

1. Publicação nº <i>INPE-4988-PRE/1550</i>	2. Versão	3. Data <i>Agosto, 1989</i>	5. Distribuição ☐ Interna ☒ Externa ☐ Restrita
4. Origem <i>DEM-6653</i>	Programa <i>A684-506303</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>CONTROLE TÉRMICO</i> <i>TESTE VÁCUO TÉRMICO</i> <i>INFRA-VERMELHA</i>			
7. C.D.U.: <i>629.7.018</i>			
8. Título <i>SIMULAÇÃO DO AMBIENTE ESPACIAL DO SATÉLITE SCD-01</i> <i>POR PLACAS AQUECEDORAS</i>		10. Páginas: <i>05</i>	
		11. Última página: <i>04</i>	
9. Autoria <i>Humberto Pontes Cardoso</i> <i>Ezio Castejon Garcia</i>		12. Revisada por <i>Issamu Muraoka</i> <i>Issamu Muraoka</i>	
Assinatura responsável <i>H. Castejon</i>		13. Autorizada por <i>Clóvis Solano Pereira</i> <i>Clóvis Solano Pereira</i> <i>Diretor da ETE</i>	
14. Resumo/Notas <i>Este artigo apresenta o modelo de simulação espacial desenvolvido para a realização dos testes vácuo-térmicos de aceitação do satélite brasileiro SCD-01. O modelo adotado baseia-se na simulação por placas aquecedoras na faixa da radiação infra-vermelha. Os resultados obtidos confirmam a viabilidade da técnica.</i>			
15. Observações <i>Este trabalho será apresentado no X Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, COBEM - Rio de Janeiro, RJ - 05-08 de Dezembro de 1989.</i>			



INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO
FÍSICA E MECÂNICA

SIMULAÇÃO DO AMBIENTE ESPACIAL DO SATÉLITE SCD-01
POR PLACAS AQUECEDORAS

Humberto Pontes Cardoso
DEM/INPE-SP

Ezio Castejon Garcia
LIT/INPE-SP



PEM
PROGRAMA DE
ENGENHARIA
MECÂNICA
COMPUTAÇÃO

RESUMO

Este artigo apresenta o modelo de simulação espacial desenvolvido para a realização dos testes vácuo-térmicos de aceitação do satélite brasileiro SCD-01. O modelo adotado baseia-se na simulação por placas aquecedoras na faixa da radiação infra-vermelha. Os resultados obtidos confirmam a viabilidade da técnica.

INTRODUÇÃO

O INPE desenvolve atualmente o primeiro satélite brasileiro, de Coletas de Dados Ambientais (SCD-01), cuja conclusão está prevista para julho de 1990. O SCD-01 tem a forma de um prisma octogonal com diâmetro externo de 100 cm, altura de 67 cm, e uma massa de 115 Kg. Sua Órbita prevista é circular de 750 km de altura com inclinação de 25° em relação ao equador com um período de 99 min. Sua vida útil deve ser de um ano. A figura 1 mostra uma vista explodida do SCD-01.

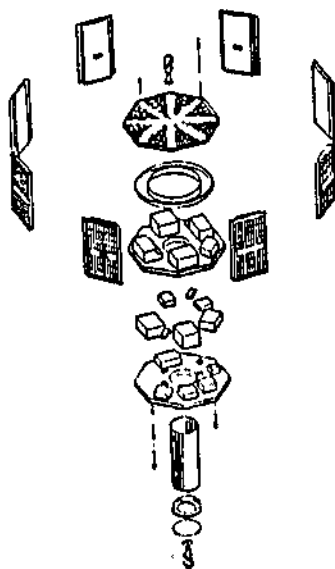


Figura 1. Vista explodida do satélite SCD-01.

O TBT terá por objetivo verificar a concepção e aceitar o projeto térmico proposto. Neste teste serão impostas determinadas condições de carga térmica externa. A distribuição de temperatura obtida será comparada com os resultados fornecidos pelo modelo matemático. Um primeiro TBT já foi realizado em 1988 [1 e 2] numa maquete térmica, onde foi possível ajustar o modelo matemático utilizado e verificar de forma preliminar a concepção do projeto térmico.

