



# AMAZÔNIA-1





# DEFINIÇÕES

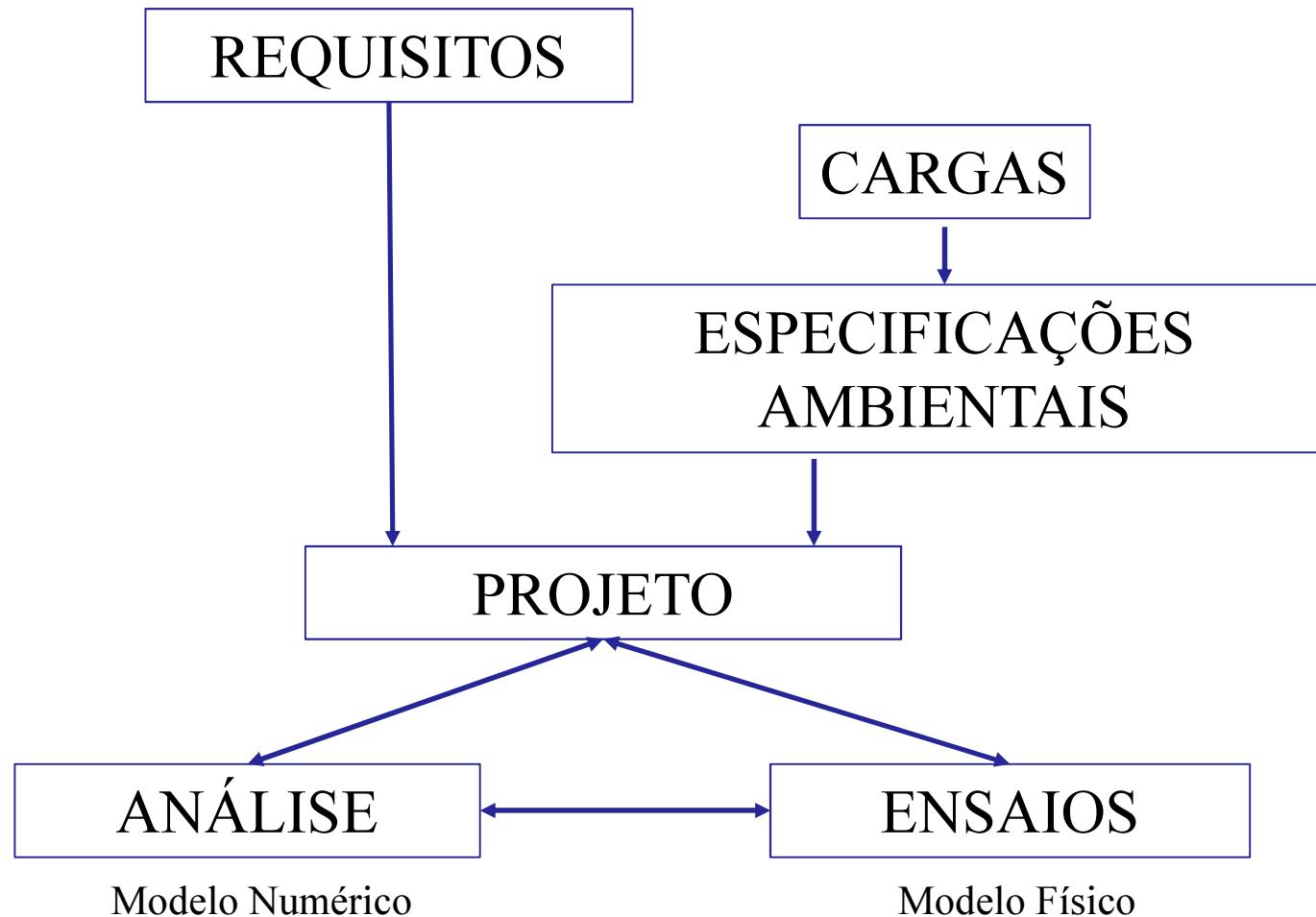
---

- Estrutura = conjunto de componentes que fornece o suporte e a fixação dos equipamentos instalados no satélite. É projetado e dimensionado para atender a requisitos de rigidez e de resistência, além de prover um ambiente adequado para o funcionamento dos equipamentos embarcados.

Pode ser dividido em:

- Estrutura Primária = componentes que transferem as cargas principais (grandes massas) do satélite para a interface com o veículo lançador. Ex: painéis estruturais, cilindro central
- Estrutura Secundária = componentes que transferem cargas locais ou cargas secundárias do satélite. Ex: painéis de fechamento; suportes.

# PROJETO



# REQUISITOS BÁSICOS

---

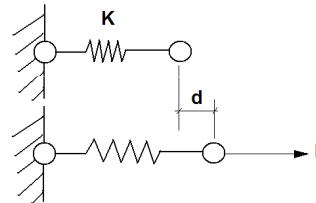
- FUNCIONALIDADE

- prover uma plataforma para a fixação de equipamentos, e para a abertura de apêndices (antenas, painéis solares, mastros,etc).

- RIGIDEZ

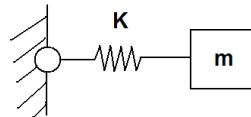
- Coeficiente de rigidez: força necessária para deformar o corpo elástico em uma unidade de deslocamento

$$k = \frac{F}{d}$$



- A rigidez do satélite é especificado em termos de suas frequências naturais  $\omega$ .

$$\omega = \sqrt{\frac{k}{m}}$$



- As frequências naturais do satélite devem estar fora da faixa do veículo lançador para evitar acoplamento dinâmico.



# REQUISITOS BÁSICOS (cont.)

---

- RESISTÊNCIA

- a estrutura deve ser capaz de suportar a todos os carregamentos previstos durante a vida útil do satélite sem apresentar fallas.

- RESPOSTA DINÂMICA

- as acelerações transferidas aos equipamentos devem ser limitadas a níveis aceitáveis para não danificar os equipamentos.

- ESTABILIDADE DIMENSIONAL

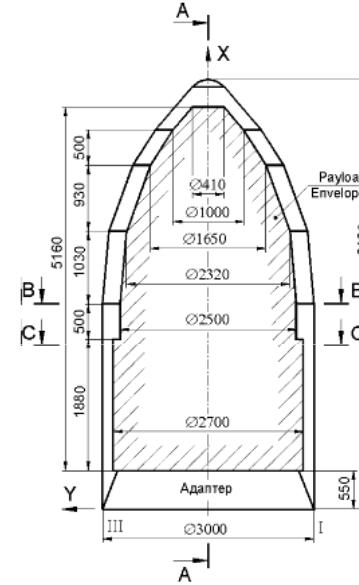
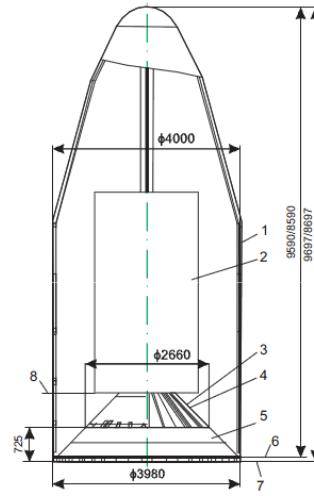
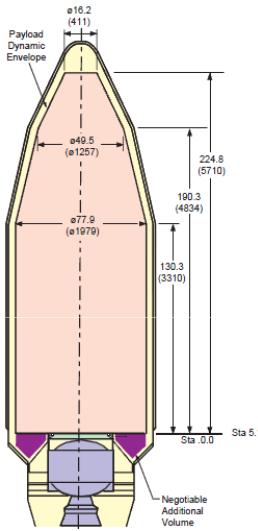
- a variação de forma geométrica deve ser restrita para manter o alinhamento e garantir o funcionamento adequado do subsistema de controle da atitude e das cargas úteis.

- DEFORMAÇÃO TÉRMICA

- as deformações induzidas pelas cargas térmicas devem ser limitadas para não afetar o funcionamento dos equipamentos.

# OUTROS REQUISITOS

- Limitações geométricas => dimensões da coifa do lançador.



- Integração => permitir acesso adequado para a instalação e a integração dos diversos componentes do satélite.
- Massa => atender as limitações de massa do lançador; a estrutura deve ser otimizada em relação ao peso devido ao elevado custo do lançamento.

