



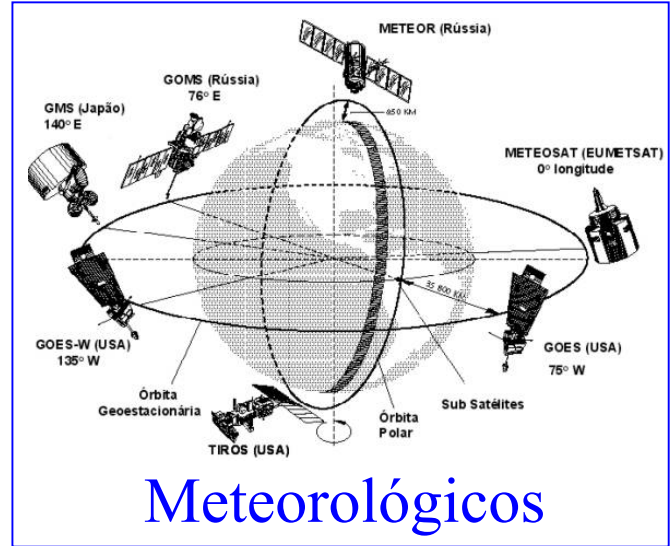
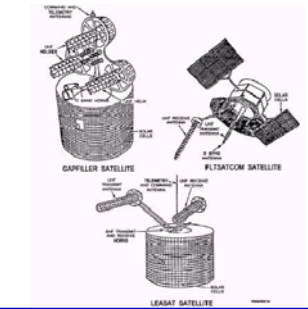
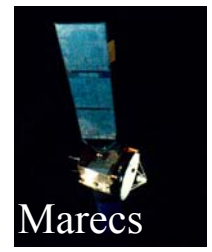
# Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites

## Exemplos de Projetos Térmicos de Satélites

**Dr. Fabiano Luis de Sousa**

Divisão de Mecânica Espacial e Controle - DMC

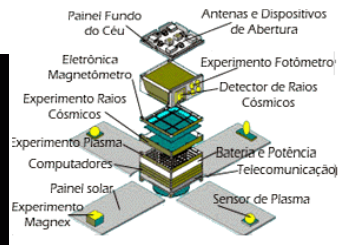
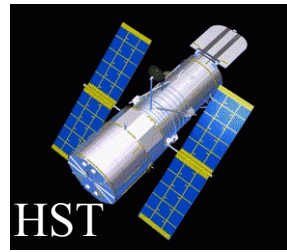
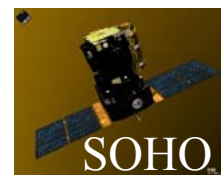
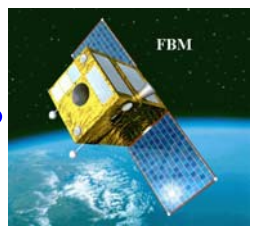
## Comunicações



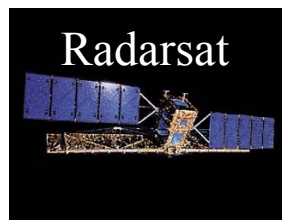
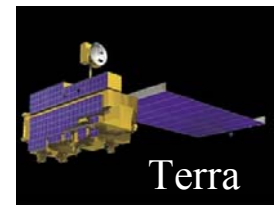
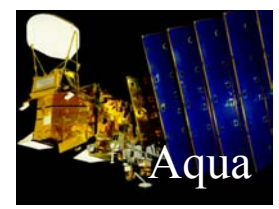
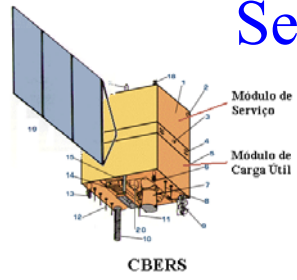
## Meteorológicos

# TIPOS DE SATÉLITES

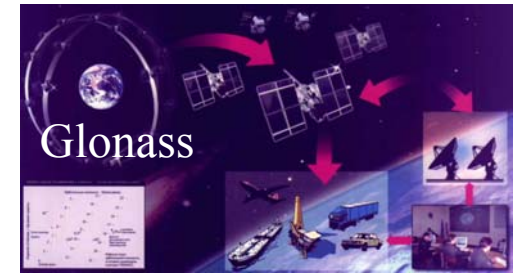
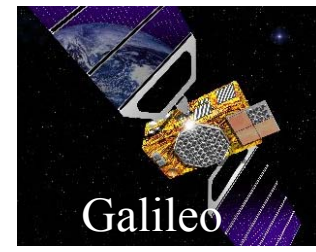
## Científicos/ Tecnológicos



## Sensoramento Remoto



## Navegação



## Femto (<0,1 kg)



**Nano (1-10 kg): Snap-1 (6,5 kg)**



**Micro (10-100 kg): SACI-2 (60 kg)**

**Pico (0,1-1 kg): DARPA PicoSat (0,5 kg)**



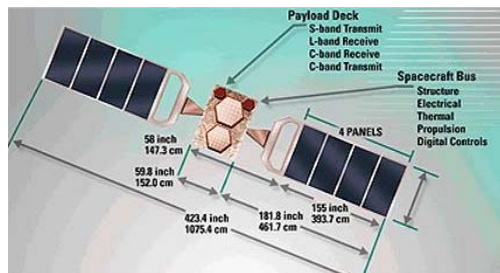
**GlobalStar (450 kg)**  
**SCD-2 (115 kg)**  
**Mini (100-500 kg)**



**Médios (500-1000 kg)**  
**Intelsat IV (595 kg)**



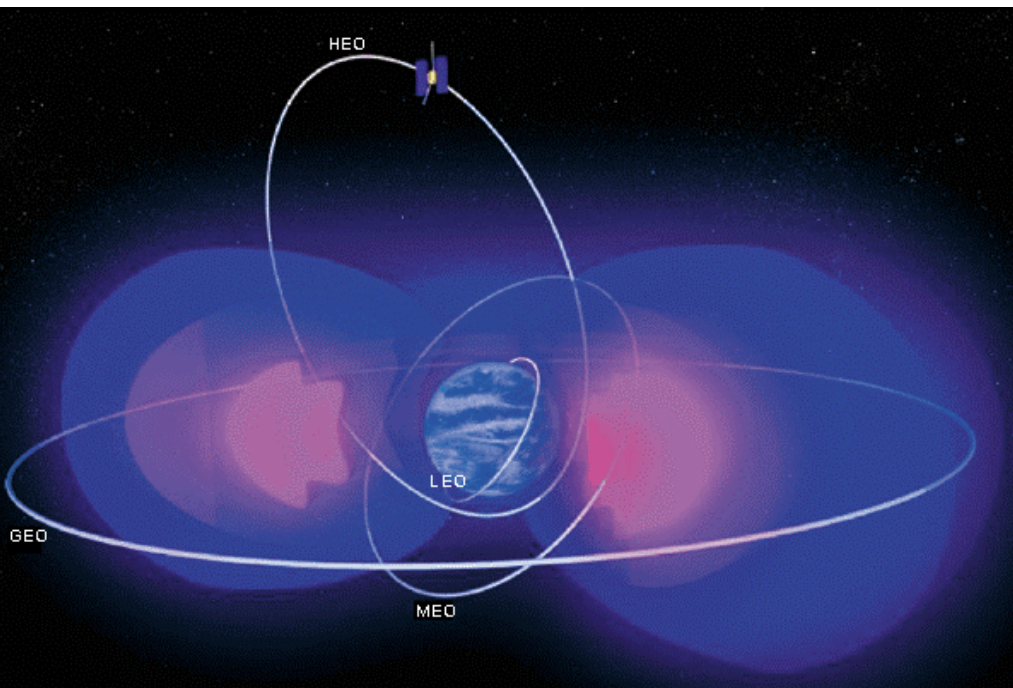
**Grandes (> 1000 kg)**  
**CBERS 1&2 (1450 kg)**





## Principais Parâmetros a Serem Considerados no Projeto Térmico de Um Satélite

### • Tipo de Órbita



- Tipo de Atitude
  - Estabilizado por gravidade.
  - Estabilizado por rotação.
  - Estabilizado em três eixos.

- Dissipação Interna
  - Dissipação Total.
  - Pontos Quentes.

- Requisitos Especiais
  - Controle estrito da temperatura, transientes ou gradientes.
  - Sistemas criogênicos.

# OBJETIVOS DO PROJETO TÉRMICO:

- Garantir que a *temperatura* dos componentes mecânicos, elétricos e eletrônicos do satélite permaneçam dentro das faixas requeridas para os mesmos.
- Garantir que os *gradientes/transientes de temperatura* nos componentes mecânicos, elétricos e eletrônicos do satélite permaneçam dentro das faixas requeridas para os mesmos.

# Principais Elementos Utilizados no Controle Térmico de Um Satélite

- **Revestimentos térmicos: Tintas, fitas e superfícies óticas refletoras (OSR).**
- **Mantas Multicamada Super-Isolantes (MLI).**
- **Elementos nas interfaces.**
- **Radiadores.**
- **Capacitor térmico.**

- **Tubos de Calor (HP), CPL e LHP.**
- **Venezianas Térmicas.**

- **Aquecedores elétricos.**
- **Resfriadores termoelétricos.**
- **Cryocoolers.**
- **Circuitos com bombeamento mecânico.**

- **Sensores de temperatura, Termostatos e Controladores de estado sólido.**

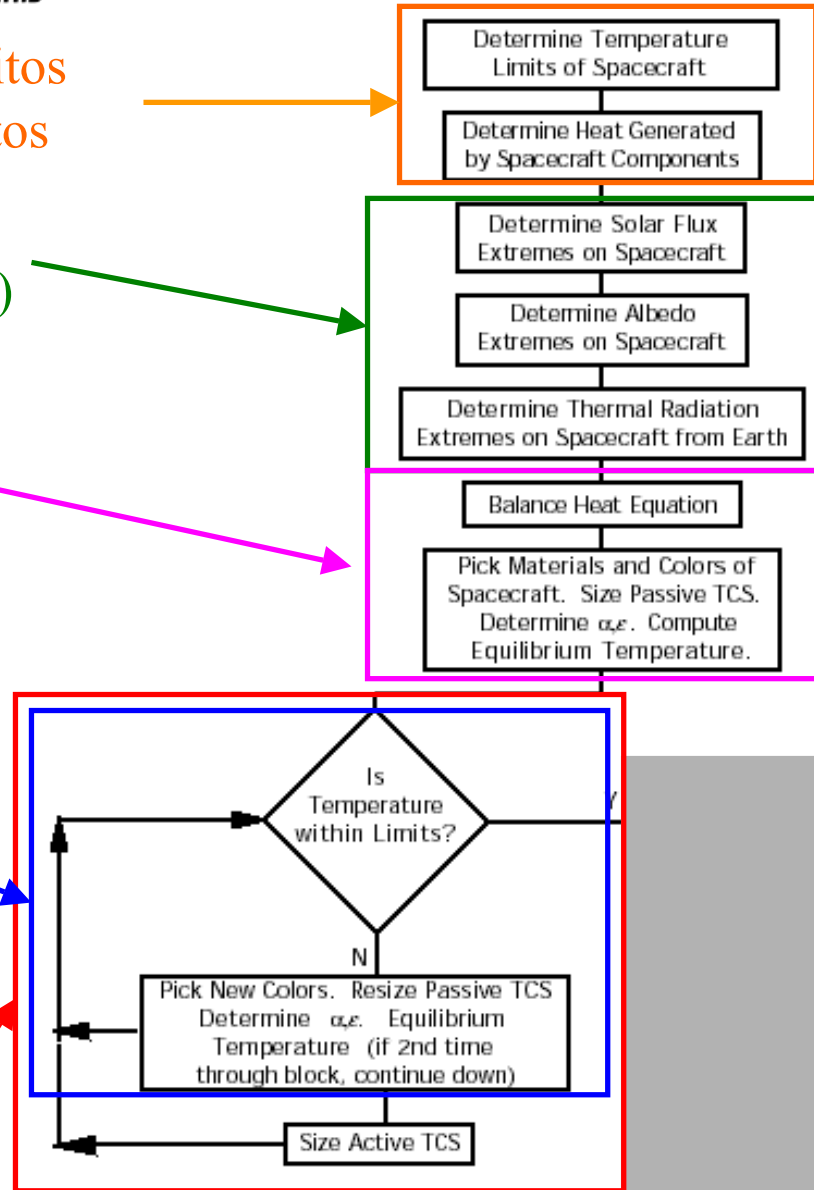
Determinação dos Requisitos  
Térmicos dos Equipamentos

Determinação das Cargas  
Térmicas Externas (órbita)

Determinação de um projeto  
inicial (Somente com  
elementos de Controle  
térmico passivo)

Processo iterativo para  
determinar projeto final  
apenas com elementos  
passivos simples (+heaters).

