

## RADIÔMETROS PARA MEDIDA E CONTROLE DA RADIAÇÃO TÉRMICA ABSORVIDA NA SIMULAÇÃO ESPACIAL DE SATÉLITES

**Marcio Bueno dos Santos**

LIT/INPE – Av. Astronautas, 1758, cep 12227-010, São José dos Campos – SP  
[bueno@lit.inpe.br](mailto:bueno@lit.inpe.br)

**Ezio Castejon Garcia**

Dep. Energia – ITA – CTA – cep 12228-900 - São José dos Campos - SP  
[ezio@mec.ita.br](mailto:ezio@mec.ita.br)

**Dênio Lemos Panissi**

LIT/INPE – Av. Astronautas, 1758, cep 12227-010, São José dos Campos – SP  
[panissi@lit.inpe.br](mailto:panissi@lit.inpe.br)

**Resumo.** Com objetivo de desenvolver a técnica de Simulação Espacial (SS) utilizando lâmpadas infravermelhas (IV) como fonte de radiação térmica, a equipe do Laboratório Vácuo-Térmico do LIT/INPE projetou, fabricou e calibrou radiômetros para medida e controle da radiação térmica absorvida pelas superfícies externas de satélites, quando estes foram submetidos à SS. Foram desenvolvidos radiômetros para quatro diferentes tipos de superfícies de satélites. A calibração foi realizada em câmaras vácuo-térmicas. A convecção foi eliminada com vácuo de  $10^{-5}$  Pa e a radiação de calor de fundo foi minimizada pela temperatura do meio de  $-165^{\circ}\text{C}$ . As características principais obtidas foram: baixo custo, exatidão para a medida, rapidez no tempo de resposta e pequena dimensão física para minimizar os efeitos de sombra no satélite.

**Palavras chave:** radiômetro, simulação espacial, radiação térmica, satélite, controle térmico.

### 1. Introdução

O Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE foi especialmente projetado e construído com o objetivo de permitir o adequado desenvolvimento de satélites espaciais, no que diz respeito à montagem, integração e testes. Por conseguinte, ao sair do LIT em direção à base de lançamento, o satélite deve estar garantidamente em condições de suportar os esforços de lançamento e operar por toda sua vida útil prevista. Durante a operação em órbita, o satélite está exposto a um ambiente de alto vácuo e sujeito a grandes variações de cargas térmicas, isto é, sujeito ao sol como fonte de calor a uma temperatura de  $5727^{\circ}\text{C}$  e a um forte sumidouro como o espaço no qual em termos de projeto é considerado um corpo negro a  $-269^{\circ}\text{C}$ . Disto resulta grandes variações de temperatura no satélite ao longo de sua órbita, podendo variar entre  $-80$  à  $+70^{\circ}\text{C}$ . Apesar de condições tão adversas, espera-se que um satélite funcione por anos seguidos, devido às sofisticadas tecnologias nele utilizadas e aos altos custos envolvidos, o que representa um prodigioso empreendimento de engenharia.

O sistema de controle de temperatura precisa manter cada subsistema dentro da faixa de temperatura, permitindo seu adequado funcionamento. Dentre os testes ambientais nos quais um dado satélite é submetido, a simulação espacial (também chamada de Teste de Balanço Térmico – TBT) compreende expor o satélite a um ambiente de vácuo e às cargas térmicas e sumidouro, semelhantes às de sua órbita. Neste ensaio, é realizado um balanço de energia no satélite. O resultado permite refinar o modelo matemático e verificar o funcionamento do subsistema de controle térmico, o qual é elaborado para manter cada equipamento do satélite dentro da faixa de temperatura própria de funcionamento. Outro tipo de simulação espacial, chamada de Teste de Ciclagem Térmica (TCT), compreende expor o satélite a um ambiente de alto vácuo e a sucessivas ciclagens, com patamares extremos máximos e mínimos de temperaturas permitidas, para os diversos equipamentos que compõem o satélite. A diferença básica do TBT e do TCT é que ao primeiro é imposto fluxo de calor e ao segundo é imposta a temperatura. Para os dois casos, a Simulação Espacial (SS) tem como objetivo básico qualificar o satélite, ou um dado artefato espacial, para que esses possam operar no espaço com confiabilidade. As técnicas de simulações espaciais se diferenciam entre si basicamente pelo arranjo experimental utilizado na imposição da fonte de calor e sumidouro. As principais são:

- Simulação Solar (uso de simulador com lâmpadas de Xenônio, como descrito por Nuss (1987) e Zierman (1976));
- Lâmpadas com Filamento de Tungstênio (LFT), que operam no infravermelho próximo, como descrito por Fried e Walker (1981), Tan e Walker (1983) e Messidoro et al. (1983);
- Placas Aquecedoras (Walker, 1982; Wingate e Road, 1984; Cardoso e Garcia, 1989);
- Filmes Aquecedores aderentes às superfícies, chamados de "skin-heaters" (Ramos et al., 1988);
- Combinação de Técnicas, como apresentado por Braig et al. (1988) e Donato et al. (1984).

– As vantagens e desvantagens de uma técnica em relação à outra é mostrada no trabalho de Giordano et al. (2000).

As placas aquecedoras, quando utilizadas em satélites de geometrias complexas, produzem resultados com grandes incertezas. A técnica de “skin-heaters” normalmente é utilizada em maquetes térmicas, pois em modelos de vôo, a cola-gem necessária para a aderência danificaria superfícies como células solares, pinturas utilizadas para controle térmico e superisolantes. As simulações utilizando “skin-heaters” vêm sendo utilizadas pelo LIT desde 1988, quando foi realizado o primeiro teste de balanço térmico na maquete térmica do SCD-1 (Ramos et al., 1988). Nos modelos de vôo dos satélites SCD-1 (Cardoso e Garcia, 1989), SCD2, SCD2A, SACI-I, SACI-II foram utilizadas as simulações por placas aquecedoras. As placas aquecedoras quando utilizadas em satélites de geometrias complexas podem produzir resultados com grandes incertezas como, por exemplo, a dificuldade em reproduzir áreas de sombra.