# CARGAS EM SOLO

---

- manuseio do satélite  
(cargas estáticas)



- transporte  
(cargas dinâmicas / choque)

# CARGAS NO LANÇAMENTO

---

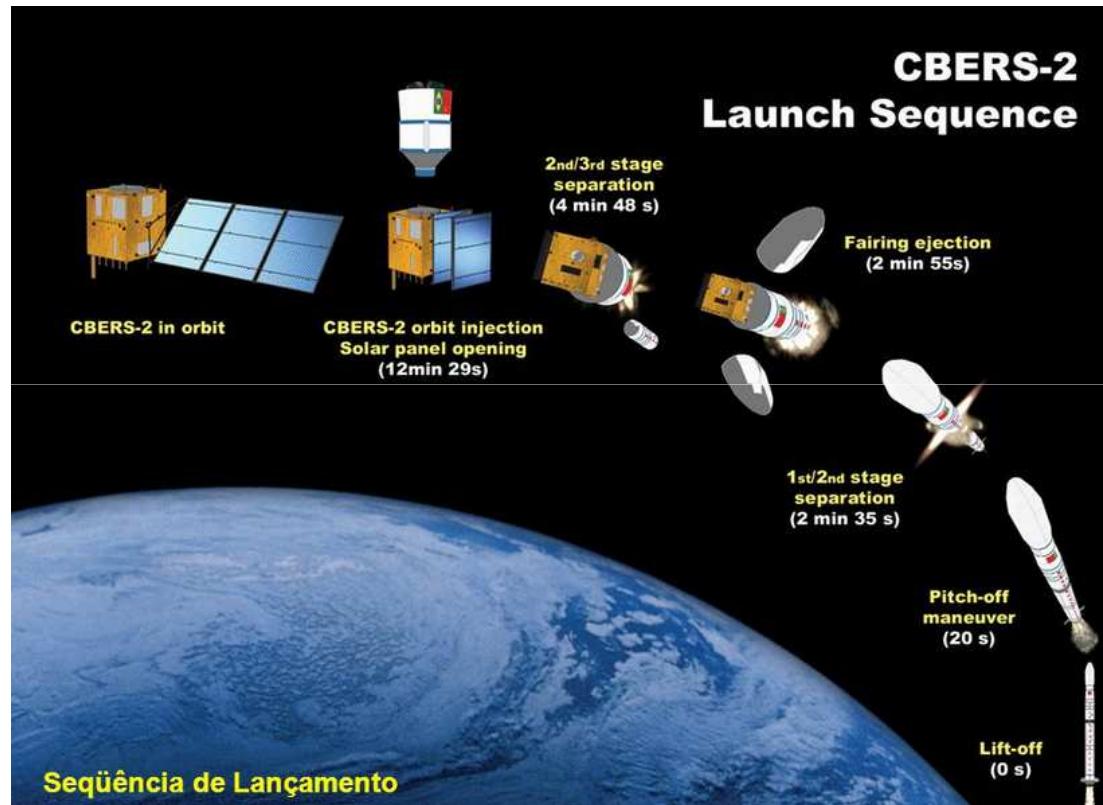
- queima do combustível induz vibrações (cargas dinâmicas)
- movimento dos gases induzem ondas sonoras (cargas acústicas)



- acelerações / desacelerações são aplicadas ao satélite durante o voo (cargas quase-estáticas e cargas dinâmicas)

# CARGAS NO LANÇAMENTO

- separação do satélite do foguete lançador (cargas de choque)
- abertura de apêndices que utilizam pirotécnicos (cargas de choque)



# CARGAS EM ÓRBITA

---



- o satélite em órbita percorre sua trajetória ao redor da Terra e é submetido a ciclos de exposição ao Sol (cargas térmicas)
- ambiente sem gravidade com baixas cargas mecânicas



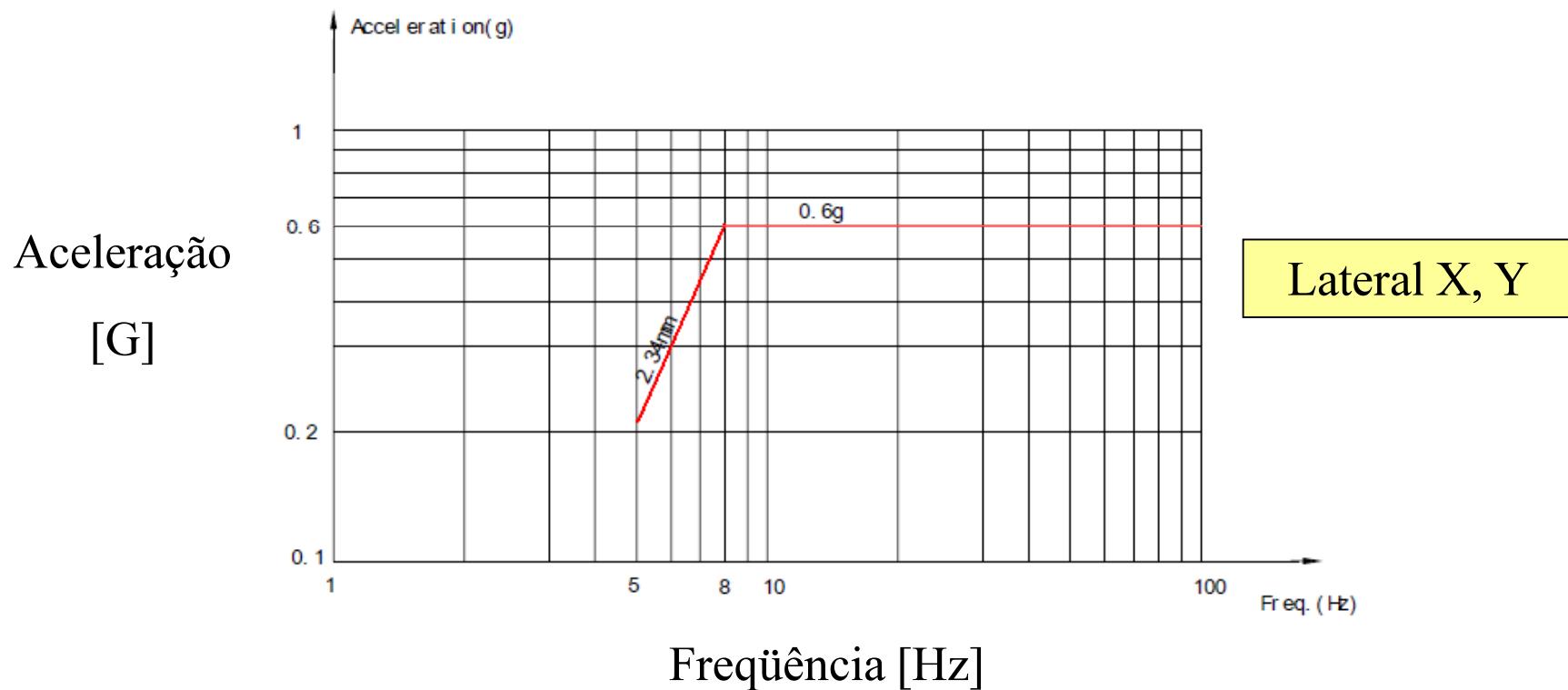
## ESPECIFICAÇÕES AMBIENTAIS

---

- As especificações de ambiente são condições artificialmente elaboradas para cobrir o ambiente real de funcionamento do satélite.
  - Elas definem as condições extremas de carregamento que a estrutura poderá ser submetida.
  - As cargas são especificadas de forma que possam ser mensuradas em laboratório (ex: carga de vibração dinâmica aplicada em uma direção do satélite).
  - Ensaios devem ser efetuados para comprovar se a estrutura atende a estas especificações.
  - Permite a análise/ensaio do satélite sem o lançador (desacoplado). A validação desta hipótese deve ser efetuada posteriormente através de análise acoplada.
-