Processo iterativo para  
determinar projeto final com  
elementos passivos e ativos.



Principais Passos do  
Processo de Projeto  
Térmico de Um Satélite

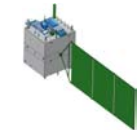
# Exemplos de Projetos Térmicos de Satélites



- **SCD-1:** Mini-satélite de órbita baixa, equatorial, com estabilização por spin.



- **SACI-1:** Micro-satélite de órbita baixa, polar, com estabilização por spin e com uma das faces orientada para o Sol.



- **CBERS-1:** Satélite de grande porte, órbita baixa polar, Sol-Síncrona, estabilizado em 3 eixos.



- **BrazilSat:** Satélite de grande porte, geo-estacionário, estabilizado em 3 eixos.



- **EO-1:** Satélite de médio porte, órbita baixa polar, Sol-Síncrona, estabilizado em 3 eixos.



- **CryoSat:** Satélite de médio porte, órbita baixa polar, não Sol-Síncrona, estabilizado em 3 eixos.



- **ST5:** Micro-satélite, órbita elíptica, estabilizado por rotação.



- **WMAP:** Satélite de médio porte, órbita L2, estabilizado em 3 eixos.



## SCD-1

**Missão:** Coleta e transmissão de dados.

**Arquitetura Mecânica:** Prisma de base octogonal.

**Dimensões:** 1m de diâmetro, 1,45m altura.

**Massa Total:** 115 kg.

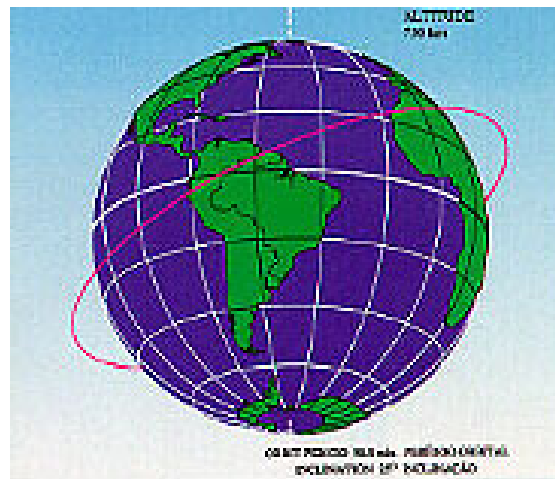
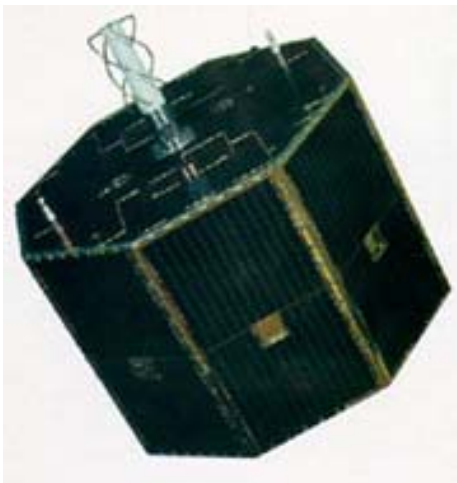
**Potência Elétrica:** 110W.

**Órbita:** Circular de 750 km de altitude, 25 graus de inclinação.

**Estrutura:** Painéis colméias de alumínio.

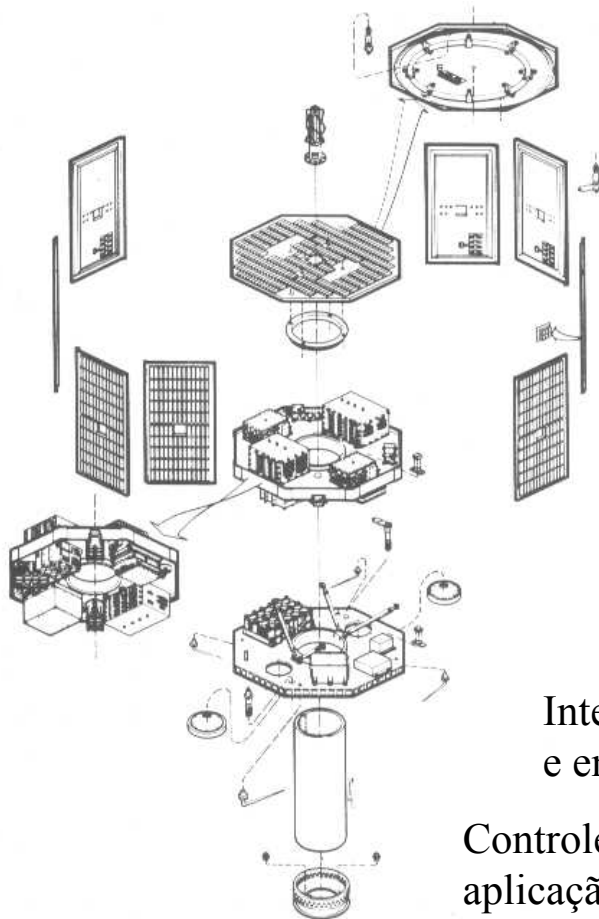
**Estabilização de atitude:** rotação.

**Controle Térmico:** Passivo



## Conceito do Controle Térmico do SCD1

- A **rotação do satélite** e as propriedades termo-ópticas das suas **superfícies laterais e superior (células solares com  $\alpha/\varepsilon \cong 1$ ) favorece o condicionamento térmico do mesmo.**



Maioria das Superfícies internas com alta emissividade (painéis e equipamentos).

Superfícies internas da parte inferior (entre os painéis central e inferior) dos painéis laterais com baixa emissividade.

Superfície externa do painel inferior com baixa emissividade (painel não recebe radiação direta do Sol ao longo da vida útil do satélite).

Painéis laterais isolados condutivamente dos painéis superior, central e inferior.

Tubo central acoplado condutivamente com os painéis superior, central e inferior.

Interfaces isolantes entre dissipadores shunt e painel inferior e entre transponder PCD e painel central.

Controle térmico Totalmente Passivo. Realizado apenas com a aplicação de revestimentos apropriados sobre as superfícies do satélite

## SACI-1

**Missão:** Científico, coleta e transmissão de dados.

**Arquitetura Mecânica:** Modular.

**Dimensões:** 0,44 m x 0,44 m x 0,57 m

**Massa Total:** 60 kg.

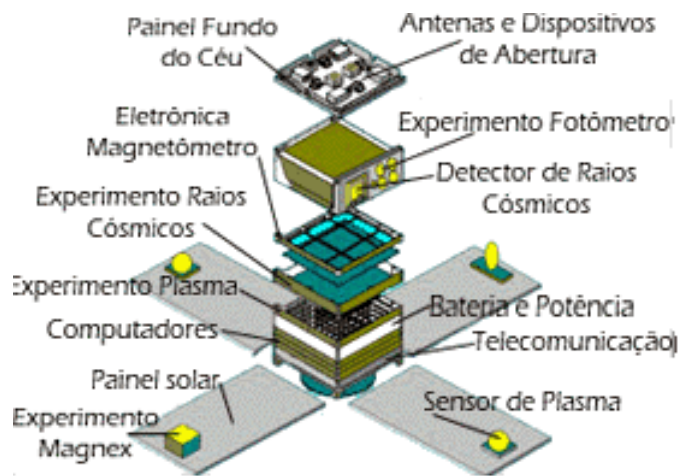
**Potência Elétrica:** 150 W.

**Órbita:** Polar, 98,5 graus de inclinação, 778 km de altitude, com uma face voltada para o Sol.

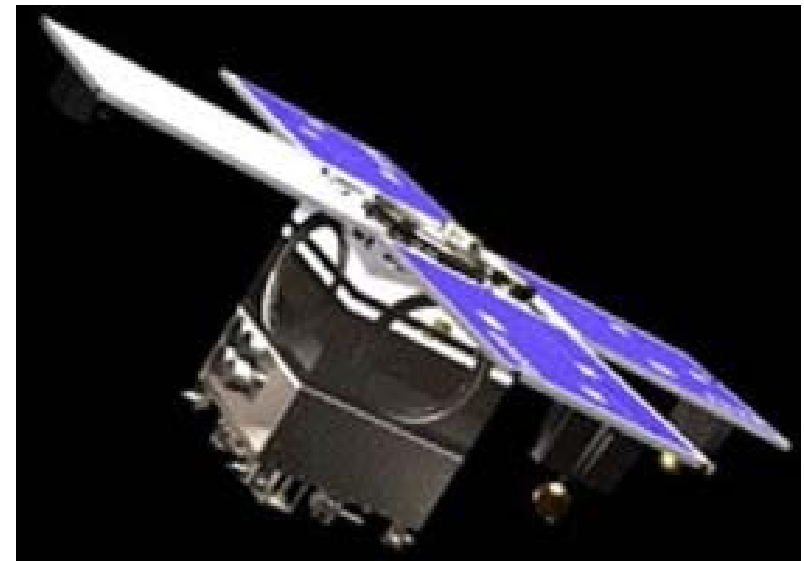
**Estrutura:** Placas de alumínio.

**Estabilização de atitude:** rotação (6 rpm).

**Controle Térmico:** Passivo

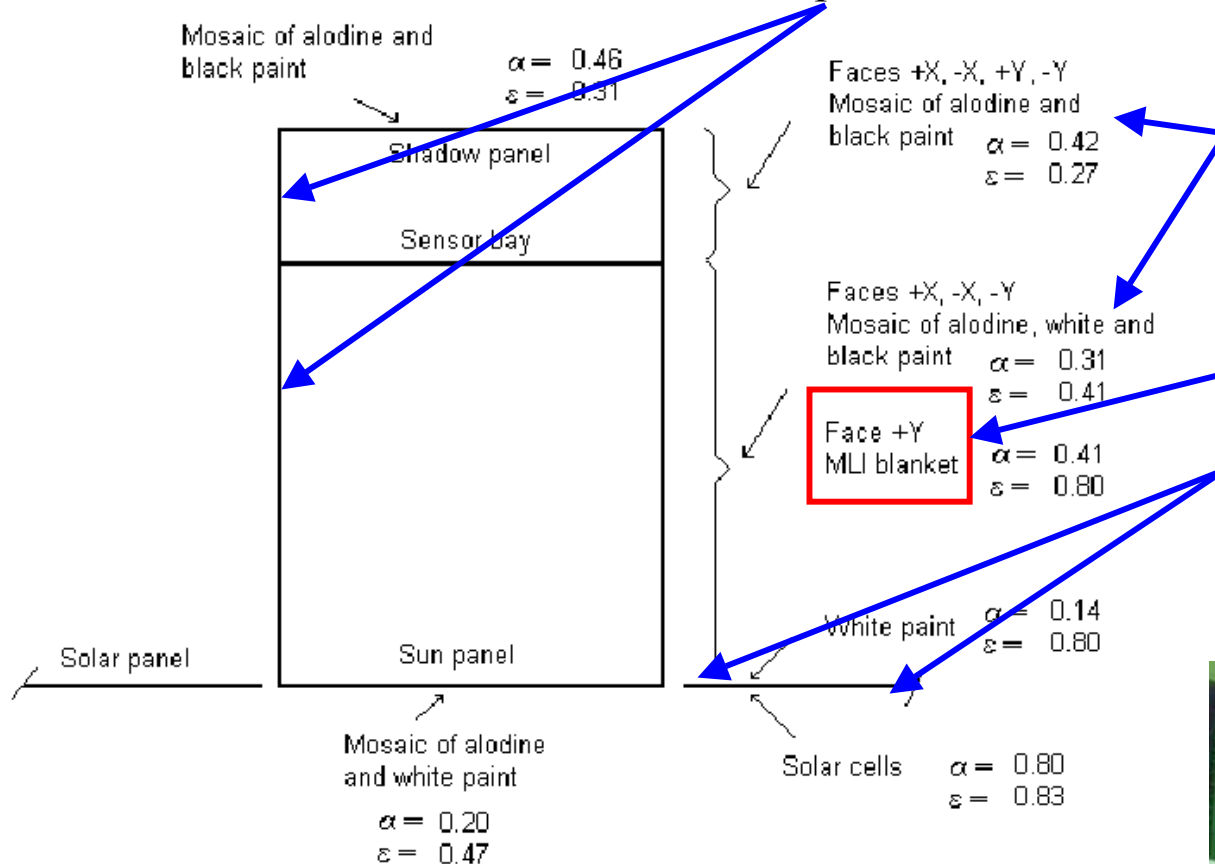


**SACI-1**



# Conceito do Controle Térmico do SACI-1

Minimização dos gradientes térmicos no interior do satélite. Superfícies internas com alta emissividade.