Estas duas técnicas, de “skin-heaters” e de placas aquecedoras, são aplicadas na radiação do espectro infravermelho distante, o que foge do espectro solar, no qual um dado satélite é submetido em sua vida orbital. A simulação com o uso de simulador solar (Brinkmann, 1983; Nuss e Reimann 1983) é a mais adequada pela proximidade do espectro; porém, o elevado custo de um simulador (Brinkmann et al., 1978) torna-a inviável para as atuais condições brasileiras. Desta forma, a simulação com lâmpadas do tipo LFT, onde a elevada temperatura do filamento de tungstênio (2.500 K) impõe um espectro mais próximo do espectro solar (Messidoro et al., 1983), torna-se atraente. A equipe de testes vácuo-térmicos do LIT vem desenvolvendo esta técnica que compreende impor cargas térmicas no espectro do infravermelho próximo (e parte no visível), tornando possível a simulação da carga térmica solar e a reprodução do albedo solar e da radiação terrestre, com menores regiões de bloqueio, permitindo assim simulações mais próximas das condições reais de vôo, com baixo investimento e custo operacional. Para medir e controlar estas cargas térmicas, providas das LFTs durante a SS, são necessários sensores de radiação térmica, conhecidos como radiômetros. Eles medem a intensidade da radiação térmica absorvida pela superfície do satélite e verificam a uniformidade de fluxo de calor absorvido pelas superfícies do satélite. A equipe vácuo-térmica do LIT projetou, fabricou e calibrou radiômetros para diferentes superfícies de satélite, os quais são os temas principais deste artigo. Para o desenvolvimento dos radiômetros, tomou-se como base os trabalhos de Souza et al. (1995), Ruel et al. (s.d.), Sweet e Miller (1968). Foram fabricados radiômetros para quatro diferentes tipos de superfícies de controle térmico de satélites (tinta preta, tinta branca, fita de kapton VDA-3MIL e aluminizada) e estes foram calibrados para uma faixa de 100 a 1500 W/m<sup>2</sup>, cobrindo as cargas térmicas desde a radiação terrestre até a constante solar.

Utilizando-se da literatura e de resultados experimentais e teóricos, foram desenvolvidos radiômetros de alta exatidão e de baixo custo. O tipo de radiômetro escolhido foi o calorimétrico de placa plana, que é constituído de duas partes principais: (I) sensor de cobre com um termopar colado na sua face oposta; (II) corpo retangular de alumínio, no qual é sustentado o sensor. O principal motivo para esta escolha é o seu baixo custo de fabricação, sendo que estes são citados em vários artigos, tais como Fried e Walker (1981), Donato e Harris (1984), Ramos et al. (1988) e Ruel et al. (s.d.).

## 2. Princípio dos Radiômetros

Radiômetros são sensores de medida da radiação térmica incidida ou absorvida por uma dada superfície. Os radiômetros do presente trabalho foram desenvolvidos para medir a radiação térmica absorvida por uma superfície específica de um satélite ou artefato espacial. A opção pelo desenvolvimento de radiômetros que meçam a radiação absorvida ( $Q_a$ ) e não a incidida ( $Q_i$ ), se deve ao fato da dificuldade em se conhecer a absorvidade ( $\alpha$ ) da superfície do radiômetro ou do satélite, quando a fonte de radiação é proveniente de lâmpadas com filamento de tungstênio (LFT). O LIT possui equipamentos que medem  $\alpha$  no espectro solar (fonte a 6000 K, comprimento de onda baixo) e no infravermelho distante (fonte abaixo 400 K, elevado comprimento de onda), mas não possui meios para medir  $\alpha$  no espectro da LFT, que opera numa temperatura de 2500 K. Como  $Q_a$  é dado pelo produto ( $Q_i \times \alpha$ ), e somente este produto interessa e não os termos  $Q_i$  e  $\alpha$  separadamente, ou seja, não há necessidade de se conhecer  $\alpha$ , o uso de LFT como fonte de calor na simulação espacial de satélites fica então viabilizado. Por outro lado, pelo fato de  $\alpha$  não ficar sendo conhecido, para cada superfície do satélite, radiômetros devem ser desenvolvidos obrigatoriamente com a mesma propriedade termoóptica para esta dada superfície do satélite. Assim, a mesma radiação  $Q_a$  (por unidade de área) absorvida por esta superfície do satélite poderá ser obtida por tais radiômetros sem o erro que seria cometido pela mudança de espectro da fonte de radiação.

Na simulação espacial, os radiômetros estão sujeitos a um ambiente de alto vácuo, no qual a convecção térmica pode ser desprezada. Obedecendo a primeira lei da termodinâmica, para processos em regime permanente, um balanço de energia pode ser feito no sensor do radiômetro. Neste balanço, a radiação absorvida  $Q_a$  deverá ser igual à radiação emitida para o meio, somada às perdas por condução e por radiação do sensor para o corpo do radiômetro. A Fig. (1) apresenta este balanço energético.

Desta forma, o equacionamento para a energia absorvida pelo sensor  $Q_a$  deve ser igual a:

$$Q_a = \varepsilon_{s1} \cdot \sigma \cdot A_s \cdot (T_s^4 - T_c^4) + \frac{\sigma \cdot A_s \cdot (T_s^4 - T_r^4)}{\frac{1}{\varepsilon_{s2}} + \frac{1}{\varepsilon_{MLI}} - 1} + h_r \cdot (T_s - T_r) , \quad (1)$$

onde  $\mathcal{E}_{s1}$  é a emissividade no IV distante da superfície externa do sensor do radiômetro (que efetivamente está absorvendo energia da fonte de calor, no caso da LFT);  $\sigma$  é a constante de Stefan-Boltzmann ( $5,67E-08 \text{ Wm}^{-2}\text{K}^{-4}$ );  $A_s$  é a área de troca de calor do sensor;  $T_s$  é a temperatura do sensor;  $T_c$  é a temperatura do meio externo (no caso, da camisa da câmara vácuo-térmica onde é realizada a SS);  $T_r$  é a temperatura do corpo do radiômetro;  $\mathcal{E}_{s2}$  é a emissividade no IV distante da superfície interna do sensor (no dorso do sensor, a qual é uma área de perda de calor para o corpo do radiômetro);  $\mathcal{E}_{MLI}$  é a emissividade efetiva do “Multi Layer Insulation” – MLI;  $h_r$  é a condutância entre o sensor e corpo do radiômetro.

O primeiro termo do lado direito da Eq. (1) se refere à parcela emitida pelo sensor para o meio externo. O segundo termo se refere às perdas que acontecem entre o sensor e o corpo do radiômetro por radiação, e o terceiro se refere às perdas por condução.

As perdas por condução foram obtidas por método inverso, que é apresentado na Seção 5 – Análise das Perdas.