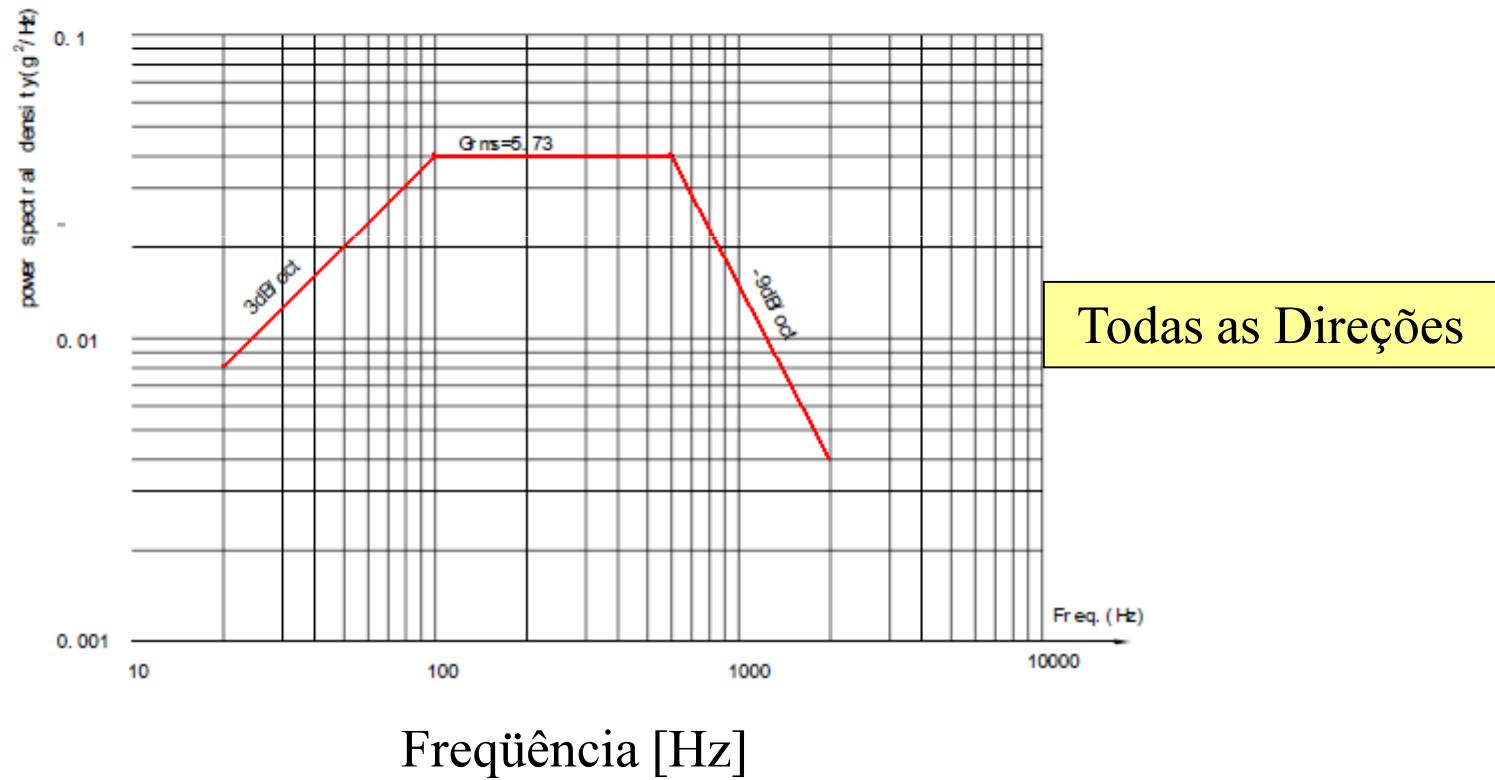
# EXEMPLO ESPECIFICAÇÕES

## Vibração Senoidal



# EXEMPLO ESPECIFICAÇÕES

PSD  
[G<sup>2</sup>/Hz]





# MODELOS FÍSICOS

---

São normalmente utilizados três tipos de modelos :

- Modelo de Engenharia = utilizado para verificação da disposição e o funcionamento dos equipamentos. Deve atender a requisitos de condutividade elétrica. Não necessita atender a requisitos de resistência.
- Modelo de Qualificação = utilizado para verificar as características de rigidez e resistência. A configuração do modelo de qualificação ao final do processo de desenvolvimento é a mesma utilizada para o voo.
- Modelo de Voo = é o modelo que será enviado ao espaço.



# NÍVEIS DE CARREGAMENTO

---

- Nível Limite
  - valor de carga máxima esperada para a estrutura durante sua vida útil
- Nível de Qualificação
  - utilizado para o cálculo e o dimensionamento da estrutura e para a verificação por ensaio da resistência do satélite (modelo de qualificação)
  - Nível de Qualificação = Nível Limite x Fator Segurança da Carga  
Exemplo: Fator de Segurança da Carga = 1.50
- Nível de Aceitação
  - utilizado na verificação do modelo de voo, serve para detectar problemas de fabricação (“workmanship”)

Nível Limite  $\leq$  Nível de Aceitação  $<$  Nível de Qualificação



# ESTRUTURAS ESPACIAIS

---

Elementos e materiais utilizados em estruturas espaciais:

- Materiais
  - Metálicos
  - Não-metálicos
    - Polímeros (plásticos)
    - Compósitos
- Elementos Estruturais
  - Painel Sanduíche
  - Painel com Reforçadores
- Elementos de Ligação
  - Insertos
  - Ligações Parafusadas
  - Peças Usinadas de Ligação



# MATERIAIS METÁLICOS

Material	Vantagem	Desvantagem	Aplicações	Exemplos
Alumínio	<ul style="list-style-type: none"><li>- Alta rigidez</li><li>- Baixa densidade (<math>2730 \text{ kg/m}^3</math>)</li><li>- Alta resistência</li><li>- Baixo custo</li><li>- Fácil usinabilidade</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Alto coeficiente de expansão térmico</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Faces e colméias de painéis sanduíche</li><li>- Peças usinadas</li></ul>	Ligas 2000 (2024) Ligas 7000 (7050, 7075) Ligas 5000 (5056)
Titânio	<ul style="list-style-type: none"><li>- Alta rigidez</li><li>- Alta resistência</li><li>- Baixo coeficiente de expansão térmico</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Alto custo</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Parafusos e prendedores</li><li>- Ligações para materiais compósitos</li></ul>	Ti-6Al-4V
Aço	<ul style="list-style-type: none"><li>- Alta rigidez</li><li>- Alta resistência</li><li>- Fácil usinabilidade</li><li>- Baixo custo</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Alta densidade (<math>7800 \text{ kg/m}^3</math>)</li><li>- Ligas magnéticas</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Parafusos e prendedores</li><li>- Mecanismos</li></ul>	Aço Inox 301
Magnésio	<ul style="list-style-type: none"><li>- Baixa densidade (<math>1700 \text{ kg/m}^3</math>)</li><li>- Alto amortecimento</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Baixa resistência</li><li>- Baixa rigidez</li><li>- Difícil usinabilidade</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Suportes rígidos com boa capacidade de amortecimento estrutural</li></ul>	Mg puro ligas Mg-Zr



# MATERIAIS COMPÓSITOS

---

- Um material compósito é formado de duas ou mais fases, a nível macroscópico, que apresentam propriedades mecânicas superiores ao dos componentes atuando independentemente.
- Fases do compósito:
  - Material reforçador = normalmente descontínuo, rígido e resistente.  
Ex: fibra de carbono
  - Matriz = material contínuo de menor rigidez que une o material reforçador.  
Ex: resina epoxi
- Exemplos de utilização no INPE:
  - Faces dos Painéis Solares (CBERS 3 & 4, PMM)
  - Braço do Yoke dos Painéis Solares (CBERS 3 & 4, PMM)
  - Cilindro do Módulo de Serviço (CBERS 3 & 4)