Controle da temperatura média do satélite ajustando os revestimentos das superfícies externas.

Cablagem externa ao painel inferior Y- coberta com MLI.

Minimização da temperatura dos painéis solares. Isolados condutivamente da estrutura.

Isolação térmica dos equipamentos colocados na parte externa ao satélite.





## CBERS-1

**Missão:** Sensoriamento remoto.

**Arquitetura Mecânica:** Módulo de serviço separado do módulo de carga útil. Equipamentos separados em compartimentos.

**Dimensões:** 2,0 m x 2,0 m x 3,3 m (painel solar: 6,3 m x 2,6 m).

**Massa Total:** 1450 kg.

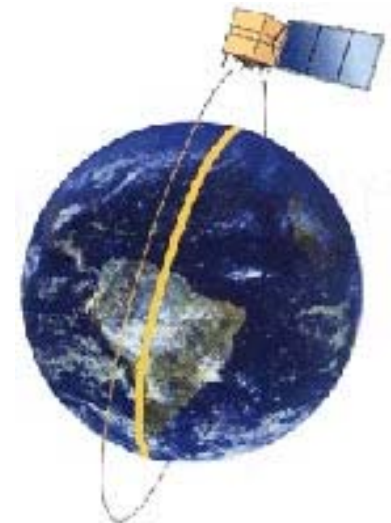
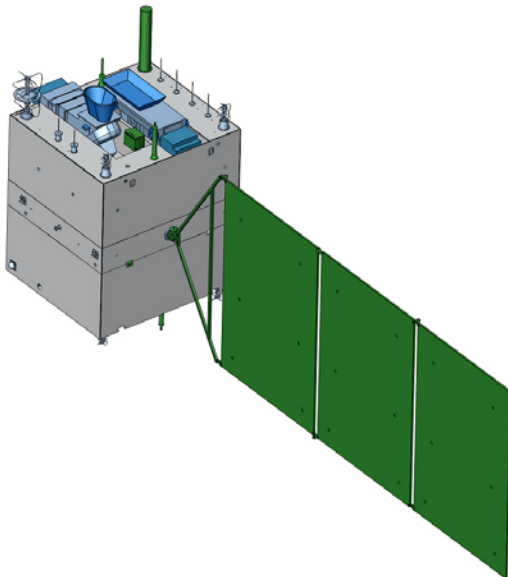
**Potência Elétrica:** 1100 W.

**Órbita:** Polar, 778 km de altitude, 98,5 graus de inclinação.

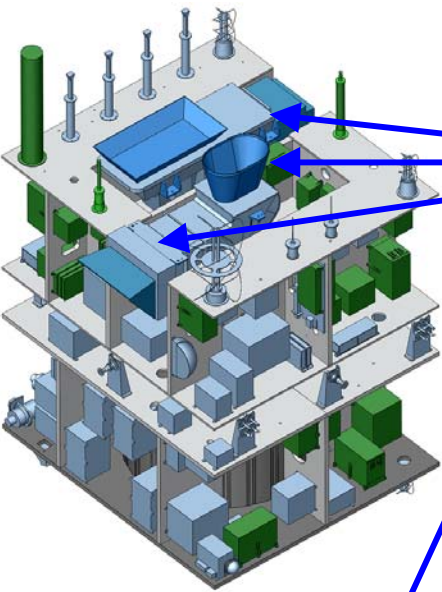
**Estrutura:** Painéis colméias de alumínio. Cilindro Carbono. Liga de Mg fundido.

**Estabilização de atitude:** 3 eixos.

**Controle Térmico:** Semi-passivo.



# Conceito do Controle Térmico do CBERS-1

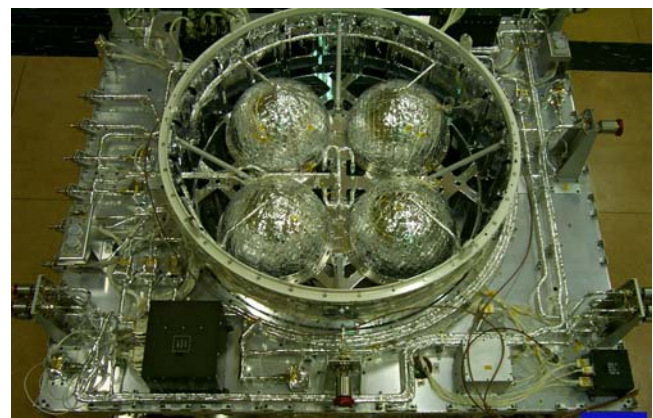


- Concepção “modular” para o controle térmico.
- Câmeras isoladas térmicamente do satélite.
- Módulo de carga útil isolado termicamente do módulo de serviço.
- Radiadores colocados nos painéis laterais de cada compartimento em função da necessidade de rejeição de calor de cada compartimento. Outras áreas cobertas com MLI.



- Controle Térmico predominantemente passivo: Uso de revestimentos seletivos (Tinta, OSR), fita aluminizada, MLIs, tubos de calor, isoladores de teflon ou SS e graxa térmica.
- Controle térmico ativo (heaters com controladores) utilizado no subsistema de propulsão, câmeras e no compartimento das baterias.





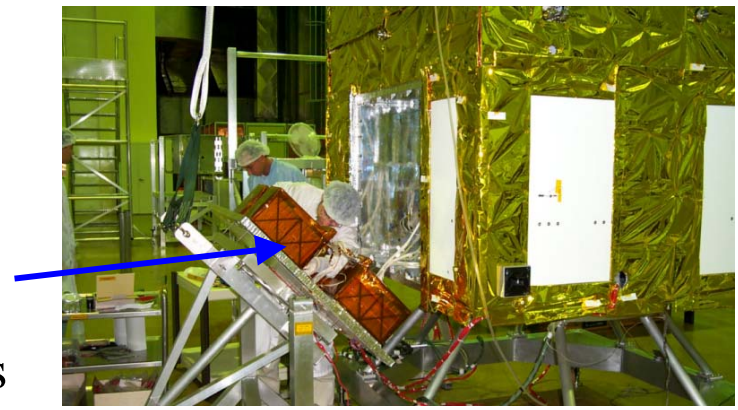
Sistema de propulsão isolado termicamente por meio de mantas de MLI e com controle térmico ativo por meio de heaters acionados por um controlador de estado sólido.

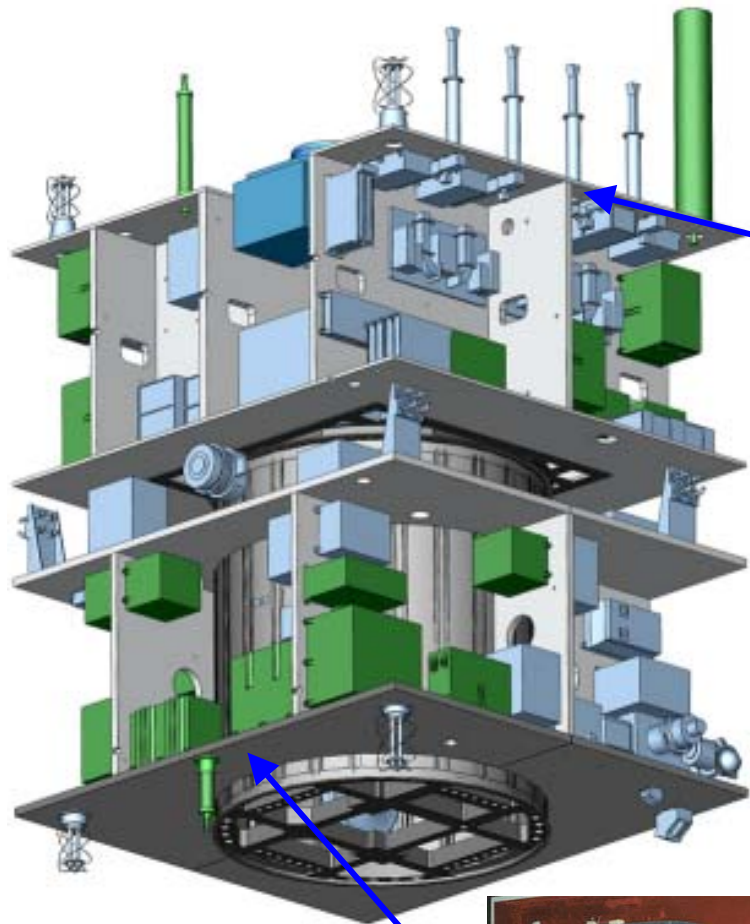
Baterias isoladas radiativamente do seu compartimento (MLIs sobre as baterias e fitas aluminizadas sobre as superfícies internas do compartimento) e acoplada condutivamente com o seu painel de fixação. Controle térmico ativo por meio de heaters acionados por controlador de estado sólido



Radiadores do compartimento das baterias

Baterias fixadas diretamente ao painel externo do compartimento (MLIs ainda não instalados sobre as mesmas)

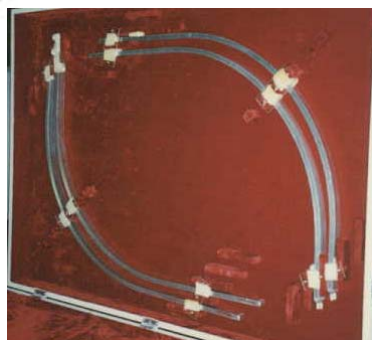




HPs lineares foram instalados no painel dos TWTs

Tubos de Calor (HPs) foram instalados no interior dos painéis do BDR/Shunt e TWTs, equipamentos que dissipam uma grande quantidade de calor, de forma a retirar de forma mais eficiente e espalhar o calor destes equipamentos por uma área maior para rejeição ao espaço.