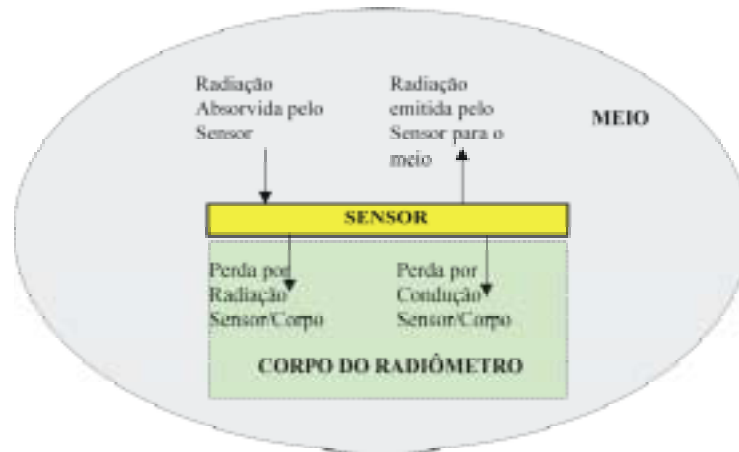


Figura 1. Balanço de energia realizado no sensor do radiômetro.

### 3. Fabricação dos Radiômetros

A Figura (2) apresenta um desenho construtivo e esquemático dos radiômetros confeccionados no LIT/INPE, que dispõe de ferramentas específicas para confecção de MLI, usinagem, medição de propriedades termoópticas, laboratórios de análise de contaminação e pintura.

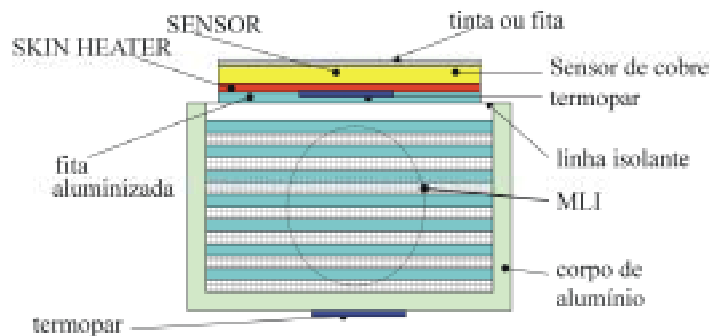


Figura 2. Desenho esquemático do radiômetro na calibração.

A seguir são apresentados os passos principais do processo de fabricação dos radiômetros.

- Usinagem e montagem precisa do sensor no corpo do radiômetro, de tal forma não existir contato entre eles, com conseqüente minimização de perdas.
- Pintura dos sensores de cobre (na face de medição), com tinta preta e branca, realizada no Laboratório de Pintura do LIT, o que garante as mesmas condições e características das superfícies de satélites.
- Colagem das fitas de “Kapton” e aluminizada, sendo estas as mesmas usadas em satélites e aplicadas nas mesmas condições (Fig. (3)).
- Medidas de refletividade das superfícies nos espectros solar e infravermelho distante.
- Fixação dos termopares no sensor e no corpo, utilizando-se da mesma técnica empregada em satélites durante os testes de Simulação Espacial (Fig. (4)).

- f) Cuidado na colagem dos “skin-heaters” para evitar formação de bolhas, que poderiam ocasionar queima ou descolamento dos “skin-heaters”, quando submetidos a alto vácuo (Fig. (5)).
- g) Confecção de MLI usando a mesma metodologia empregada em satélites (Fig. (6)).
- h) Usinagem de precisão dos chanfros no corpo do radiômetro para saída dos cabos de termopar e “skin-heater” e fixação dos fios de poliéster que sustentam o sensor.
- i) Precisão na colagem do sensor no suporte de sustentação sobre fios de poliéster (Fig. (7)).



Figura 3. Colagem das fitas de “Kapton” e aluminizada.



Figura 4. Fixação dos termopares no sensor e no corpo do radiômetro.



Figura 5. Colagem dos “skin-heaters”.



Figura 6. Confecção de MLI.



Figura 7. Suporte de sustentação sobre fios de poliéster.

#### 4. Ensaio Experimental

A Figura (8) apresenta o arranjo utilizado no ensaio experimental, para levantamento das curvas de calibração e cálculo das perdas. Esta atividade foi realizada no LIT, onde foi utilizada uma CVT de 250 litros, fontes de energia DC, multímetro e sistema de aquisição de dados.



Figura 8. Arranjo Experimental utilizado no LIT para análise das perdas dos radiômetros: CVT de 250 litros, fontes de energia DC e sistema de aquisição de dados.

Quatro tipos de radiômetros foram ensaiados. Eles foram escolhidos para as superfícies mais comuns em satélites, tais como “kapton”, tinta branca, tinta preta e aluminizada. A Tab. (1) apresenta os dados construtivos destes radiômetros.

Tabela 1 – Dados construtivos dos radiômetros

Dados	Radiômetro-1	Radiômetro-2	Radiômetro-3	Radiômetro-4
Superfície do sensor	Kapton VDA 3 MIL Sheldahl	Tinta branca SG120FD da MAP	Tinta preta PU1 MAP	Fita adesiva aluminizada Sheldahl
$\epsilon_{s1}$	0,82	0,87	0,88	0,02
$\epsilon_{s2}$	0,07	0,07	0,07	0,07
$\epsilon_{MLI}$	0,00268	0,00268	0,00268	0,00268
$A_s$ (m <sup>2</sup> )	7,5218E-04 m <sup>2</sup>	7,5520E-04 m <sup>2</sup>	7,6333E-04 m <sup>2</sup>	7,5536E-04 m <sup>2</sup>

#### 5. Análise das Perdas

O conhecimento das perdas permite dizer o quanto o sensor do radiômetro está isolado de seu corpo, e conseqüentemente quanto a temperatura do corpo influi na temperatura do sensor.

Para um sensor perfeitamente isolado do corpo, a temperatura do sensor depende exclusivamente do fluxo de calor absorvido  $Q_a$  (W/m<sup>2</sup>), de sua emissividade  $\epsilon_{s1}$  e da temperatura do meio  $T_c$ ; e assim, conhecendo-se a temperatura do sensor, chega-se de forma direta ao fluxo de calor absorvido  $Q_a$ , por meio da curva de calibração (Seção 6, apresentada a seguir). Já para um sensor que possui algum acoplamento térmico com o corpo, é necessário fazer com que o corpo atinja a temperatura na qual o radiômetro foi calibrado no ensaio para posteriormente realizar a leitura na curva de calibração.

Dois tipos de perdas acontecem pela troca de calor entre o sensor e o corpo do radiômetro que são: a) perda devida à radiação, a qual é facilmente mensurável; b) perda por condução, que exige o conhecimento da condutância  $hr$ , que neste trabalho foi obtida por método inverso.

Na análise das perdas de um dado radiômetro, foi adotado o seguinte procedimento:

- O radiômetro foi colocado numa câmara vácuo-térmica (CVT) com pressão ambiental máxima de  $1.33 \times 10^{-4}$  Pa ( $10^{-5}$  Torr). Nesta pressão ambiental, a convecção térmica pode ser desprezada (Garcia e Carajilescov, 1988).
- Na camisa térmica da CVT foi imposta uma temperatura criogênica de  $-165^\circ\text{C}$ .