O TCT objetiva a aceitação funcional do SCD-01 em condições extremas de temperatura. Neste teste, o SCD-01 será submetido alternadamente a patamares de alta e baixa temperatura, em níveis aproximadamente 10°C acima ou abaixo das temperaturas máximas e mínimas, respectivamente, previstas para voo.

Normalmente, estes testes têm os custos muito elevados, por isso várias técnicas vêm sendo desenvolvidas com o intuito de barateá-los. As técnicas já desenvolvidas mais conhecidas são as simulações por simulador solar [3], por lâmpadas infra-vermelhas [4], por "skin-heaters" [5] e por "infrared shrouds" [6].

Para satélites de órbita elevada (geossíncronas), onde o sol é praticamente a única fonte de carga térmica externa, o uso de simulador solar tem sido o método preferido, apesar de seu elevado custo. Para órbitas baixas (aproximadamente 700 Km), outros de custos bem mais reduzidos tem sido utilizados. Devido às características geométricas relativamente simples e condições de órbita do SCD-01, e os recursos disponíveis, optou-se, para a realização dos testes vácuo-térmicos, pela técnica de placas aquecedoras, semelhante a utilizada por Wingate [6]. O presente artigo descreve a metodologia a ser empregada nestes testes.

TEORIA

Testes vácuo-térmicos constituem a última etapa do projeto e permitem a aceitação final do satélite para voo. Dois tipos de testes serão executados para o SCD-01: O Teste de Balanço Térmico (TBT) e o Teste de Ciclagem Térmica (TCT).

O método adotado é a simulação por placas aquecedoras na faixa da radiação infra-vermelha. O conceito se baseia na colocação de placas com aquecedores próximos aos painéis laterais e superior do SCD-01.

Desta maneira, os fatores de forma placas-painéis ficam próximos de um. O conjunto formado é colocado em uma câmara vácuo-térmica (CVT), onde então é realizado um balanço de energia. A dissipação dos equipamentos eletrônicos do SCD-01 e das placas aquecedoras são as fontes de calor e a camisa térmica da CVT, o sumidouro. Para cada situação de operação e de carga térmica (para o TBT) ou de temperatura (para o TCT) no SCD-01, são impostas dissipações nas placas e uma temperatura na camisa da CVT.

O modelo matemático desenvolvido por Muraoka et alii [7] para análise do controle térmico do SCD-01 serviu como base para o desenvolvimento do modelo de simulação para os testes. Neste modelo, o sistema SCD-01, placas aquecedoras e CVT são divididos em 114 nós isotérmicos. A sequência de cálculos de modelamento é dada em três etapas principais: Na primeira são calculados os fatores de forma internos, cargas térmicas externas, conexões condutivas e capacidades térmicas dos nós, em função das características geométricas, materiais e parâmetros de órbita do satélite. Numa segunda etapa são estimados os acoplamentos radiativos em função dos fatores de forma e propriedades ópticas das superfícies. Finalmente é calculada a distribuição de temperatura em regime permanente dada por (1) ou regime transitório dada por (2), em função dos vários modos de dissipação dos equipamentos e condições de carga térmica externa.

$$T_{i,k} = m \cdot \frac{\sum_j (T_{j,k} / R_{ij}) + Q_i}{\sum_j (1 / R_{ij}) + 1} + \frac{Q_i}{1} \quad (1)$$

$$T_i(t+t_1) = T_{i,t} + \int_t^{t+t_1} \left(\frac{Q_i + \sum_j (T_{j,t} - T_{i,t}) / R_{ij}}{C_i} \right) dt \quad (2)$$

onde:

- $T_{i,k}$: temperatura do nó i na k -ésima iteração;
- $T_{i,t}$: $T_i(t+t_1)$, temperatura do nó i no instante t , $t+t_1$;
- t_1 : passo de integração;
- R_{ij} : resistência térmica entre os nós i e j ;
- Q_i : fluxo de calor imposto ao nó i ;
- C_i : capacitância do nó i ;
- m : fator de amortecimento (≈ 0.5).

DESCRIÇÃO DOS TESTES

Nos testes, o SCD-01 seguirá um perfil de temperatura que está representado qualitativamente pela figura 2. A execução se dará em dez fases consecutivas, sendo as duas primeiras do TBT e as restantes do TCT.