HPs curvos foram instalados no Painel do Shunt/BDR



Inserção dos HPs curvos no Painel do Shunt/BDR





# BrasilSat

**Missão:** Telecomunicações.

**Arquitetura Mecânica:** Cilíndrica, em duas partes extensíveis.

**Dimensões:** 8,3 m x 3,65 m (em órbita com cilindros estendidos - B1)

**Massa Total:** 1052 kg (B1).

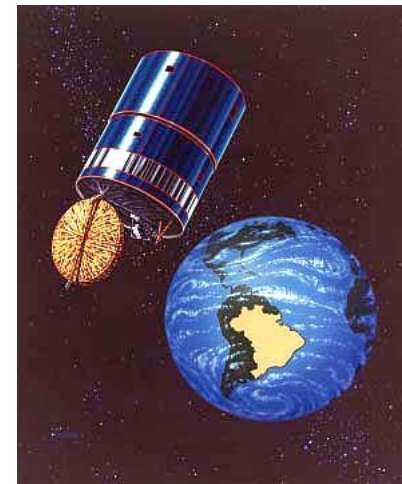
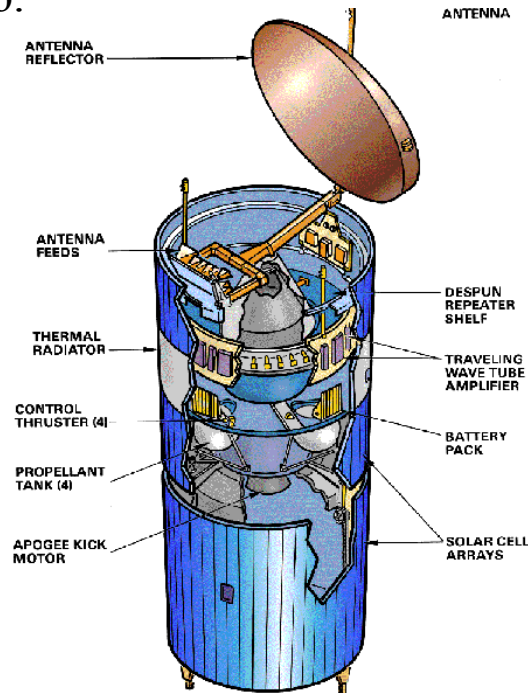
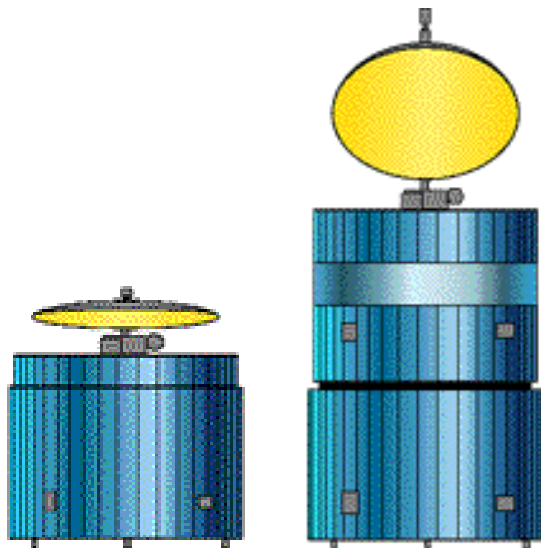
**Potência Elétrica:** 1800 W (B1).

**Órbita:** Geo-estacionária (36000 km).

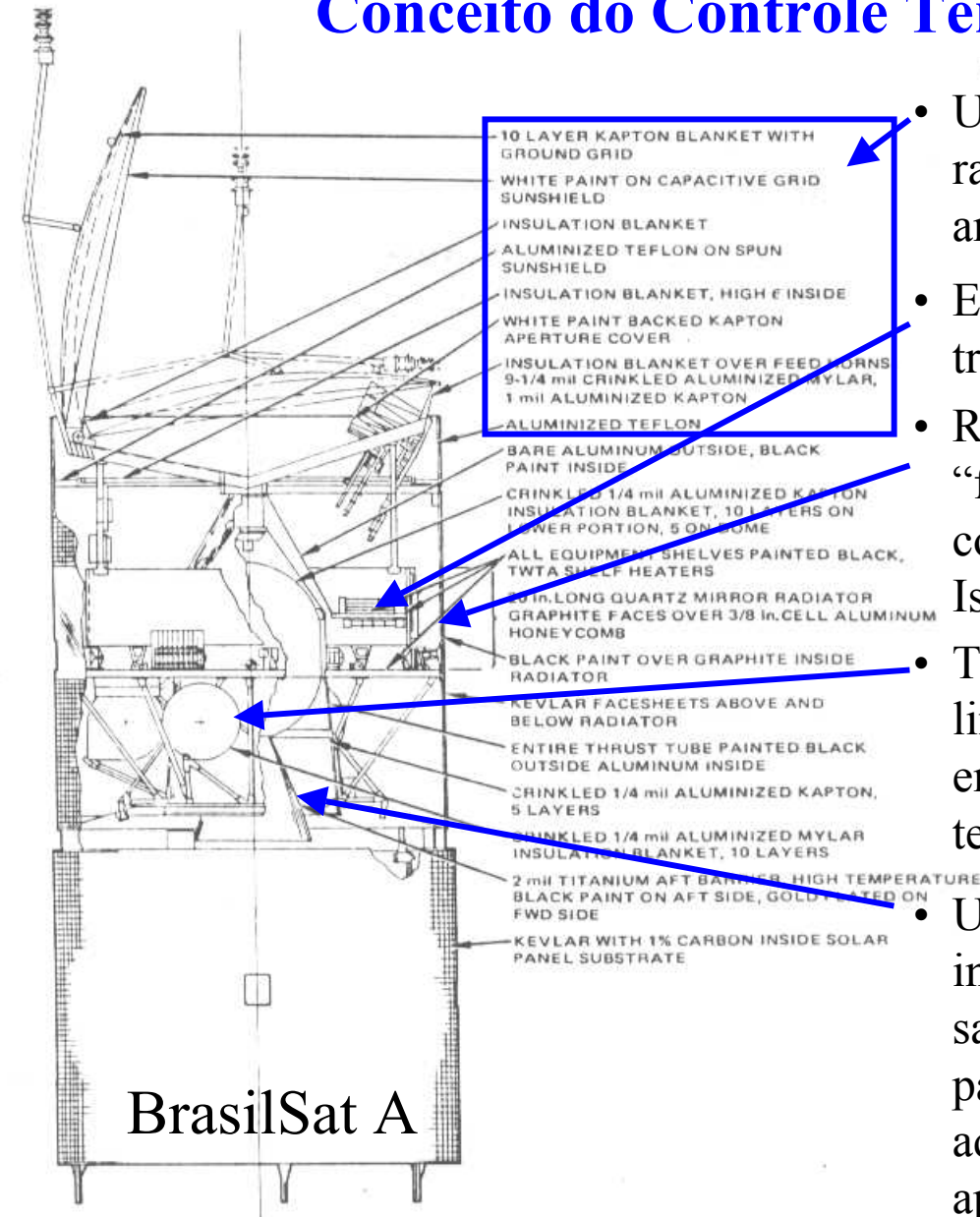
**Estrutura:** Painéis colméia de Al fixados à um cilindro central.

**Estabilização de atitude:** Por rotação.

**Controle Térmico:** Semi-passivo.



## Conceito do Controle Térmico do BrasilSat



**BrasilSat A**

- Uso extensivo de MLIs e superfícies refletoras à radiação Solar de forma a reduzir gradientes na antena (evitar falhas de apontamento).
- Equipamentos pintados de preto para aumentar troca radiativa com radiador e painel solar.
- Radiador de colmeia de alumínio com “facesheets” de carbono, coberto externamente com SSM e internamente com tinta preta. Isolado condutivamente dos painéis solares
- Tanques de combustível cobertos com MLIs e linhas de propulsão com fita de baixa emissividade. Heaters usados no controle de temperatura destes elementos.
- Uma placa de Ti revestida com Au internamente (face voltada para o interior do satélite) é colocada ao redor da tubeira e na parte posterior do satélite para proteger contra aquecimento dos gases de exaustão do motor de apogeu .

## EO-1

**Missão:** Sensoriamento remoto/Tecnológico.

**Arquitetura Mecânica:** Prisma de base exagonal.

**Dimensões:** 2,1 m (L) x 1,80 (H).

**Massa Total:** 566 kg.

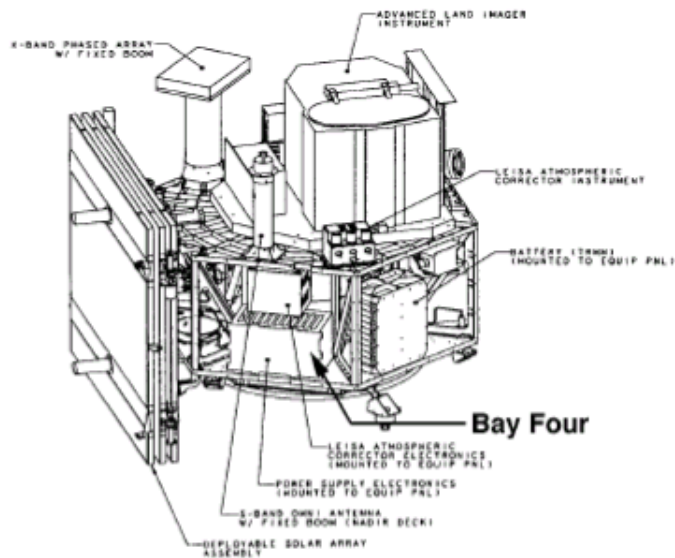
**Potência Elétrica:** 315 W.

**Órbita:** Circular, 703 km de altitude, Sol-síncrona, 98,2 graus de inclinação.

**Estrutura:** Painéis colmeia de alumínio/Treliça.

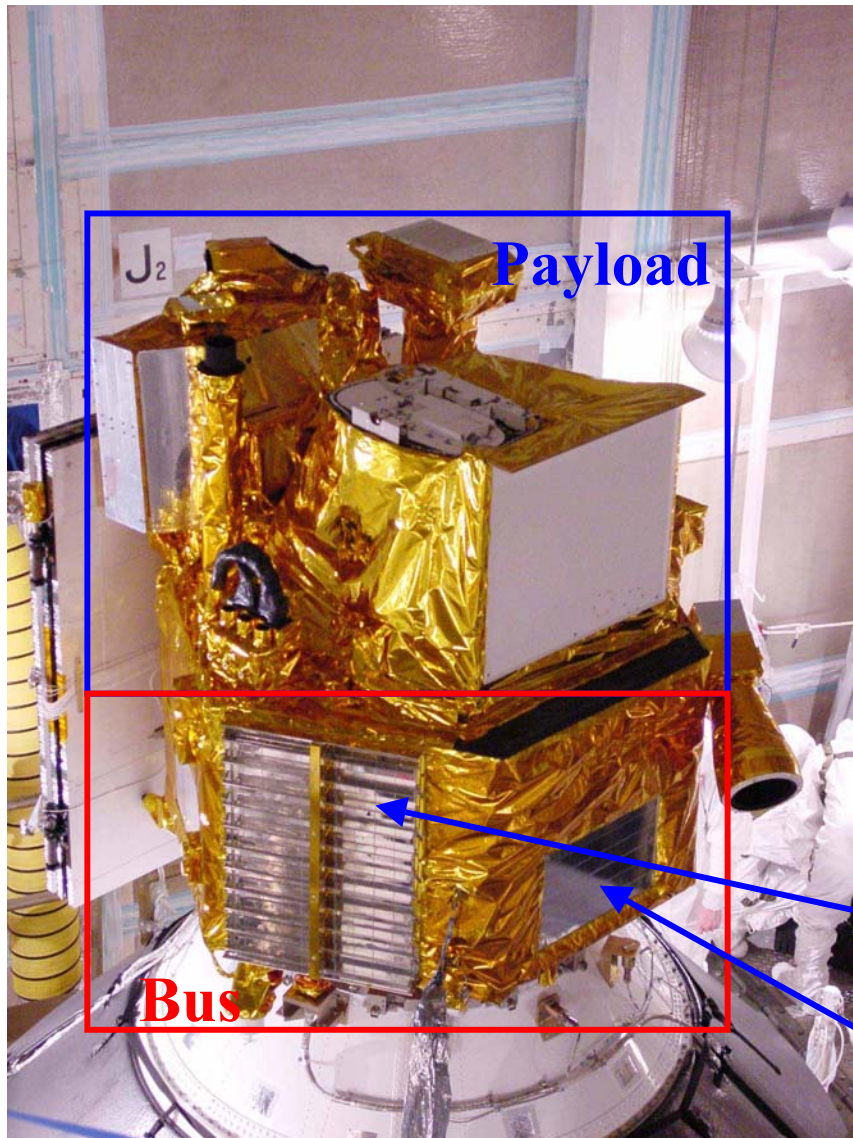
**Estabilização de atitude:** 3 eixos.