- Nenhuma fonte de radiação foi utilizada. Para simular a radiação absorvida, foi colada no dorso do sensor uma película aquecedora, também conhecida por “skin-heater”. Dessa forma,  $Qa$  foi dado pela potência elétrica imposta nesse “skin-heater”, sendo este o fluxo de calor trocado por condução com o sensor.
- As várias emissividades no IV distante, ou seja  $\epsilon_{s1}$ ,  $\epsilon_{s2}$  e das camadas de MLI, foram anteriormente medidas por equipamentos do LIT com precisão de 3%.
- As temperaturas do sensor e do corpo,  $T_s$  e  $T_r$ , respectivamente, foram obtidas por termopares e sistema de aquisição.
- A emissividade efetiva do MLI foi obtida pela Eq. (2) abaixo (Gilmore, 1994):

$$\epsilon_{MLI} = \frac{1}{1/\epsilon_1 + 1/\epsilon_2 - 1} \left( \frac{1}{N+1} \right) \quad (2)$$

onde:

$\epsilon_1$  -> emissividade de uma das faces de uma camada do MLI;

$\epsilon_2$  -> emissividade da outra face da mesma camada;

$N$  -> número de camadas.

- Desta forma, inversamente a condutância  $hr$  foi obtida pelo re-ordenamento da Eq. (1) na forma:

$$h_r = \frac{1}{(T_s - T_r)} \left( Qa - \epsilon_{s1} \cdot \sigma \cdot A_s \cdot (T_s^4 - T_c^4) - \frac{\sigma \cdot A_s \cdot (T_s^4 - T_r^4)}{\frac{1}{\epsilon_{s2}} + \frac{1}{\epsilon_{MLI}} - 1} \right) \quad (3)$$

A partir dos dados obtidos no ensaio, foi realizada uma análise dos fluxos de calor e das perdas que ocorrem nos radiômetros. As curvas das Figs. (9) e (10) mostram esta análise para os radiômetros com sensores de “kapton” e tinta preta. Com base nessas figuras, pode-se dizer que embora tenha sido feito o melhor possível para isolar o sensor do corpo do radiômetro, ainda assim existe um certo acoplamento térmico entre eles, levando a perdas de calor, principalmente por condução. Assim sendo, conclui-se que para se fazer a leitura do fluxo de calor absorvido pelo sensor é necessário impor ao corpo do radiômetro a temperatura na qual ele foi calibrado.

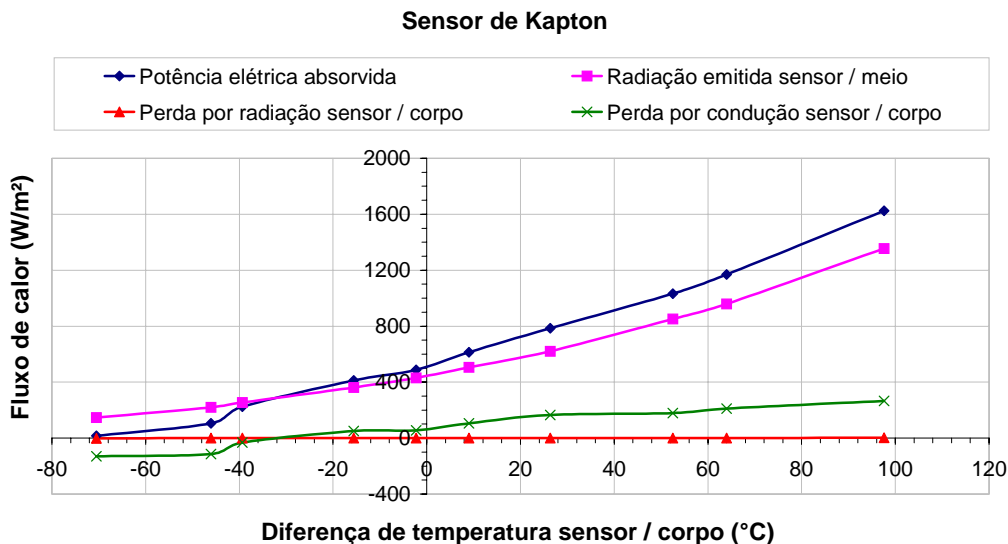


Figura 9 - Perdas para Sensor de Fita de “Kapton” VDA-3MIL.

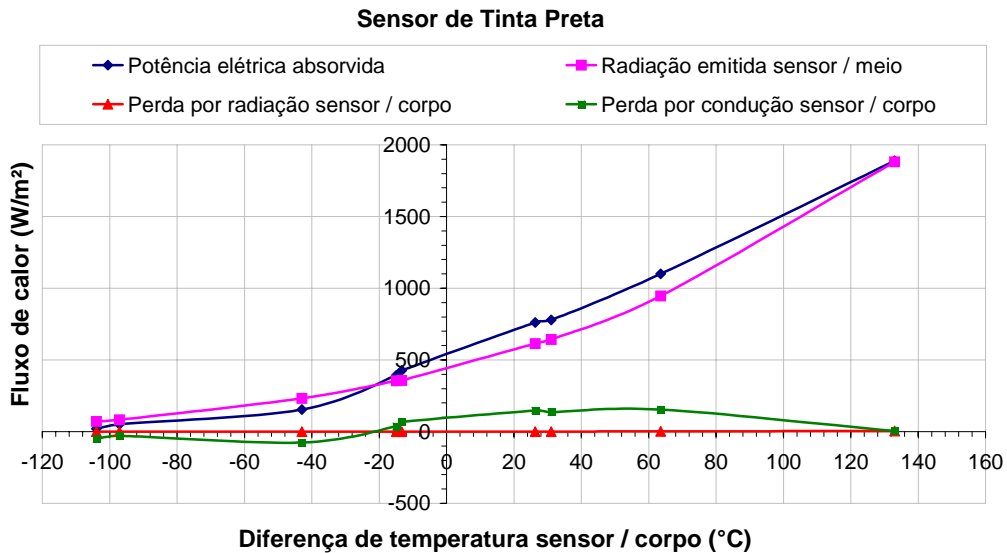


Figura 10 - Análise das perdas para o sensor preto.