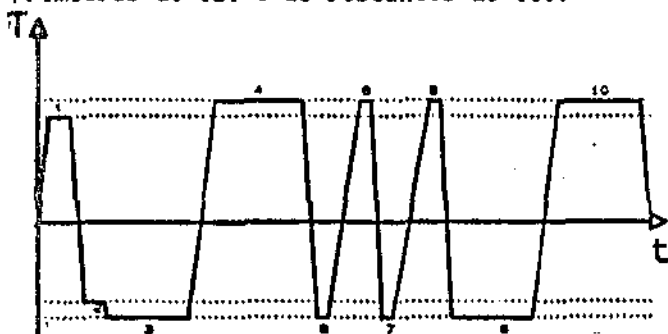


Figura 2. Perfil térmico representativo do SCD-01, durante os testes.

Cada painel lateral do SCD-01 será bloqueado por uma placa aquecedora lateral, de mesma dimensão do painel, a uma distância de 60 mm. Assim 08 placas aquecedoras laterais serão instaladas ao redor do satélite. O painel superior também será bloqueado, só que por uma única placa aquecedora, de mesma dimensão, a 160 mm. O painel inferior ficará desbloqueado com visada total para a CVT. A figura 3 apresenta este arranjo.

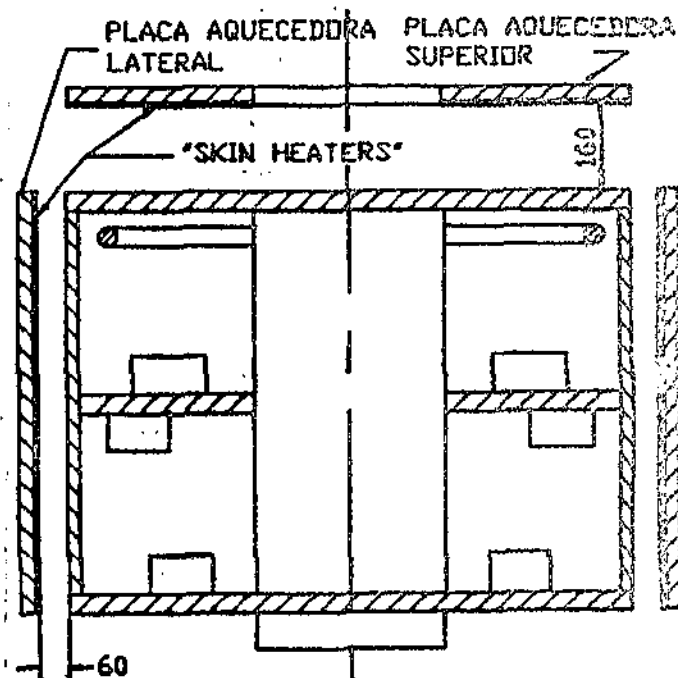


Figura 3. Disposição das placas aquecedoras no SCD-01.

A figura 4 sumariza os meios de testes a serem utilizados.

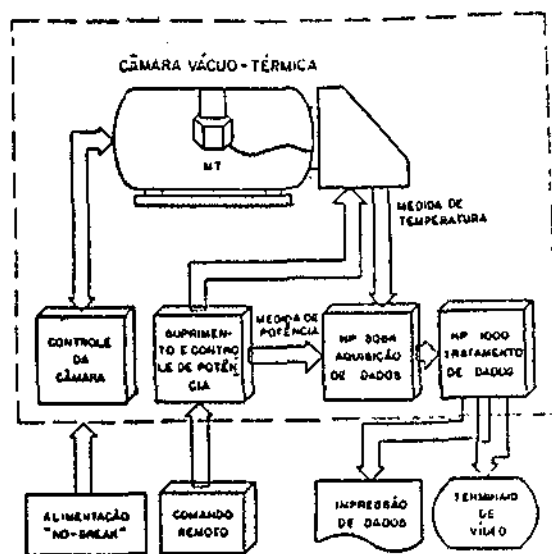


Figura 4. Meios de testes.