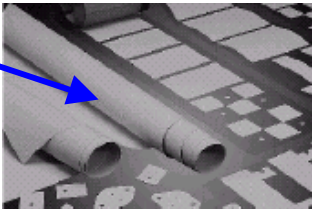
**Controle Térmico:** Semi-passivo





## Conceito do Controle Térmico do EO-1



- Controle térmico dedicado por cada compartimento.
- Maior parte da superfície externa do satélite coberta com MLIs, de forma a minimizar perdas de calor e influência das cargas térmicas externas.
- Equipamentos eletrônicos dissipam calor diretamente, por condução, sobre os painéis laterais. Acoplamento cond. incrementado com uso de Interfillers (ChoTherm) 
- Heaters usados no CT das baterias e sist. de propulsão.
- Baterias acopladas com painel lateral e isoladas térmicamente do resto do satélite (MLIs).
- Veneziana usada sobre radiador da bateria para reduzir necessidade de potência do heater.
- Painel/radiador Carbono-Carbono (alta cond efetiva).



## CryoSat

**Missão:** Sensoriamento remoto (Radar).

**Arquitetura Mecânica:** Plataforma em forma de caixa com prolongamento.

**Dimensões:** 4,5 m (H) x 2,3 m (L) x 2,2 (E).

**Massa Total:** 720 kg.

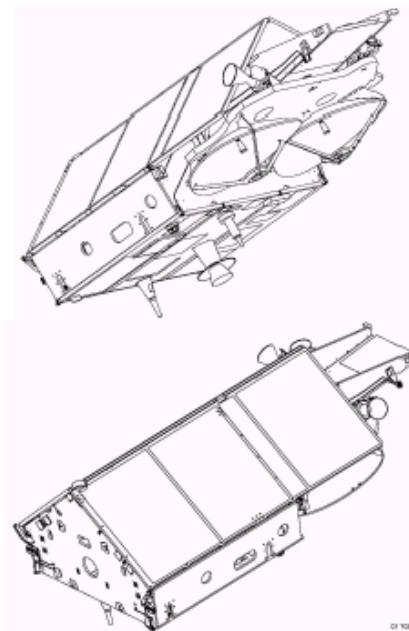
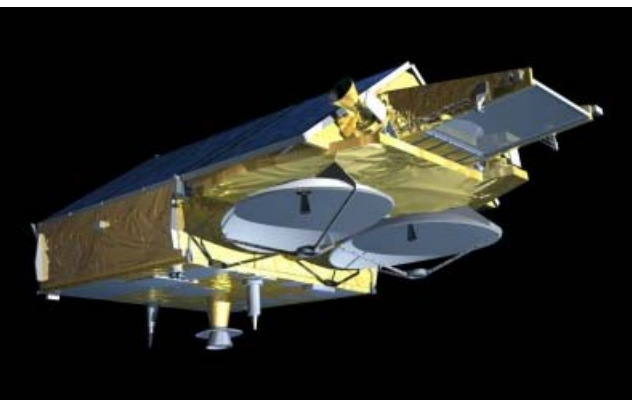
**Potência Elétrica:** 1600 W.

**Órbita:** Circular, 720 km de altitude, não Sol-síncrona, 92 graus de inclinação.

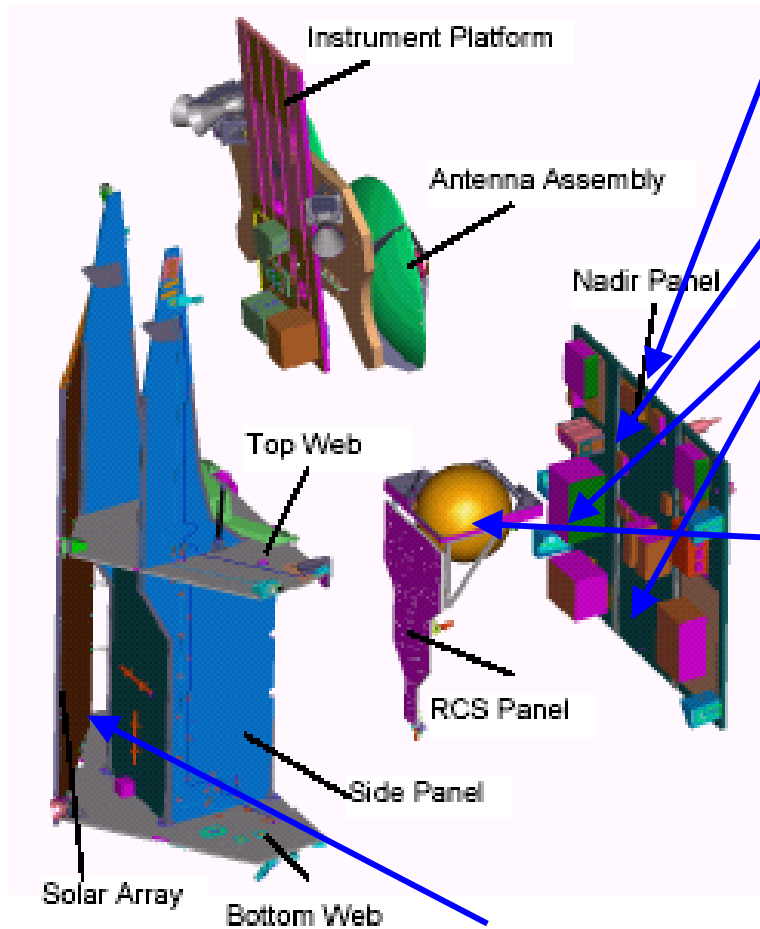
**Estrutura:** Paineis colméia de alumínio.

**Estabilização de atitude:** 3 eixos.

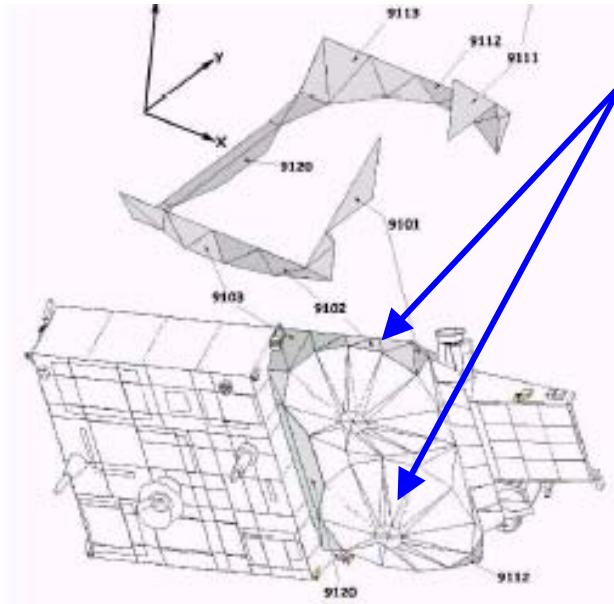
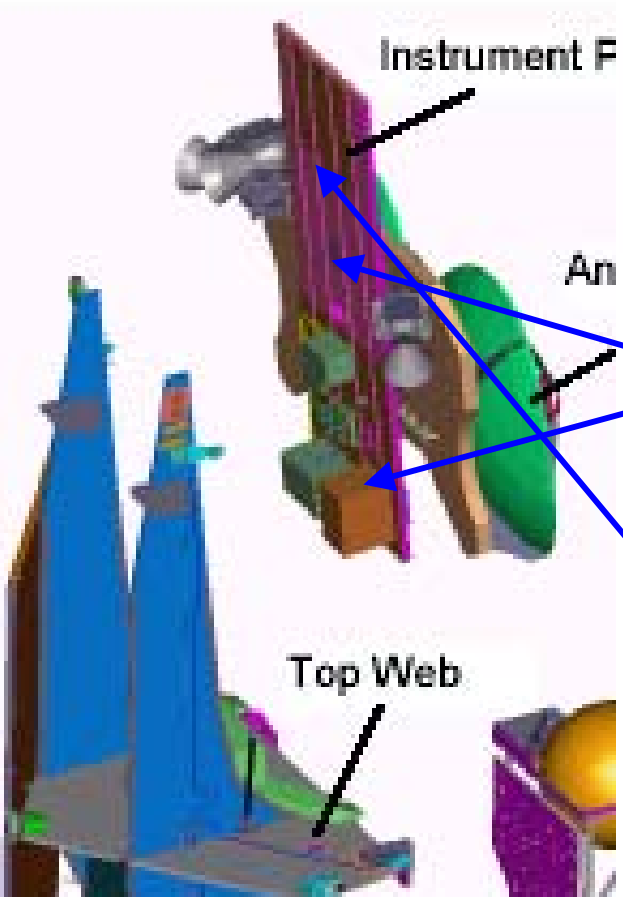
**Controle Térmico:** Semi-passivo



## Conceito do Controle Térmico do CryoSat



- A maioria dos equipamentos eletrônicos estão fixados à um painel único onde que acomoda diferentes áreas de radiação (revestimento SSM).
- Equipamentos mais dissipativos são montados sobre espalhadores de calor (doublers).
- Todos os equipamentos e superfícies no interior do corpo principal são pintadas de preto de forma à homogeneizar a temperatura e evitar áreas quentes localizadas.
- Tanque de N<sub>2</sub> (propulsores de gás frio) não é isolado com MLIs .
- A bateria (Li-Ion) é termicamente isolada do painel principal. Ela é montada sobre um radiador de alumínio que é fixado ao painel nadir por arruelas isolantes.
- Paineis solares, que atingem extremos de temperatura (-165 °C a 140 °C), são isolados termicamente da estrutura do satélite por meio de MLIs e suportes de Ti.



- Antenas requerem alta estabilidade térmica e equalização de temperatura: todos os refletores e vigas de fixação feitos de CFRP e alimentadores de invar; perímetro das antenas isolados radiativamente com SLI e partes posteriores com MLI.

- Eletrônica do radar montada sobre um painel que está desacoplado térmicamente do resto do satélite (MLI, superfícies com baixa emissividade e suportes isolantes).

- O calor dissipado pelos equipamentos do radar é transportado para radiadores por meio de 4 tubos de calor de condutância constante. Espalhadores de calor são usados para distribuir o calor transversalmente ao painel.

## ST-5

**Missão:** Tecnológico.

**Arquitetura Mecânica:** Prisma octogonal.

**Dimensões:** 0,46 m (D) x 0,23 m (H).

**Massa Total:** 20 kg.

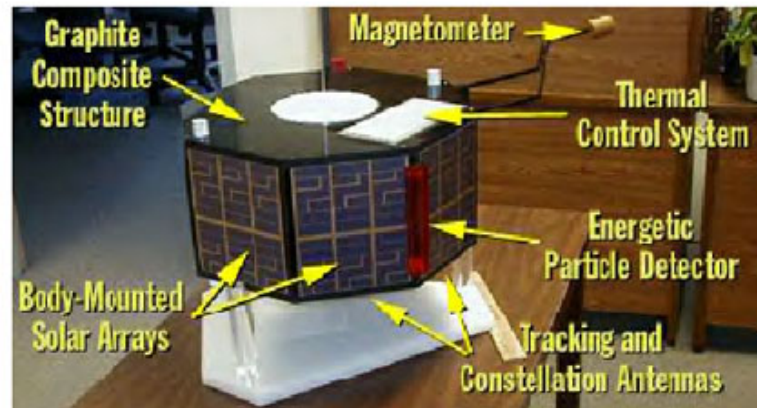
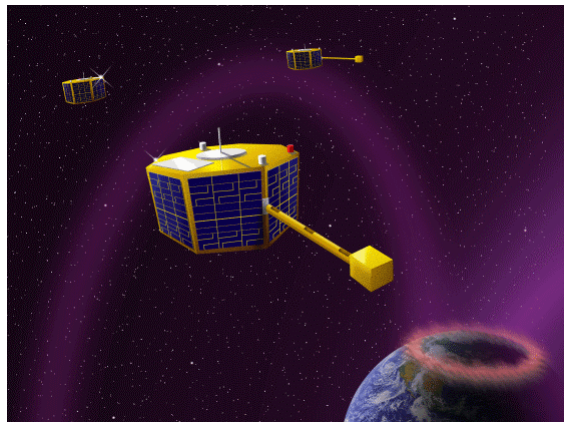
**Potência Elétrica:** 23 W.