## 6. Resultados

O projeto de desenvolvimento de um radiômetro basicamente é composto de três fases: projeto, fabricação, calibração e aplicação do radiômetro. A fabricação foi apresentada na seção anterior. Na calibração foi adotado o seguinte procedimento:

- Imposição de uma dada potência elétrica ao “skin-heater” aderida ao dorso do sensor sob ambiente de alto vácuo, com o meio externo numa temperatura criogênica (sem radiação de fundo) e sem nenhuma fonte de calor (ou radiação) incidindo sobre o sensor. Desta forma, a potência elétrica pode ser adotada como  $Q_a$ , ou seja, como sendo conhecida a radiação absorvida pelo sensor.
- Obtenção do regime permanente, ou seja, convergência adotada após tempo necessário para obtenção da estabilização melhor que  $0,1^\circ\text{C}/\text{hora}$  no sensor.
- Para cada potência elétrica imposta no “skin-heater”, foi obtida uma temperatura correspondente no sensor.
- Os passos anteriores foram repetidos 10 vezes para obtenção da faixa de medição de cada radiômetro.
- Interpolação dos pontos para geração da curva de calibração “*radiação absorvida em função da temperatura do sensor*”.
- Interpolação dos pontos para geração da curva de ajuste da temperatura do corpo do radiômetro “*temperatura do corpo em função da temperatura do sensor*”.
- A aplicação deste tipo de radiômetro dessa forma torna-se simples e com baixa incerteza, visto que a temperatura desenvolvida no sensor representa o balanço da Eq. (1), ou seja, para cada temperatura no sensor uma radiação absorvida pode ser obtida de um modo inverso à calibração, mantendo-se somente a temperatura do corpo nas condições de ensaio (curva “*temperatura do corpo em função da temperatura do sensor*”).

As incertezas desta forma ficam somente em função das medidas da potência elétrica imposta durante a calibração, das medidas de temperatura e da área do sensor (para o cálculo da radiação específica ou fluxo em função da área).

A seguir são apresentadas as curvas de calibração (Figs. (11), (14), (17), (20)) com as respectivas temperaturas prescritas para o corpo do radiômetro em função da temperatura do sensor (Figs. (12), (15), (18), (21)) e fotos dos radiômetros desenvolvidos (Figs. (13), (16), (19), (22)).

- Sensor de Fita de “Kapton” VDA-3MIL “Sheldahl”

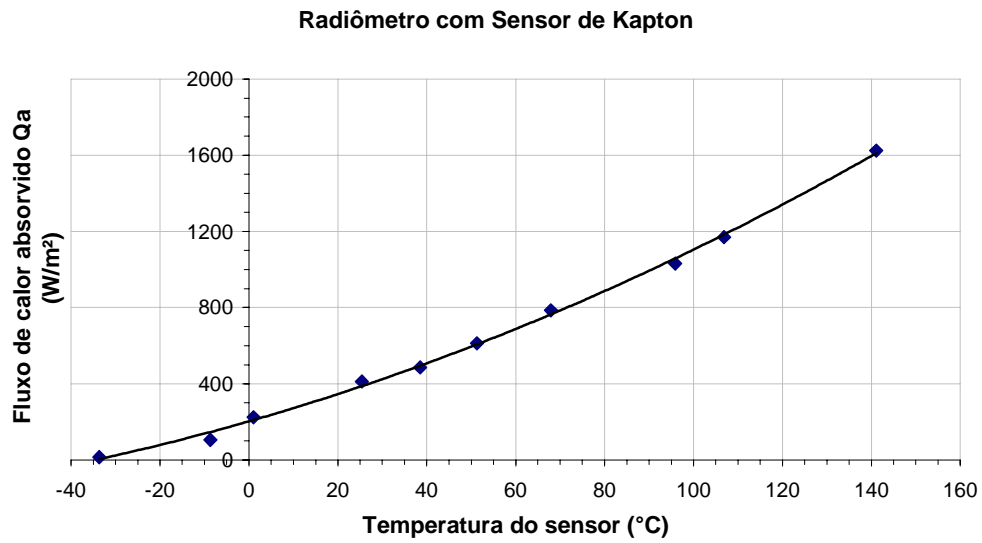


Figura 11 – Curva de calibração para o radiômetro com sensor de “kapton”.

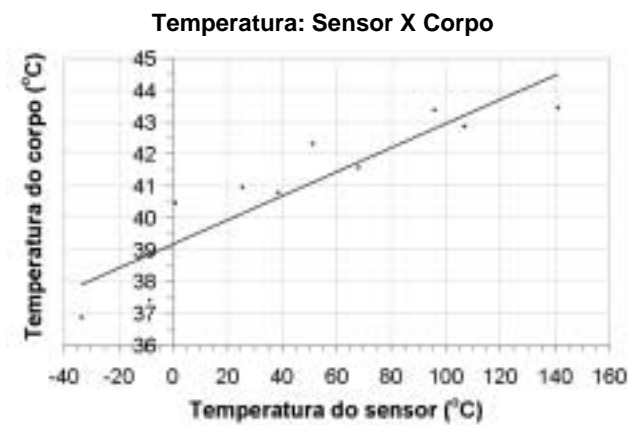


Figura 12 - Curva de ajuste da temperatura do corpo do radiômetro em função da temperatura do sensor de “kapton”.

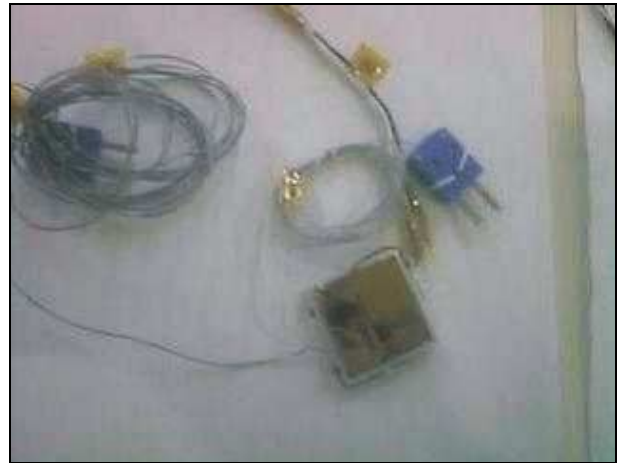


Figura 13 – Foto do radiômetro com sensor de “kapton”.

- Sensor de Tinta Branca SG120FD da MAP.

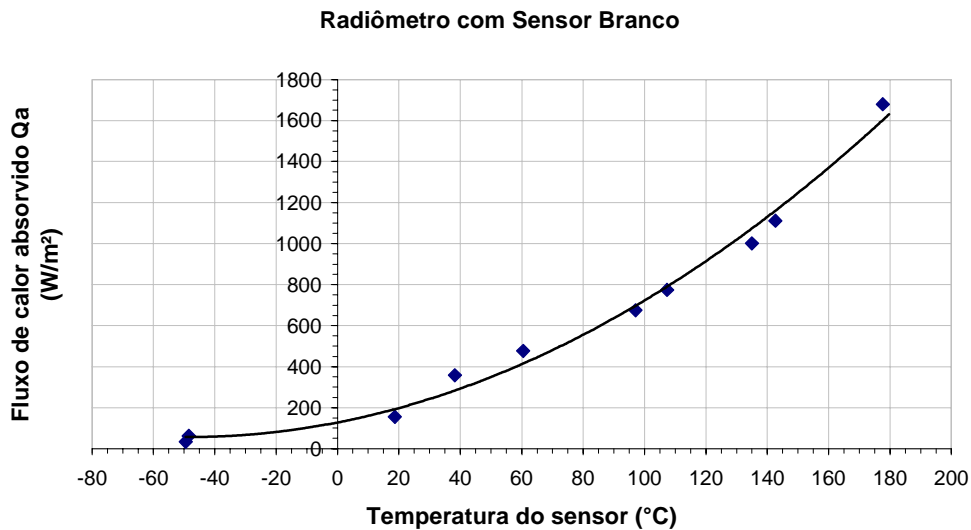


Figura 14 – Curva de calibração para o radiômetro com sensor de tinta branca.