RESULTADOS

A tabela 1 apresenta os valores das potências das placas aquecedoras e temperatura da camisa da CVT encontrados para as diversas fases dos testes.

Tabela 1. Potências das placas aquecedoras e temperatura da camisa da CVT.

FASE	POTÊNCIAS (WATTS)			TEMP. CAMISA °C	MODO DE OPERAÇÃO
	PLACA LAT. SUP.	PLACA LAT. INF.	PLACA SUP.		
1	301	230	510	-0	stand-by
2	0	0	105	-25	stand-by
3 e 9	0	0	105	-32	tipo 1 e 2
4 e 10	301	230	510	-3	tipo 1 e 2
5 e 7	0	0	105	-32	tipo 1
6 e 8	301	230	510	-3	tipo 1

A tabela 2 apresenta as temperaturas dos equipamentos previstas para o TBT (fases 1 e 2), para condições de máximas e mínimas temperaturas, em regime permanente.

Tabela 2. Temperaturas para o TBT, em regime permanente.

		PLACA SUP. = 510 W	PLACA SUP. = 105 W
		PLACA LAT. = 531 W	PLACA LAT. = 0 W
SUBSISTEMA	NO	TEMP. CAMISA = 0 °C	TEMP. CAMISA = -25 °C
pcu	301	30,6	- 6,3
bateria	302	25,7	- 9,5
ele.magnet	303	28,0	- 8,9
sen.magnet	304	27,9	- 9,0
shunt - 1:50		42,4	+ 11,6
shunt - 2:60		42,9	+ 12,6
decodific	311	38,3	- 0,4
pdu	312	35,3	- 4,8
conv.dc/dc	313	37,7	- 2,1
sen.solar1	314	35,1	- 5,6
transpond.	315	36,1	- 5,6
upc	316	35,0	- 3,5
sen.solar2	317	35,4	- 5,0
tx/rx 2	321	41,1	- 0,1
codificador	322	35,9	- 6,8
tx/rx 1	323	40,3	- 1,5
duplex 1	324	36,0	- 6,3
upd/c	325	38,1	- 4,0
duplex 2	326	36,8	- 4,9

A tabela 3 apresenta as temperaturas máximas e mínimas dos equipamentos obtidas nos patamares de altas e baixas temperaturas, durante o TCT. As oscilações de temperatura num mesmo patamar devem-se a variação da potência dissipada em cada subsistema.

Tabela 3. Temperaturas para o TCT.

SUBSISTEMA	NO	PLACA SUP. = 510 W				PLACA SUP. = 185 W			
		PLACA LAT. = 531.3W				PLACA LAT. = 0			
		TEMP. CAMISA = -3 C				TEMP. CAMISA = -32 C			
		TIPO 01		TIPO 02		TIPO 01		TIPO 02	
		MAX	MIN	MAX	MIN	MAX	MIN	MAX	MIN
pcu	301	36.9	36.3	35.6	33.5	-1.9	-2.3	-3.5	-3.6
bateria	302	28.3	28.2	20.5	20.4	-9.9	-10.0	-9.6	-9.7
ele.magnet	303	29.1	28.0	29.2	20.0	-10.0	-12.0	-10.0	-11.9
sen.magnet	304	28.0	27.0	20.4	27.0	-11.9	-5.1	-11.5	-12.0
shunt - 1:50		43.0	32.0	54.2	37.3	10.3	-1.1	41.8	4.6
shunt - 2:60		44.0	32.9	54.7	37.0	11.0	-0.5	22.7	5.0
decodific	311	39.3	39.3	39.4	30.0	-2.2	-2.3	-2.6	-2.6
pdu	312	35.7	35.3	35.7	35.4	-7.4	-7.5	-7.4	-7.6
conv.dc/dc	313	38.1	37.7	30.2	37.7	-4.7	-5.1	-4.6	-5.0
sen.solar1	314	35.4	34.9	35.5	35.0	-0.4	-0.8	-0.2	-0.7
transpond.	315	30.3	37.4	30.3	37.4	-6.2	-7.0	-6.1	-7.0
upc	316	35.8	35.0	36.0	35.7	-6.5	-6.6	-6.3	-6.4
sen.solar2	317	36.0	35.6	35.9	35.3	-7.4	-7.0	-7.2	-7.9
tx/rx 2	321	41.0	40.9	40.0	40.7	-3.2	-3.3	-3.0	-3.4
codificador	322	35.3	35.3	35.3	33.3	-10.4	-10.4	-10.4	-10.4
tx/rx 1	323	41.9	40.0	41.9	40.0	-2.0	-4.8	-2.8	-4.7
duplex 1	324	35.0	35.5	35.9	35.5	-9.5	-9.9	-9.5	-9.0
upd/c	325	37.3	37.3	37.3	37.3	-0.8	-0.7	-8.6	-0.6
duplex 2	326	36.6	36.5	36.3	36.4	-0.1	-0.2	-8.2	-0.3