**Órbita:** Elíptica (185 km x 35891 km), inclinação de 0 à 28,5°.

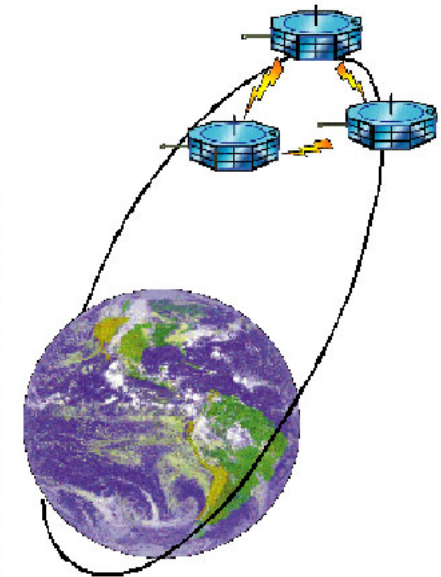
**Estrutura:** Al em colméia e placas.

**Estabilização de atitude:** rotação (20 rpm).

**Controle Térmico:** Passivo



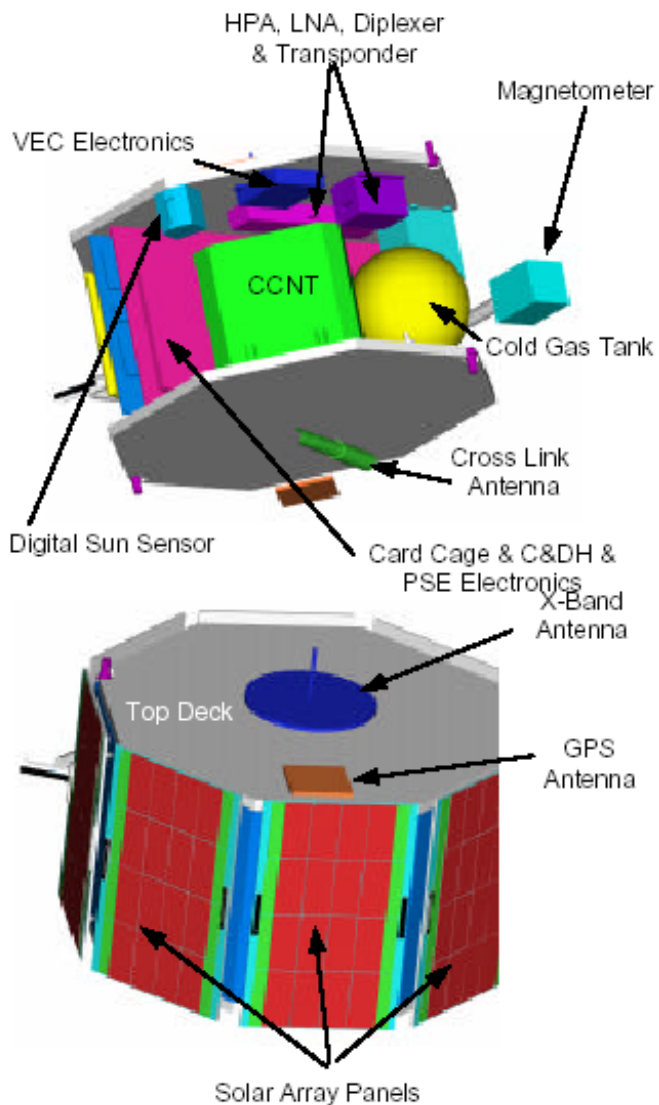
Model of ST5 satellite.



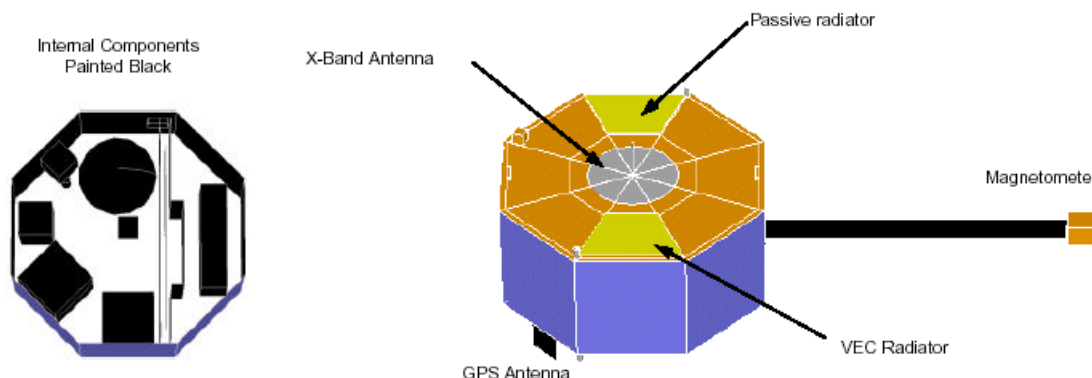
Rendition of ST5 satellites in constellation formation orbit.



## Conceito do Controle Térmico do ST-5



- Design Driver: Garantir que no final do eclipse o interior do satélite estivesse com temperatura acima de  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ .
- Três configurações analisadas, incluindo uma com CPL.
- Painéis solares isolados condutivamente da estrutura.
- Todos os equipamentos internos cobertos com tinta de alta emissividade.
- A menos de uma pequena área para rejeição de calor ( $200\text{ cm}^2$ ), os painéis superior e inferior são cobertos com MLI (18 camadas).
- Uso de radiador com emissividade variável.



## WMAP (Winkinson Microwave Anisotropy Probe)

**Missão:** Medir a radiação cósmica de fundo com alta precisão ( $\mu\text{K}$ ).

**Arquitetura Mecânica:** Mista (treliça/box).

**Dimensões:** 3,8 m (H) x 5,0 m (D).

**Massa Total:** 840 Kg

**Potência Elétrica:** 419 W

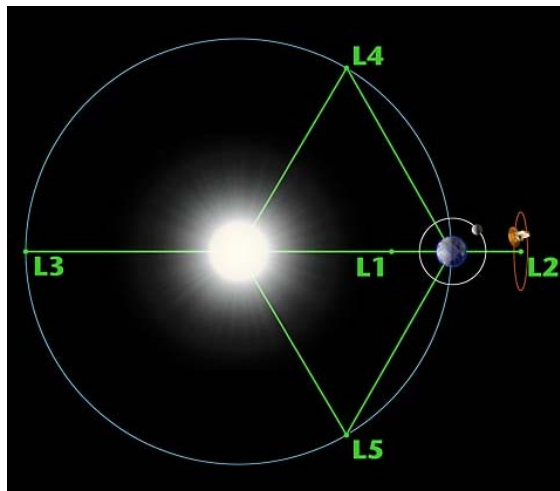
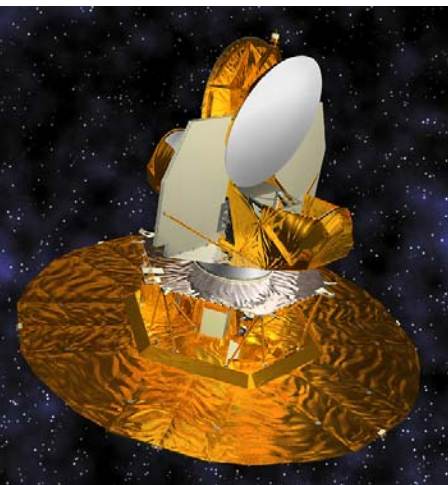
**Órbita:** Ponto Lagrangiano L2 ( $1.5 \cdot 10^6$  km da Terra).

**Estrutura:** Colméias de alumínio e Carbono; Cilindro/barras de gamma-alumina.

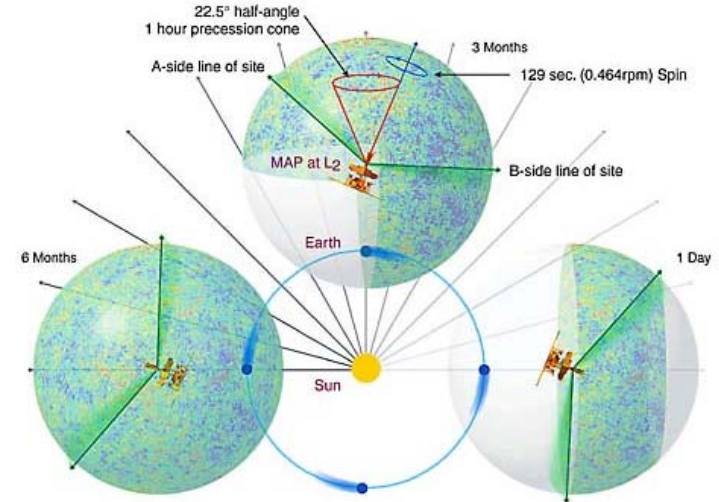
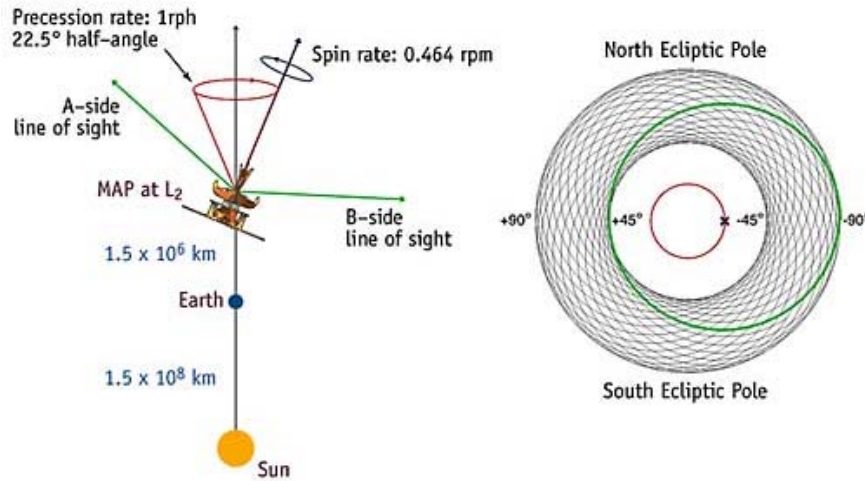
**Estabilização de atitude:** 3 eixos.