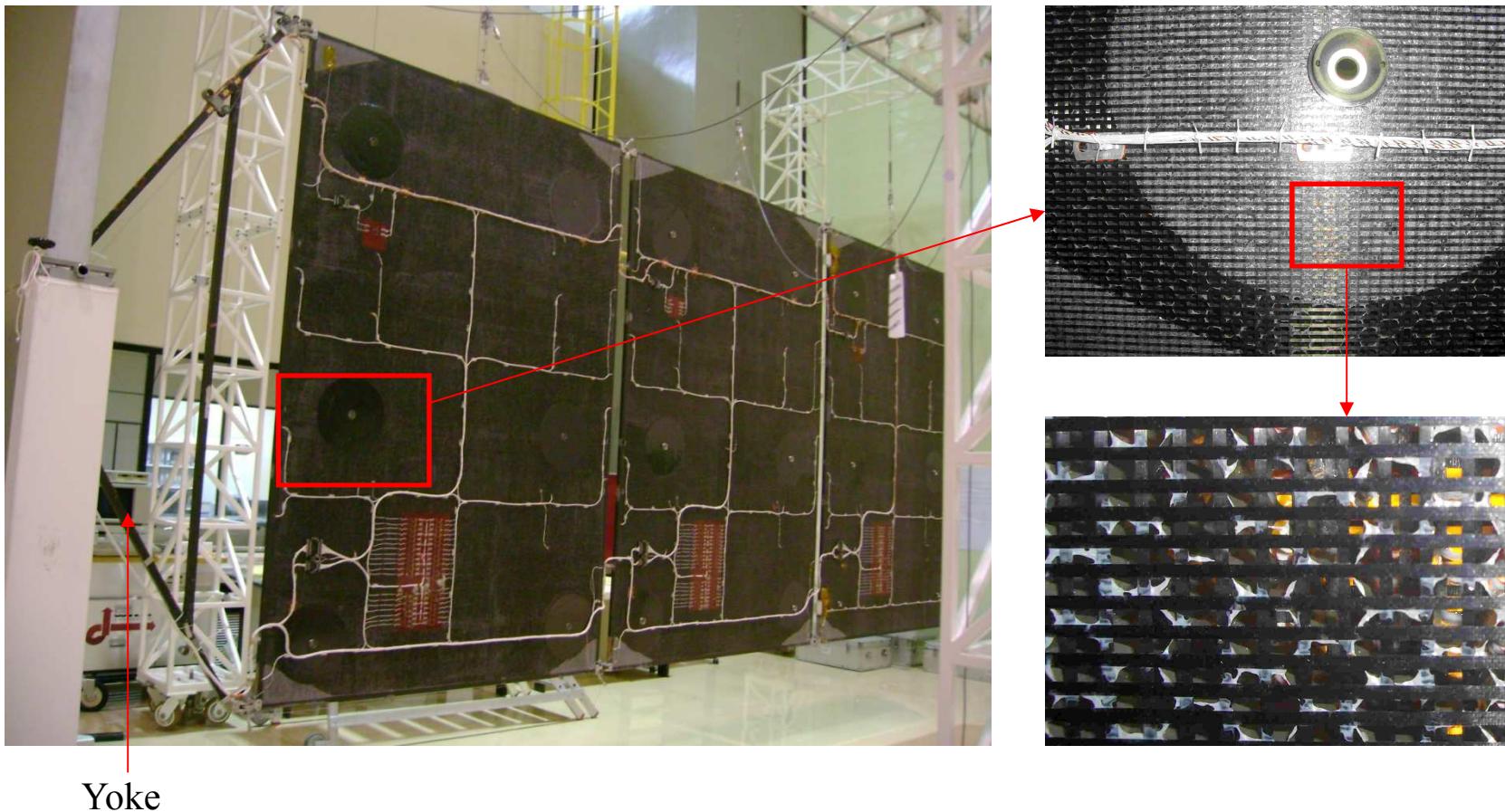


# MATERIAIS COMPÓSITOS (cont.)

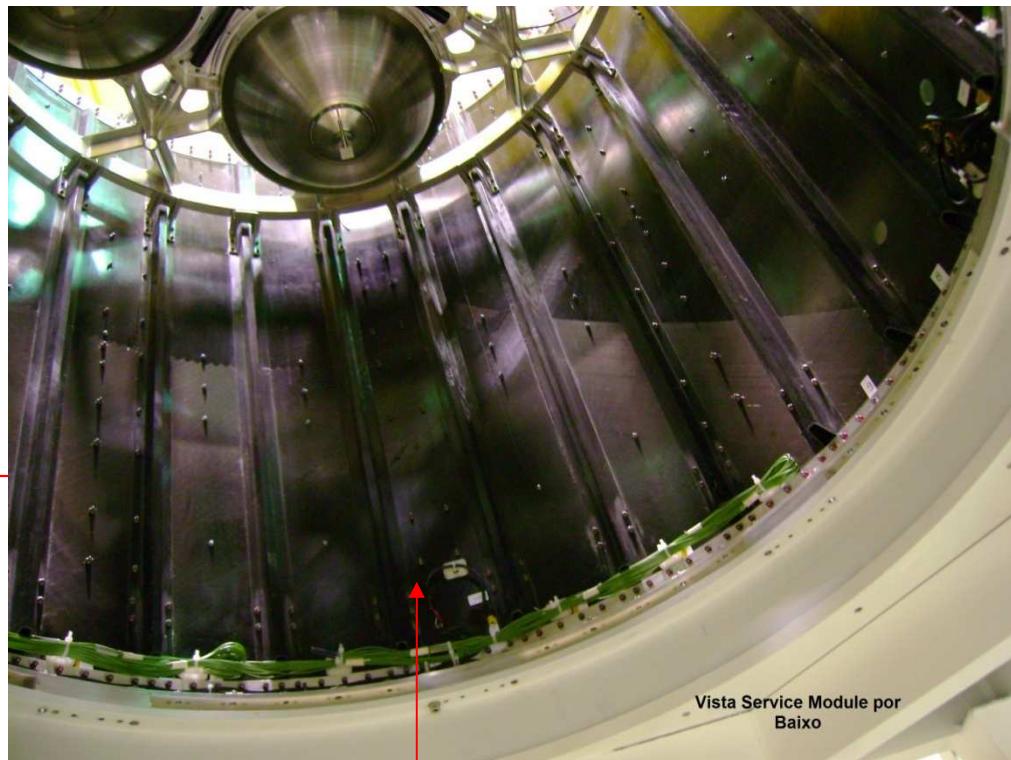
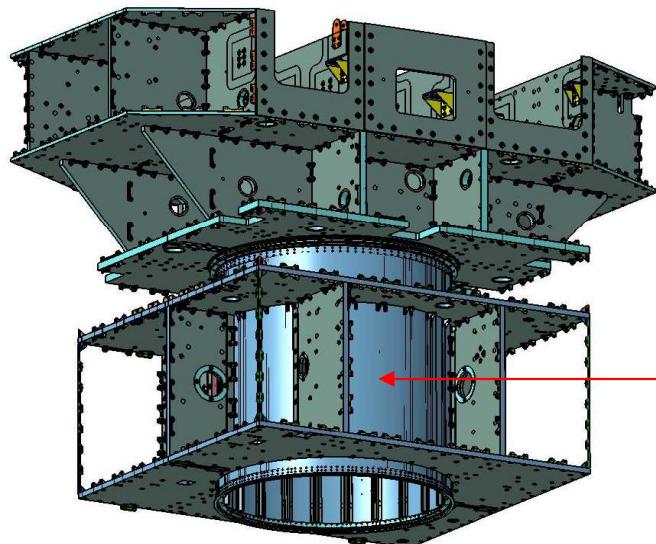
---

Materiais Compósitos	
Vantagens	Desvantagem
<ul style="list-style-type: none"><li>- As propriedades mecânicas são "construídas" de acordo com a necessidade de uso</li><li>- Podem ser obtidas estruturas com alta rigidez, alta resistência e baixo peso (superiores aos metais)</li><li>- Baixo coeficiente de expansão térmico</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Alto custo do material</li><li>- Alto custo do processo de fabricação (qualificação) que garanta a reproduzibilidade</li><li>- Necessário cuidados especiais em pontos de fixação</li></ul>