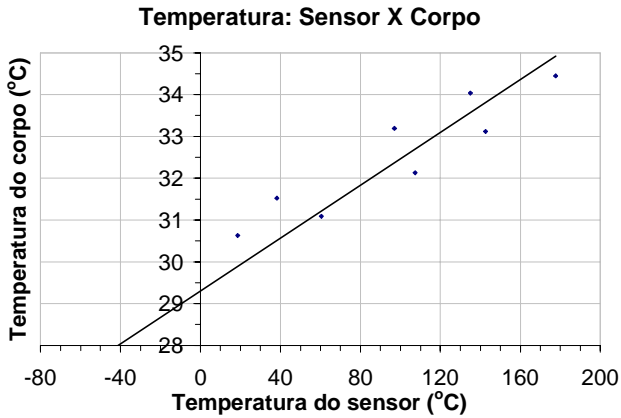


Figura 15 - Curva de ajuste da temperatura do corpo do radiômetro em função da temperatura do sensor branco.

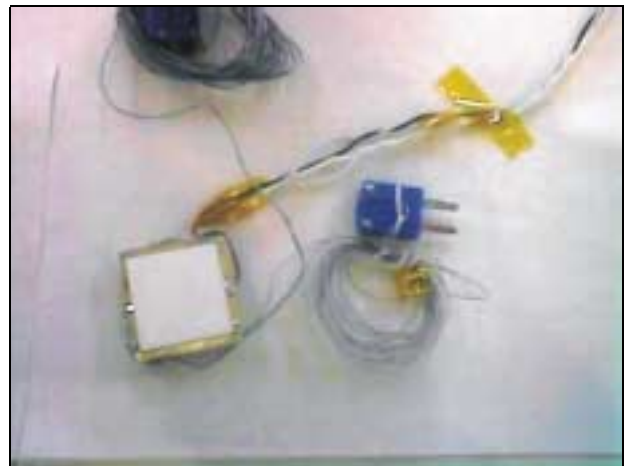


Figura 16 - Foto do radiômetro com sensor branco.

- Sensor de Tinta Preta PU1 da MAP.

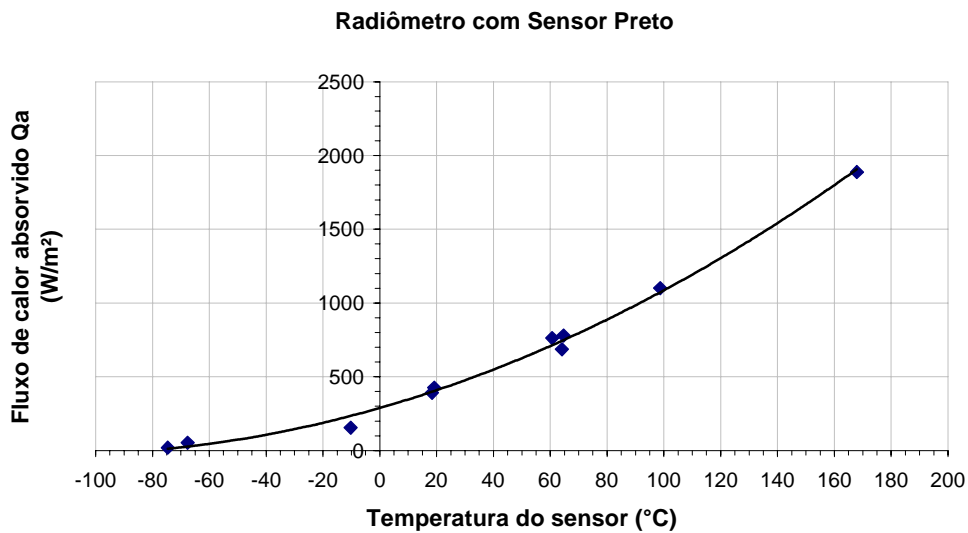


Figura 17 - Curva de calibração para o radiômetro com sensor de tinta preta.

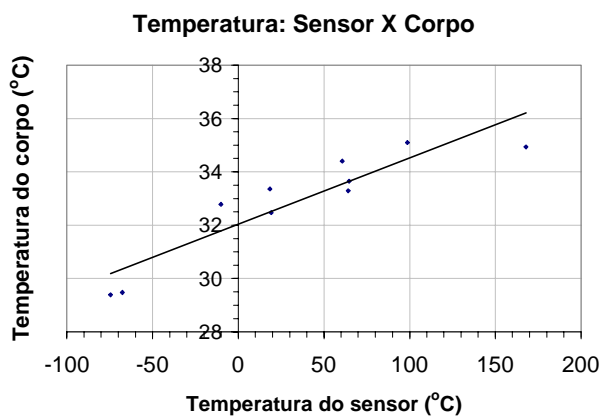


Figura 18 - Curva de ajuste da temperatura do corpo do radiômetro em função da temperatura do sensor preto.



Figura 19 - Foto do radiômetro com sensor preto.

- Sensor de fita aluminizada da “Sheldahl”

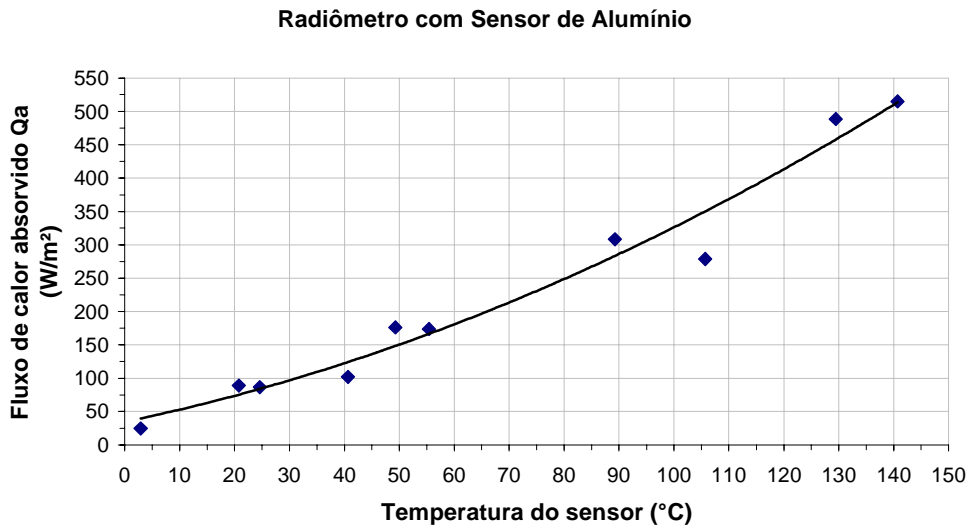


Figura 20 – Curva de calibração para o radiômetro com sensor aluminizado.