**Controle Térmico:** Semi-Passivo.

Animação: from earth to L2.avi



- Porque o L2: “This vantage point offers an exceptionally stable environment for observing since the observatory can always point away from the Sun, Earth and Moon while maintaining an unobstructed view to deep space.” [6]



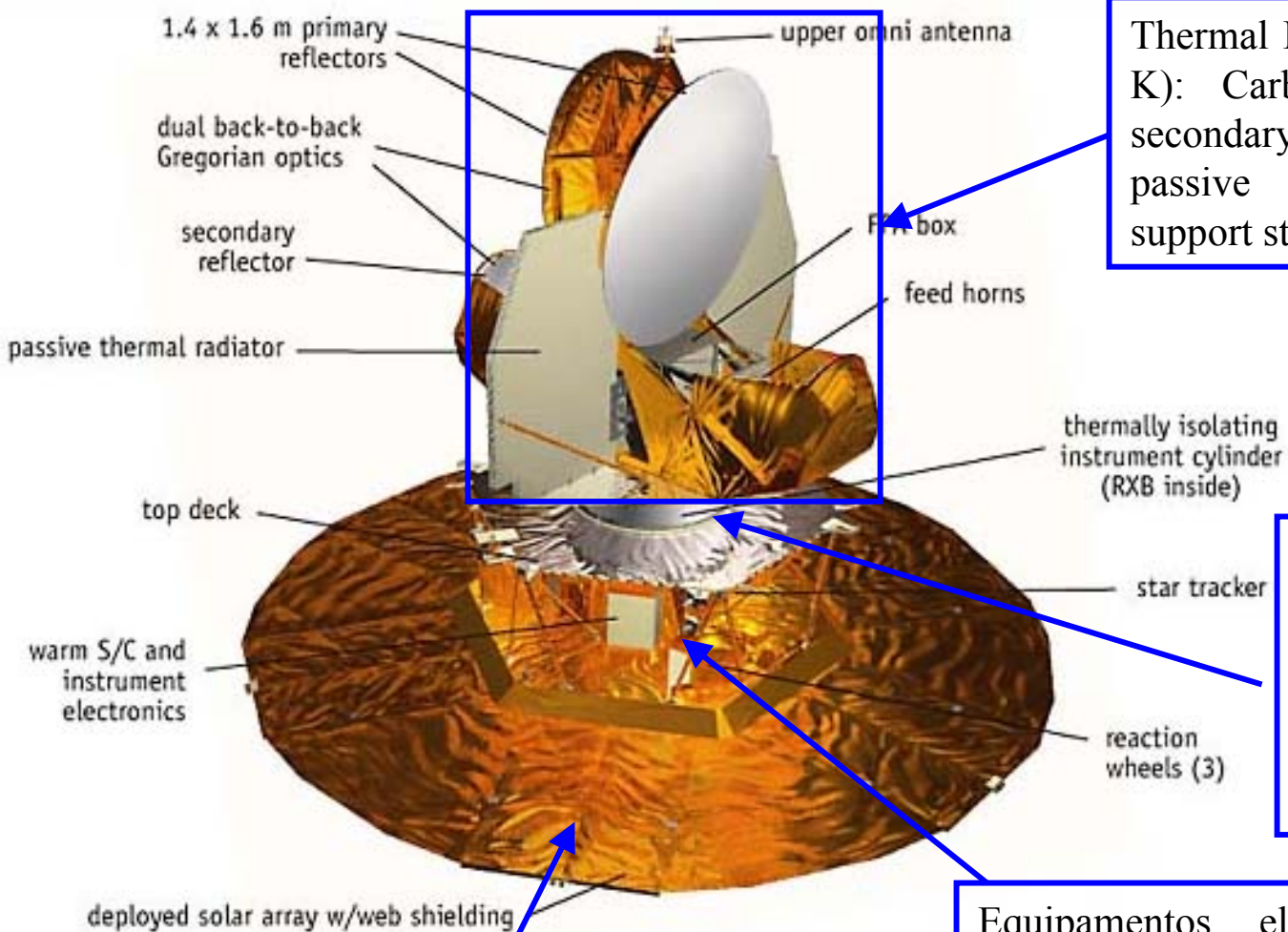
- Principais “Design drivers” térmicos:

- Temperatura no sensor do telescópio < 95 K
- Estabilidade de 5 mK rms em alguns pontos do sensor à cada giro da espaçonave.

➔ A Carga Útil deve estar completamente isolada térmicamente do “resto” do satélite.



# Conceito do Controle Térmico do WMAP



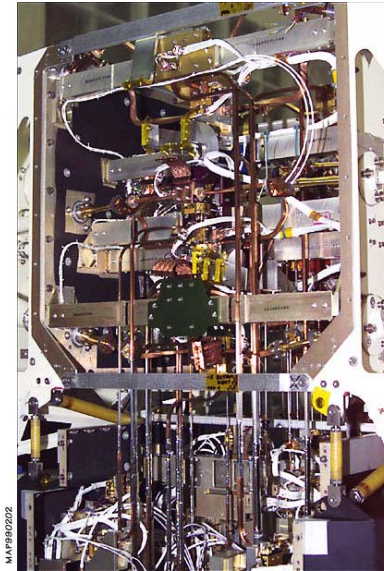
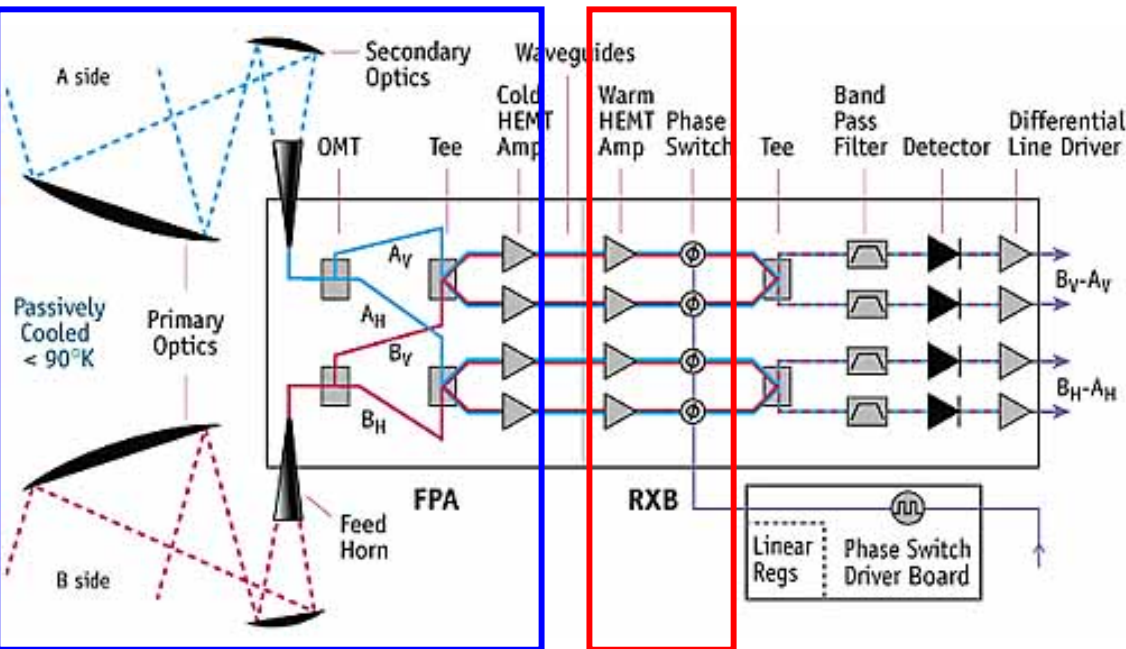
Thermal Reflector System ( $T < 95$  K): Carbon composite primary secondary microwave reflectors, passive aluminum radiator and support structure).

Cilindro de gamma-alumina ( $k < 1$  W/mK) coberto com tinta branca (A276), isola condutivamente baía dos equipamentos “quentes” da estrutura do instrumento.

Equipamentos eletrônicos fixados à uma estrutura hexagonal de material composto (Carbono): Controle térmico individual com radiador/heater/MLI.

Partes posteriores dos painéis solares cobertas com MLI (18 camadas).



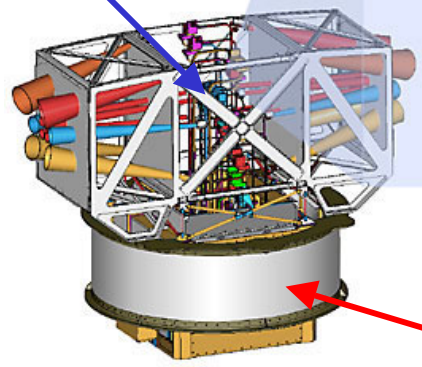
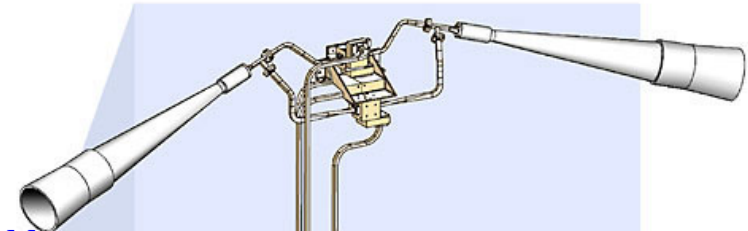


Sensor  
 $T \leq -178^{\circ}\text{C}$

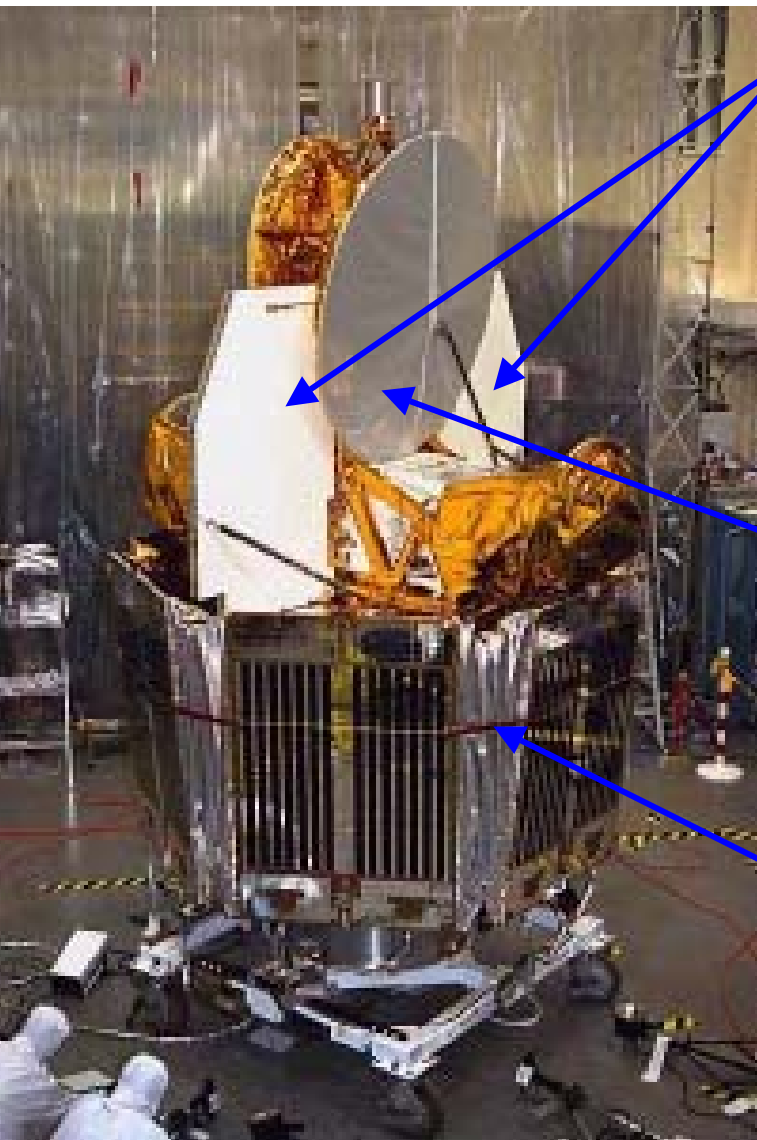
Amplificadores  
 $0 \leq T \leq 30^{\circ}\text{C}$

Focal Plane Assembly  
 Structure FPA

Waveguides (Cu) entre o FPA e o RXB: Isolação com hastes de aço inoxidável (20,32 cm dentro dos WG) e MLIs na interface.