## PAINEL SOLAR

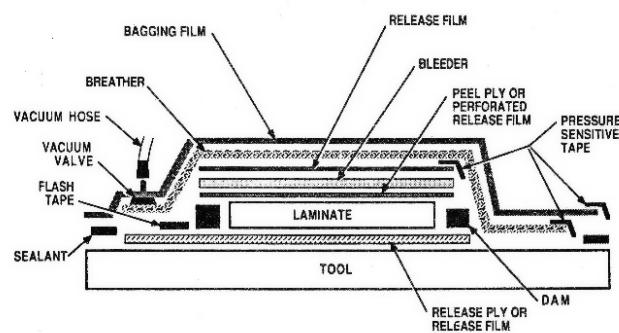


## CBERS 3 & 4



Cilindro

## Processo Manual com Saco de Vácuo

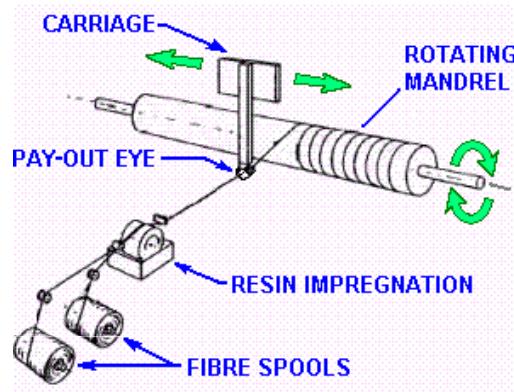


LAYUP SEQUENCE FOR BAGGING OPERATION



# MATERIAIS COMPÓSITOS (cont.)

## Processo Bobinagem de Filamentos





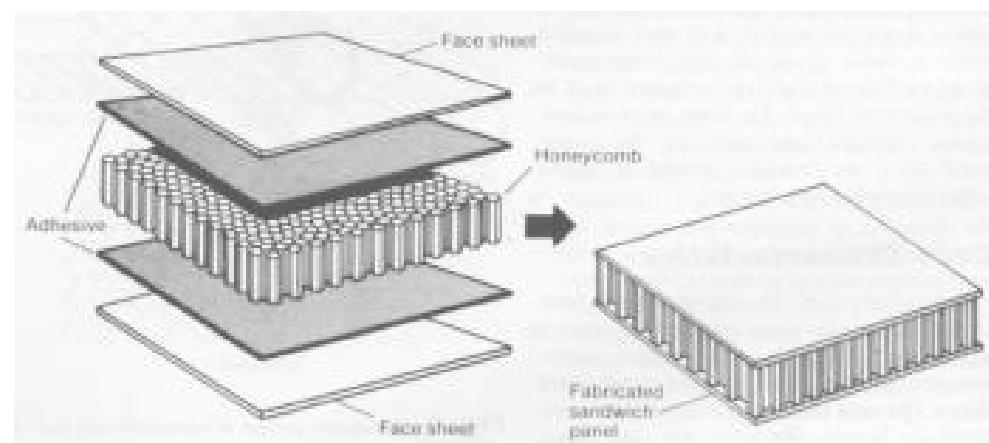
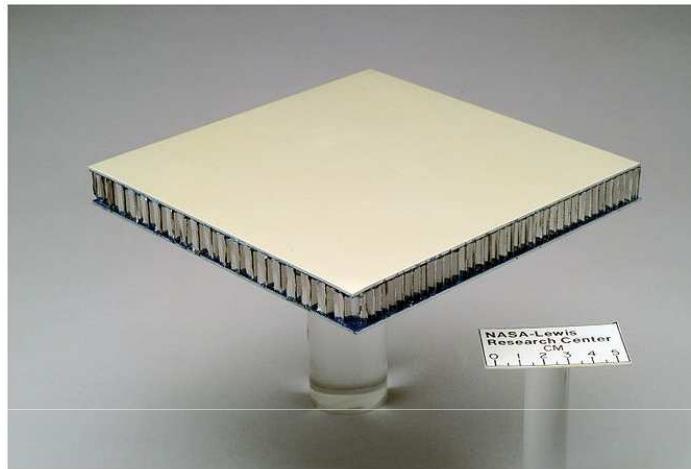
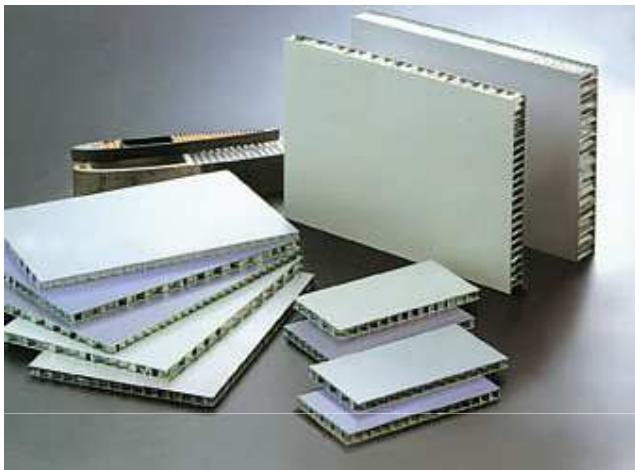
# PAINÉIS SANDUÍCHE

---

- Painel formado pela integração de duas chapas de face externas a um núcleo através de filme adesivo.
    - Núcleo = utilizado para preencher o espaço entre as faces, aumentando a inércia a flexão. O núcleo deve resistir aos esforços de cisalhamento. Pode ser um material contínuo (ex: espuma) ou descontínuo (ex: colméia).
    - Faces = são responsáveis pela resistência do painel aos carregamentos no plano. Pode ser de material metálico ou compósito.
  - Vantagens:
    - podem ser obtidos painéis espessos com alta rigidez (grande inércia a flexão) e baixo peso.
  - Desvantagens:
    - maior complexidade para as junções parafusadas. Necessidade de uso de insertos.
-

# PAINÉIS SANDUÍCHE (cont.)

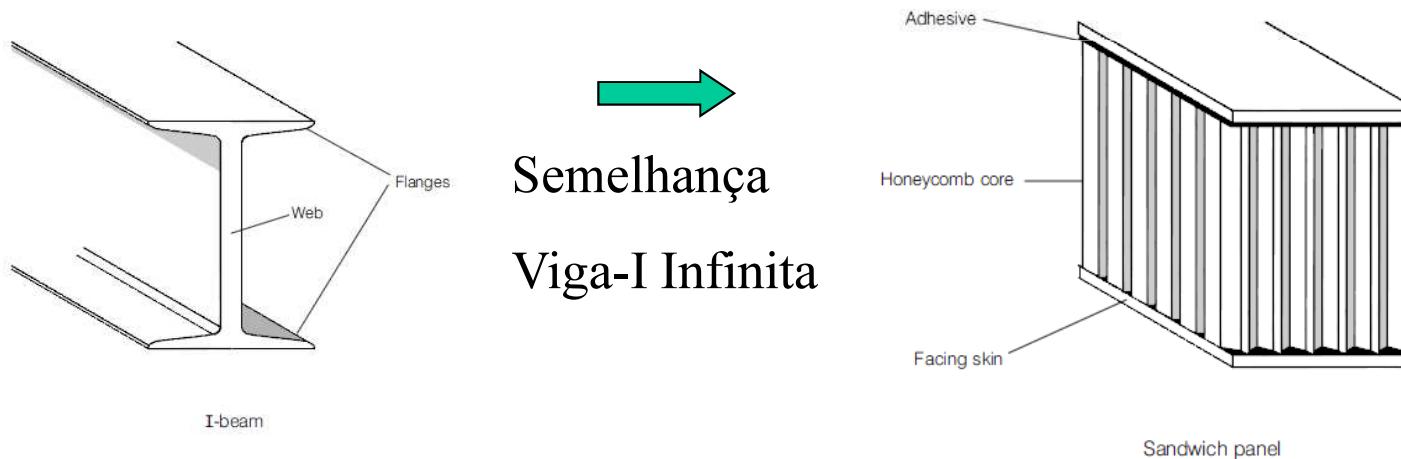
---



# PAINÉIS SANDUÍCHE (cont.)

---

- O painel sanduíche se assemelha a uma viga:
  - Faces => Flanges : suportam as cargas no plano
  - Núcleo => Alma : suportam cisalhamento transversal