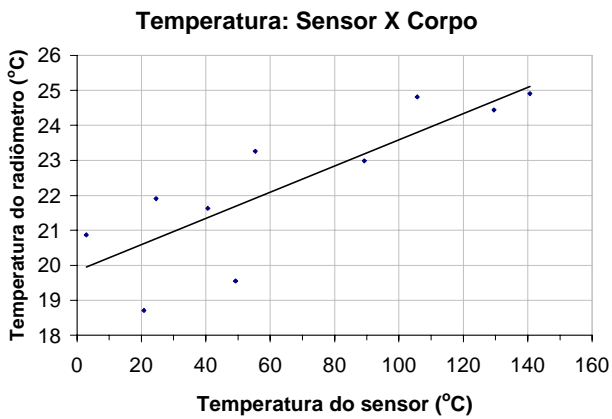


Figura 21 - Curva de ajuste da temperatura do corpo do radiômetro em função da temperatura do sensor aluminizado.



Figura 22 - Foto do radiômetro. com sensor aluminizado.

## 7. Análise das Incertezas

Para análise dos resultados de calibração dos radiômetros, deve-se levar em consideração os erros aleatórios, que são devidos às imprecisões dos instrumentos de medida, e por melhor que seja; sua operação, eles trazem consigo algum grau de incerteza. No presente trabalho, o erro de calibração refere-se às incertezas das medidas, da potência elétrica, da temperatura, e da área. O erro e as incertezas foram obtidos, aplicando-se o método de Kline e McClintok (1953), dado pelas equações abaixo:

$$\% E_{\text{Calibração}} = \left[ \left( \frac{WP}{P} \right)^2 + \left( \frac{WT}{T} \right)^2 + \left( \frac{WA}{A} \right)^2 \right]^{1/2}, \quad (4)$$

$$W_R = \left[ \left( \frac{\partial R}{\partial x_1} W_1 \right)^2 + \left( \frac{\partial R}{\partial x_2} W_2 \right)^2 + \dots + \left( \frac{\partial R}{\partial x_n} W_n \right)^2 \right]^{1/2}, \quad (5)$$

onde R representa a grandeza desejada,  $x_n$  representa as variáveis independentes e  $w_R$  a incerteza da grandeza. Como os equipamentos de medidas utilizados pelos quatro radiômetros foram os mesmos e suas áreas eram aproximadamente as mesmas, não foi necessário avaliar o erro de cada radiômetro, e sim quantificar as incertezas das medidas

(Eq. (5)) para menor e maior potência elétrica imposta, para menor e maior temperatura do sensor e para menor área do sensor, o que iria indicar a faixa de erro de medida dos radiômetros. Conhecidas as incertezas, calculam-se os erros para a menor potência elétrica (0,01148W) 0,066%, para a maior potência elétrica (1,441W) 0,05499%, para a menor temperatura do sensor ( $-72^{\circ}\text{C}$ ) 0,60%, para a maior temperatura do sensor ( $175^{\circ}\text{C}$ ) 0,16%, e para a menor área ( $0,75237\text{E}-04\text{ m}^2$ ) 0,4949%. Aplicando a Eq. (4), obtivemos 0,78% de erro de calibração para os menores valores das grandezas medidas e um erro de calibração de 0,52% para os maiores valores das grandezas medidas.

## 8. Conclusões

Este artigo apresenta o desenvolvimento, fabricação e calibração de radiômetros calorimétricos de placa plana de simples confecção e alta exatidão. Estes radiômetros podem ser utilizados em testes de simulação espacial, através dos quais se deseja medir e controlar o fluxo de calor absorvido em superfícies de satélites ou dispositivos espaciais, que são impostos por fontes de calor, que simulam as cargas térmicas solar, reprodução do albedo solar e radiação terrestre. Eles também fazem parte do desenvolvimento da técnica de simulação espacial com uso de lâmpadas do tipo LFT. A sua vantagem em relação aos conhecidos radiômetros de fluxo de calor incidido é que não se precisa conhecer o valor de  $\alpha$ ; portanto, existe a necessidade de se ter sensores com as mesmas propriedades termoópticas de superfícies de satélites e, para isso, foram fabricados quatro diferentes tipos de radiômetros. A análise das incertezas indica que o erro de calibração ou dos radiômetros situa-se na faixa de 0,52% a 0,78%, o que lhes confere precisão para serem utilizados em teste de simulação espacial. O desenvolvimento de radiômetros circulares e medidas de intensidade e uniformidade de fluxo de calor incidido por LFT serão as próximas etapas do trabalho a ser realizado pela equipe de teste vácuo-térmica do LIT.

## 9. Agradecimentos

Agradecemos ao INPE/LIT pelo apoio para realização deste trabalho e a toda equipe do Laboratório Vácuo-Térmico do LIT pela ajuda na fabricação e calibração dos radiômetros. Este trabalho faz parte do projeto de desenvolvimento da técnica de simulação usando lâmpadas de filamento de tungstênio (LFT), que está sendo parcialmente patrocinado pelo CNPq/RHAE.