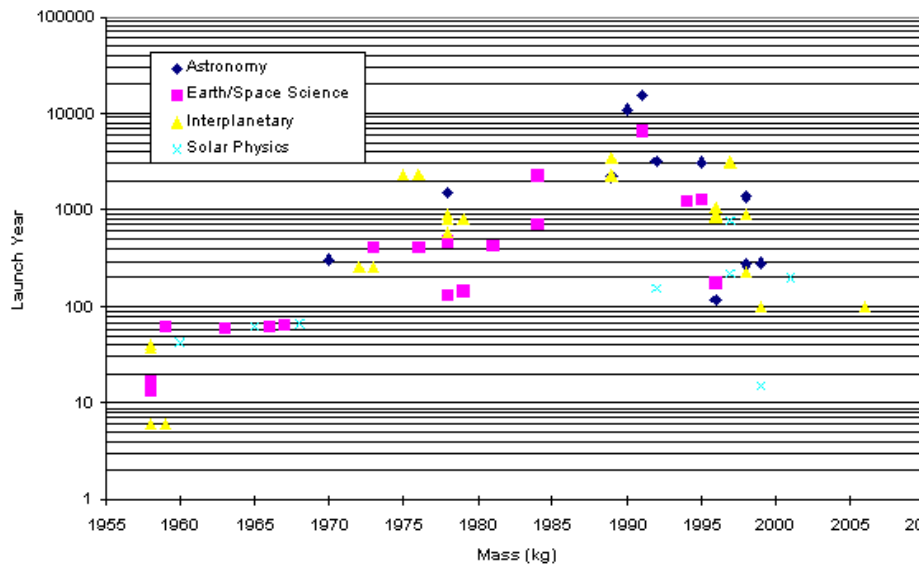


Receiver Box (RXB)  
 no interior do cilindro

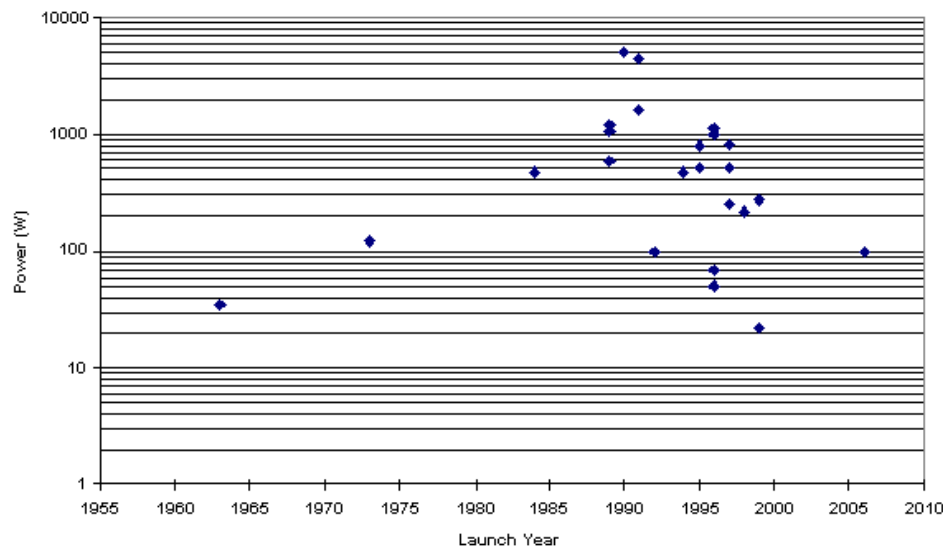


- Radiadores térmicos laterais provêm área (5,45 m<sup>2</sup>) para rejeição de calor gerado pelos “amplificadores frios” e fluxos térmicos parasitas. São compostos por painéis honeycomb com estrutura de alumínio e “facesheets” de Al 1100, que são conectadas termicamente aos “amplificadores frios” por meio de “thermal straps” de Al 1100 ( $k = 350 \text{ W/mK}$  a 90 K).
- Superfícies externas dos refletores primários e secundários aluminizadas e cobertas com óxido de sílica (SiO<sub>x</sub>) ( $\alpha/\epsilon = 0.8$ ), de forma a evitar superaquecimento durante as fases de manobra, antes do posicionamento final no L2.
- Aprox. 60 % da área frontal do painel solar coberta com OSR (para permitir que a temperatura do painel se mantenha no intervalo de 70 a 80 °C).

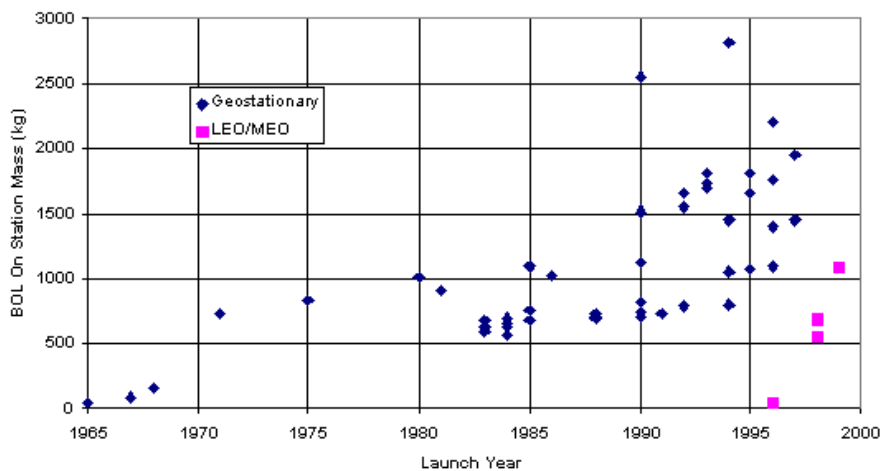
**Mass Trends of NASA Unmanned Spacecraft**



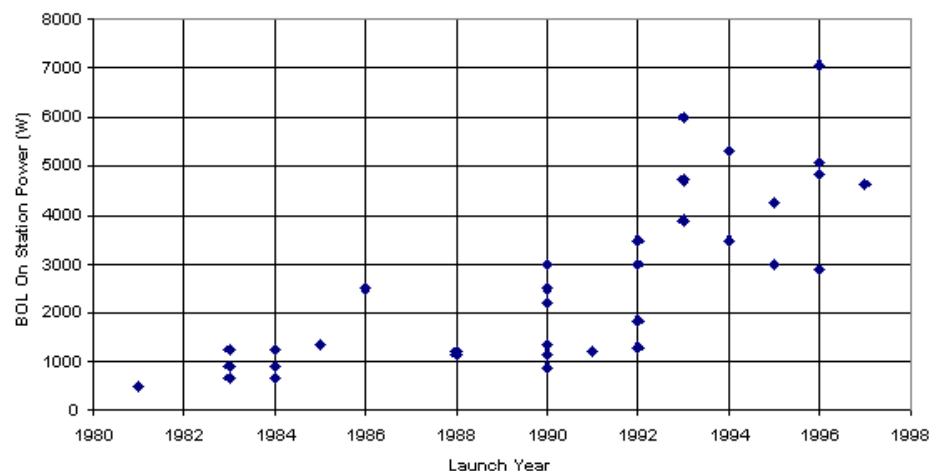
**Power Trends of NASA Unmanned Spacecraft**



**Mass Trends of Commercial Communications Satellites**



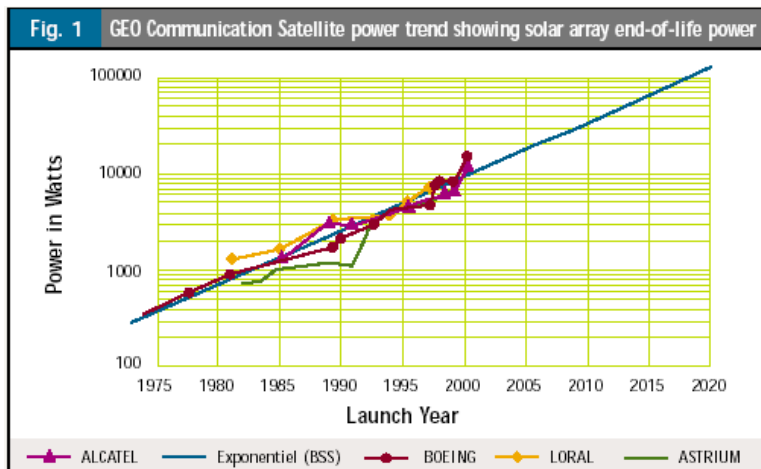
**Power Trends of Commercial Communications Satellite:**



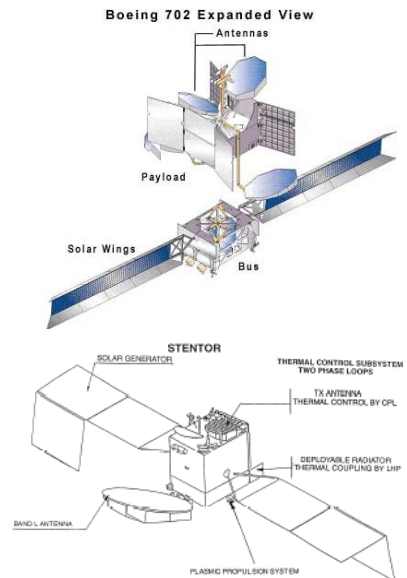


# Tendências e Novas Arquiteturas em Satélites e Impacto no Sistema de Controle Térmico

- Arquiteturas multifuncionais: Integra eletrônica, controle térmico e funções estruturais.
  - Nano-tecnologia e sistemas micro-eleto-mecânicos (MEMS).
  - Sistemas distribuídos: Vários satélites performam uma única missão (GPS, Telecom, sensoramento remoto e científicos).
  - Aumento da potência dos Satélites de Telecomunicações Geo-estacionários (cargas úteis com até 25 kW sendo projetadas).
- Small Sats:**  
 aumento na densidade de potência



**Big Sats:**  
 Necessidade de aumento na capacidade de transporte e rejeição de calor: Radiadores extensíveis com HP/LHPs imbutidos.





## REFERÊNCIAS

- [1] Bertheux, P., Girard, A. e Transcart, B. Evolution of Geostationary Telecommunication Satellites. Alcatel Telecommunications Review, 4th Quarter, 2001.
- [2] Gilmore, D.G. (Editor). Satellite Thermal Control Handbook The Aerospace Corporation Press, 1994.
- [3] Hagemeyer, W.A. et al HS 376B Thermal Analysis Report.
- [4] <http://www.tsgc.utexas.edu/archive/subsystems/>.
- [5] [http://www.inpe.br/scd1/site\\_scd/scd1/home\\_scd1.htm](http://www.inpe.br/scd1/site_scd/scd1/home_scd1.htm).
- [6] [http://map.gsfc.nasa.gov/m\\_mm.html](http://map.gsfc.nasa.gov/m_mm.html).
- [7] [http://www.cbbers.inpe.br/pt/index\\_pt.htm](http://www.cbbers.inpe.br/pt/index_pt.htm).
- [8] <http://www.esa.int/esaLP/cryosat.html>
- [9] <http://nmp.jpl.nasa.gov/st5/>
- [10] <http://eo1.gsfc.nasa.gov/>
- [11] <http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/factsheets/376/376fleet.html>
- [12] <http://crn1.crn.inpe.br/saci/saci1/saci1.html>
- [13] Jilla, C.D. e Miller, D.W. Satellite Design: Past, Present and Future.  
<http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/CSER/UOSAT/IJSSE/issue1/cjilla/cjilla.html>.
- [14] Karan, R.D. Satellite Thermal Control for Systems Engineers. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 16, AIAA publishing, 1998.
- [15] Muraoka, I, et al. Projeto Térmico Detalhado do Satélite SCD1. MECB/SS A-ETD-0024, 1990.
- [16] Small Satellites Homepage: <http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/>.
- [17] Wertz, J.R. and Larson, W.J., (Editors). Space Mission Analysis and Design, Third Edition), Microcosm Press, 1999.