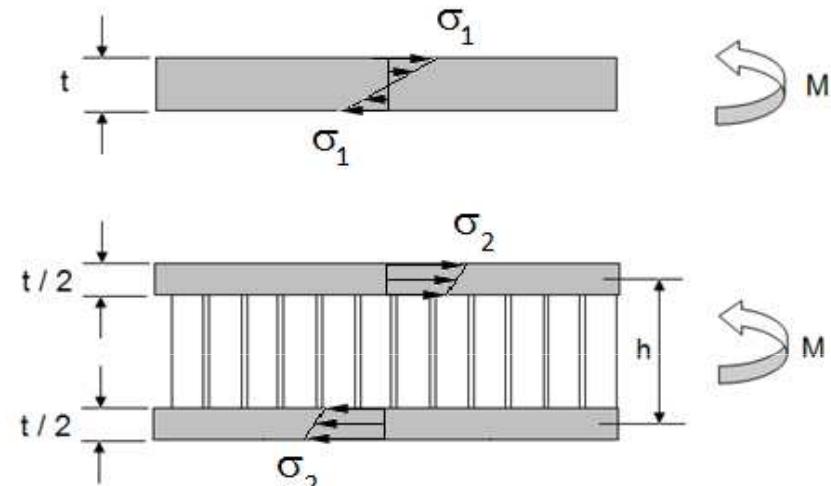


Chapa Maciça

$$\sigma_1 = \frac{M \cdot c_1}{I_1} = \frac{M \cdot (t/2)}{b \cdot t^3 / 12} = \frac{6 \cdot M}{b \cdot t^2}$$

Painel Sanduíche

$$\sigma_2 = \frac{M \cdot c_2}{I_2} \approx \frac{M \cdot (h/2)}{2 \cdot A \cdot (h/2)^2} = \frac{M}{2 \cdot \left(b \cdot \frac{t}{2}\right) \cdot \frac{h}{2}} = \frac{2 \cdot M}{b \cdot t \cdot h}$$



Valores Típicos:  $t/2 = 0.3$  a  $1.6$  mm,  $h = 10$  a  $60$  mm

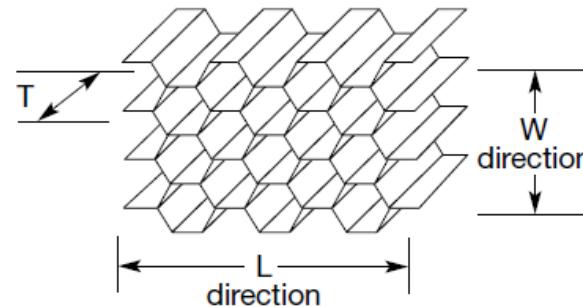
Exemplo:  $t = 1$  mm,  $h = 25$  mm

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_2} = 3 \cdot \left( \frac{h}{t} \right) = 3 \cdot \left( \frac{25}{1} \right) = 75$$

# PAINÉIS SANDUÍCHE (cont.)

Núcleo (Core)

Colméia (Honeycomb)



- As propriedades da colméia dependem da direção das células (L e W)

Hexcel Honeycomb Designation Cell Size – Alloy – Foil Gauge	Nominal Density pcf	Compressive				Crush Strength psi	Plate Shear						
		Bare		Stabilized			L Direction		W Direction				
		Strength psi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi		Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi			
1/16 – 5056 – .001	9.2	typ 1700p	min 1300p	typ 1800p	min 1400p	typ 500p	typ 850x	typ 980p	min 760p	typ 155.0p	typ 600p	min 460p	typ 50.0p
1/8 – 5056 – .0007	3.1	320	250	350	260	97	170	250	200	45.0	155	110	20.0
1/8 – 5056 – .001	4.5	630	475	690	500	185	320	440	350	70.0	255	205	28.0
1/8 – 5056 – .0015	6.1	1120	760	1200	825	295	535	690	525	102.0	400	305	38.0
1/8 – 5056 – .002	8.1	1750	1200	1900	1300	435	810	945	740	143.0	560	440	51.0

- Densidade típica da colméia de alumínio: 16 a 192 kg/m<sup>3</sup>
- Comparação com alumínio maciço ( 2736 kg/m<sup>3</sup> ) : 0.6% a 7.0%



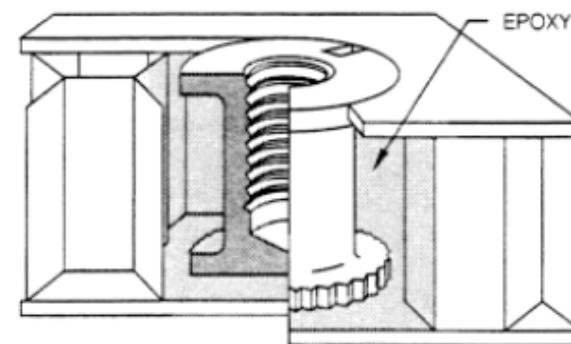
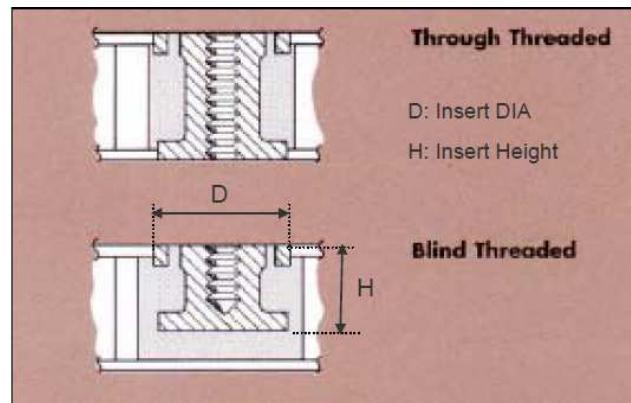
# INSERTOS

---

- Os insertos são utilizados para a fixação de parafusos em painéis sanduíches.
- Os insertos são integrados aos painéis através de aplicação de resina. Esta operação pode ser feita simultaneamente a fabricação do painel (inserto co-curado) ou depois da fabricação (inserto pós-curado).
- Inserto Parcial = altura do inserto menor do que a espessura do painel
- Inserto Passante = altura do inserto igual à espessura do painel.
- A resistência do inserto depende do processo de fabricação. Os valores de cargas admissíveis devem ser obtidos através de ensaios.



# INSERTOS (cont.)





# ANÁLISE ESTRUTURAL

---

- A simulação numérica (elementos finitos) é utilizada para o cálculo de:
    - deslocamentos e deformações,
    - esforços internos e tensões,
    - freqüências naturais e modos de vibração,
    - acelerações,
    - outras respostas dinâmicas.
  - A simulação numérica permite avaliar a viabilidade de diferentes configurações auxiliando a tomada de decisões de projeto. Facilita a otimização estrutural (minimização da massa).
  - Ensaios são necessários para a validação/calibração dos modelos de elementos finitos, visto que estas são aproximações numéricas.
  - A simulação numérica reduz o número de ensaios utilizados no projeto.
-



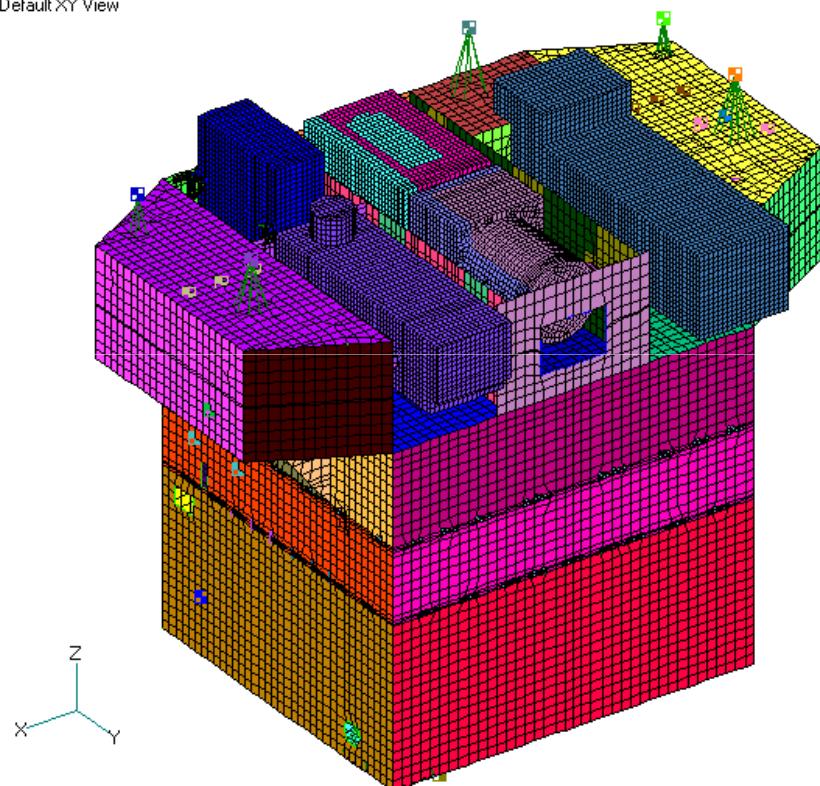
# ANÁLISE ESTRUTURAL

---

- 1) Análise Estática
    - Cálculo de resistência para cargas estáticas
    - Cálculo de deslocamentos (estáticos)
  - 2) Análise Modal
    - Frequências naturais
    - Modos de Vibração
  - 3) Análise Dinâmica de Resposta em Frequência
    - Cálculo de resistência para cargas dinâmicas (senoidal e aleatório)
    - Cálculo de deslocamentos (dinâmicos)
    - Cálculo de acelerações
  - 4) Análise Termo-Elástica
    - Deformações devido a cargas térmicas
-