## 10. Referências

- Braig, A., Schaefer, T. and Pawlowski, P., 1988, "Lessons Learnt from Rosat Thermal Balance Test – A Combined Solar Simulation/Infrared Test", Proceedings of the 3<sup>rd</sup> European Symposium on Space Thermal Control & Life Support Systems, Noordwijk, the Netherlands, 3-6 Oct., ESA-SP 288, pp. 443-448.
- Brinkmann, P. W., 1983, "The Large Space Simulation (LSS) at ESA/ESTEC (A Summary of the Main Characteristics)", Proceedings of the International Symposium on Environmental and Thermal Systems for Space Vehicles, Toulouse, France, 4-7 Oct., ESA-SP 200, pp. 501-503.
- Brinkmann, P. W., Shickle, W. A., Walker, J. B., 1978, "Economic Use of Facilities for Thermal Testing of Large Satellites and Subsystems", Proceedings of Spacecraft Thermal & Environmental Control Systems Symposium, 10-12 Oct., ESA SP-139, pp. 387-396.
- Cardoso, P. H., Garcia, E. C., 1989, "Simulação do Ambiente Espacial do Satélite SCD-01 por Placas Aquecedoras", X Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Anais, Rio de Janeiro, RJ, pp. 581-584.
- Donato, M., Green, J. e St-Pierre, D., 1984, "Evaluation of the Infrared Test Method for the Olympus Thermal Balance Tests", The Journal of Environmental Sciences, May/June, pp. 45-49.
- Donato, M., Harris, A., 1984, "Development of Spacecraft Thermal Design Verification Procedures Using Infrared Thermal Vacuum Techniques and Mathematical Modelling", Final Report, RML-009-84-83, Spar Aerospace Limited, Quebec, Canada, pp. 1-96.
- Fried, L., and Walker, J. B., 1981, "Infrared IR Method of Thermal Balance Testing of Spacecraft – Final Report", ESTEC Contract No 4291/80/NL/PP, pp. 1-118.
- Garcia, E. C. e Carajilescov, P., 1988, "Medidas de Condutividade Térmica de Sólidos e Resistência Térmica de Contato sob Vácuo", Revista Brasileira de Aplicações de Vácuo, Vol. 8, Nº 1 e 2 Outubro, pp. 141-145.
- Gilmore, D. G., 1994, "Satellite Thermal Control Handbook", The Aerospace Corporation Press, chapter ix, El Segundo, California, pp. 9.3-9.35.
- Giordano, P., Andrina, G., Cane, L., Panella, B., 2000, "Mercury Thermal Testing with Use of IR Techniques", Twenty-first Space Simulation Conference, NASA/CP-2000-209967, Annapolis, Maryland, Oct. 23-26, pp. 59-68.
- Kline, S.J. and McClintock, F.A., 1953, "Describing Uncertainties in Single-Sample Experiments", Mechanical Engineering Science, 75(1), pp. 3-8.
- Messidoro, P., Boggianto, D., Pataccia, M., Buratti, P., 1983, "Development of a S/C Infrared Test Technique as an Alternative to Solar Simulation – First Steps on L-SAT Thermal Model", Proceedings of the International Symposium on Environmental and Thermal Systems for Space Vehicles, Toulouse, France, 4-7 Oct., ESA-SP 200, pp. 11-17.
- Nuss, H. E., 1987, "Space Simulation Facilities and Recent Experience in Satellite Thermal Testing", Vacuum, Vol. 37, numbers 3/4, Printed in Great Britain, pp. 297-302.

- Nuss, H. E., and Reimann, J., 1983, "The New Space Simulation and Thermal Vacuum Facility WSA/TVA", Proceedings of the International Symposium on Environmental and Thermal Systems for Space Vehicles, Toulouse, France, 4-7 Oct., ESA-SP 200, pp. 521-526.
- Ramos, F. M., Garcia, E. C., Almeida, J. S., 1988, "Descrição e Análise do Ensaio do Modelo Térmico do Satélite de Coleta de Dados", II Encontro Nacional de Ciências Térmicas (ENCIT), Anais, 06-08 Dez., Águas de Lindóia, SP, pp. 381-384.
- Ruel, C., Larouche, M., Donato, M., s.d., "Monitored Background Radiometer", Spar Aerospace Limited: 14<sup>th</sup> Space Simulation Conference, 12 p.
- Souza, F. L., Ramos, F. M., Almeida, J. S., 1995, "Desenvolvimento de um Radiômetro do Tipo Calorimétrico para Uso Espacial", In XIII Congresso Brasileiro e II Congresso Ibero-Americano de Engenharia Mecânica, Belo Horizonte, Anais, Associação Brasileira de Ciências Mecânicas.
- Sweet, G. E., and Miller, H. B., 1968, "A Radiometer for Use in Thermal Studies of Spacecraft", NASA TN D-4925, pp. 1-38.
- Tan, G. B. T., Walker, J. B., 1983, "Spacecraft Thermal Balance Testing Using Infrared Lamps on a Dummy Spacecraft", Proceedings of the International Symposium on Environmental and Thermal Systems for Space Vehicles, Toulouse, France, 4-7 Oct., ESA-SP 200, pp. 19-25.
- Walker, J. A., 1982, "The STS PAM Thermal Vacuum Test", Proceedings of the 7<sup>th</sup> Aerospace Testing Seminar, Institute of Environmental Sciences, pp. 79-85.
- Wingate JR, C. A., and Road, J. H., 1984, "Thermal Balance Testing with Infrared Shrouds, an Economical Alternative to Solar Simulation", Proceedings of the 35<sup>th</sup> Congress of the International Astronautical Federation, Switzerland, IAF-84-374.
- Zierman, C. A., 1976, "A Comparison of Solar Beam and Infrared Simulation During Spacecraft Thermal Vacuum Testing", Proceedings of the 3<sup>rd</sup> Aerospace Testing Seminar, Institute of Environmental Sciences, pp. 67-72.

## **RADIOMETERS TO MEASURE AND CONTROL THE THERMAL RADIATION ABSORBED IN THE SPACE SIMULATION OF SATELLITES**

### **Marcio Bueno dos Santos**

LIT/INPE – Av. Astronautas, 1758, CEP 12227-010, São José dos Campos – SP  
[bueno@lit.inpe.br](mailto:bueno@lit.inpe.br)

### **Ezio Castejon Garcia**

Dep. Energia – ITA – CTA – CEP 12228-900 - São José dos Campos - SP  
[ezio@mec.ita.br](mailto:ezio@mec.ita.br)

### **Dênio Lemos Panissi**

LIT/INPE – Av. Astronautas, 1758, CEP 12227-010, São José dos Campos – SP  
[panissi@lit.inpe.br](mailto:panissi@lit.inpe.br)

*Abstract. With the goal of developing the technique of Space Simulation (SS) using infrared (IR) lamps as source of thermal radiation, the team of the Thermal Vacuum Laboratory of LIT/INPE designed and calibrated radiometers to measure and control the thermal radiation absorbed by the external surfaces of satellites, when they are submitted to SS. Radiometers were developed for four different types of surfaces of satellites. The calibration was accomplished in thermal vacuum chamber. The thermal convection was eliminated with vacuum ( $10^{-5}$  Pa) and the thermal radiation generated by the shroud was eliminated through low temperature of the shroud ( $-165^{\circ}\text{C}$ ). The main results obtained were radiometers with high accuracy, quick time of response, low cost of manufacturing, and small size in order to minimize the shadow effect on satellite surfaces.*

*Key Words: radiometer, space simulation, thermal radiation, satellite, thermal control.*