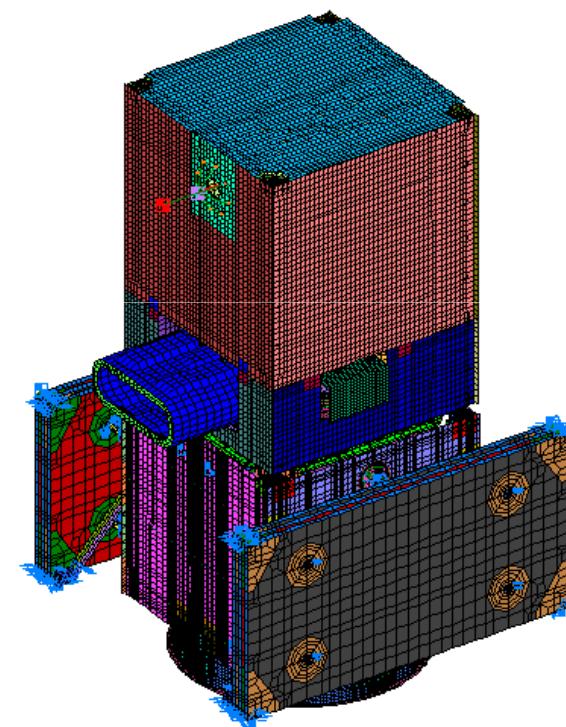
# MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

V: Default XY View



CBERS 3 & 4

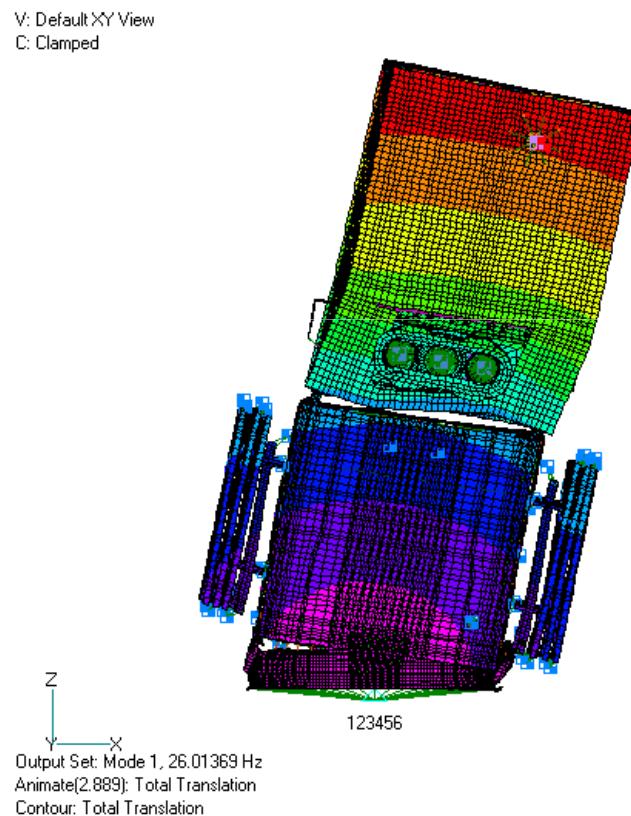
V: Default XY View  
C: Clamped



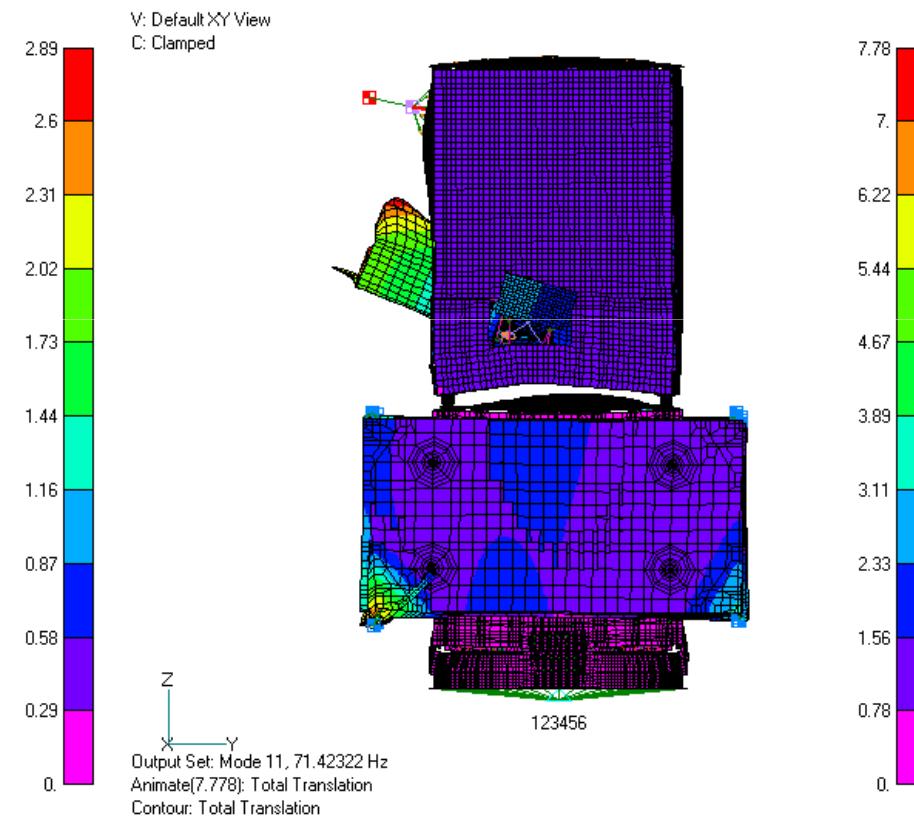
Amazônia-1

# ANÁLISE MODAL

1º Modo Lateral ( $f = 26$  Hz)



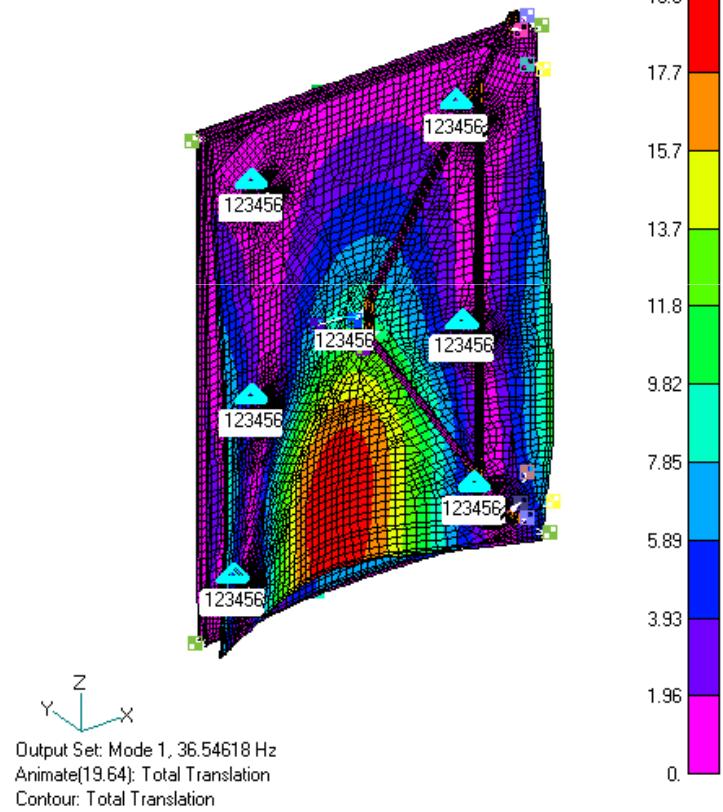
1º Modo Longitudinal ( $f = 71$  Hz)



# ANÁLISE MODAL

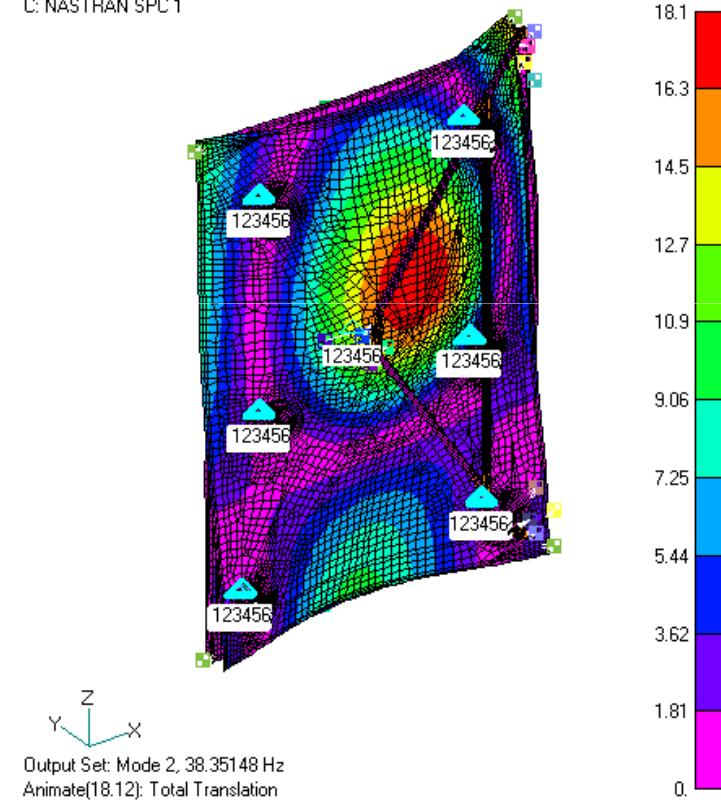
1º Modo

V: Default XY View  
C: NASTRAN SPC 1



2º Modo

V: Default XY View  
C: NASTRAN SPC 1





# ENSAIOS ESTRUTURAIS

---

- Valores admissíveis de componentes, como por exemplo cargas máximas para insertos, são obtidos através de ensaios.
- Ensaio estrutural é utilizado para verificar se o satélite (ou o componente) atende as suas especificações.
- Tipos de Ensaio Mecânicos
  - Estático
  - Dinâmico
    - Vibração Senoidal
    - Vibração Aleatória
  - Choque
  - Acústico

# ENSAIOS DINÂMICOS

---

CBERS 2 (2003)

Ensaio de Vibração



# ENSAIOS DINÂMICOS

---

Ensaios de Vibração  
Mecânica

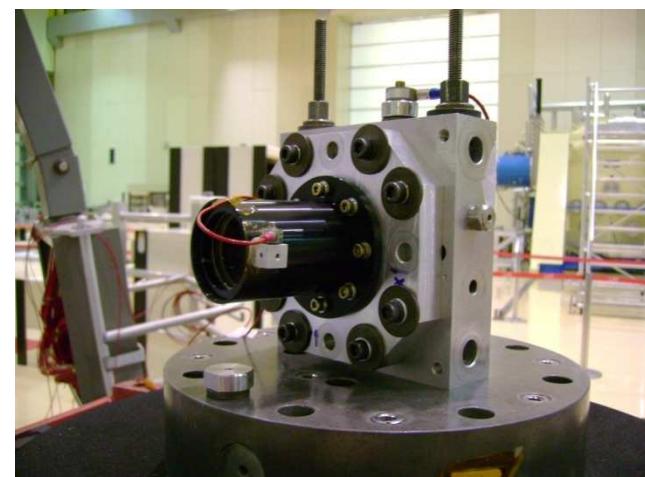
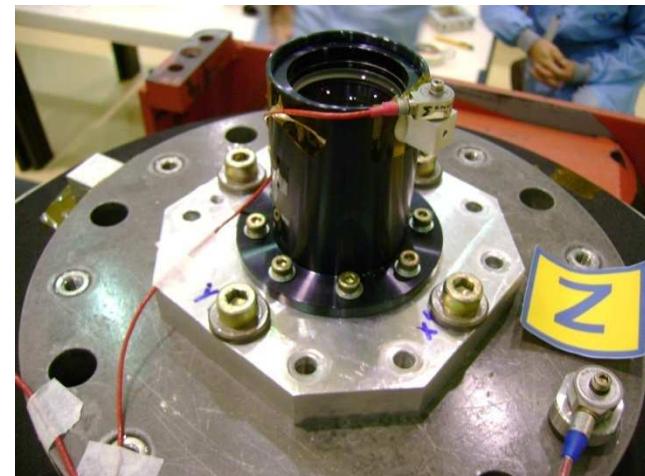
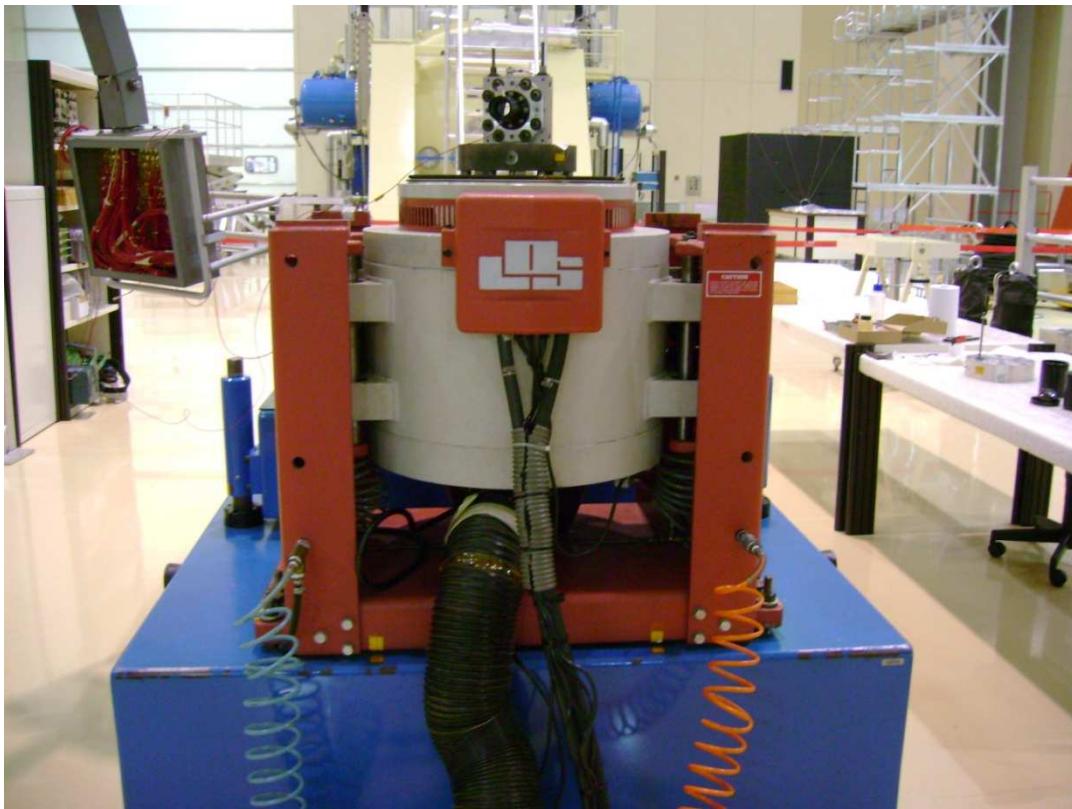


Ensaios de Vibração  
Acústica



# ENSAIOS DINÂMICOS

## Equipamento Sensor de Estrela





---

OBRIGADO

FIM

---