A figura 5 apresenta os perfis de temperatura desenvolvidos durante o transitório entre dois patamares consecutivos, para os três equipamentos considerados críticos no satélite: o transponder PCD, que apresenta a maior inércia térmica devido o desacoplamento com interior do satélite; o sensor magnetômetro, que apresenta a menor inércia, devido a sua baixa capacidade térmica; e a bateria, que sendo o equipamento mais sensível do SCD-01, apresenta a menor faixa de operação (0 a 20 °C).

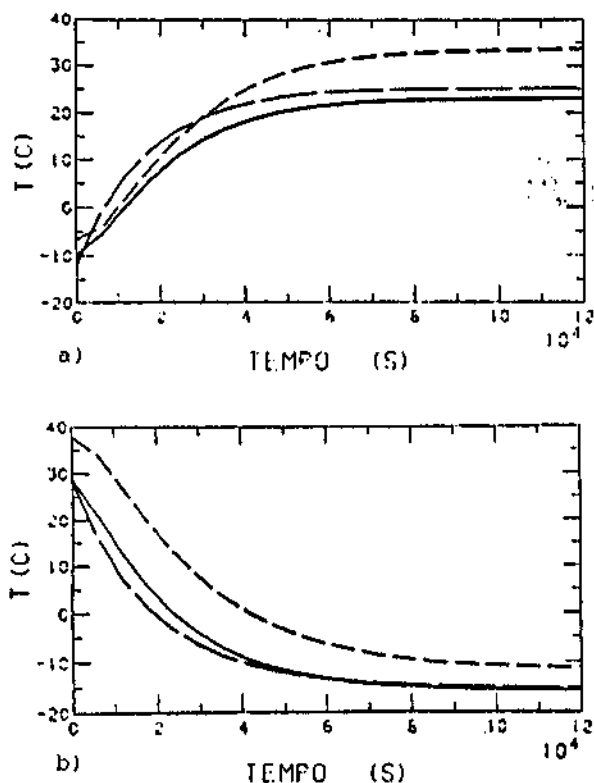


Figura 5. Transientes térmicos para o transponder PCD (---), sensor magnetômetro (—) e bateria (-.-), para situação de : a) mínima carga; b) máxima carga.

CONCLUSÃO

Foi desenvolvida uma técnica de simulação flexível e de baixo custo. A técnica poderá ser aplicada a outros satélites de características semelhantes ao SCD-01.

As condições de cargas térmicas e/ou níveis de temperatura especificados para o SCD-01, poderão ser reproduzidas utilizando-se apenas os meios de testes já existentes nos Laboratórios de Integração e Testes e de Controle Térmico do INPE, sem necessidade de qualquer complementação.

O modelo desenvolvido possibilitará eventuais ajustes nas cargas térmicas, mesmo durante os testes, se necessário.

O tempo previsto de duração dos testes é de 240 horas contínuas.

AGRADECIMENTOS

Agradecemos ao técnico Sandro Rogério Furtado pela dedicação na elaboração dos desenhos.

REFERENCIAS

- [1] Ramos, F.M., Garcia, E.C. e Almeida, J.S., Descrição e Análise do Ensaio do Modelo Térmico do Satélite de Coleta de Dados, II Encontro Nacional de Ciências Térmicas, Aguas de Lindóia, SP, 1988. Anais do ENCIT 88, pp. 381-384.
- [2] Cardoso, H.P., SCD1 Thermal Balance Test - Results and Analysis. Instituto de

Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, 1989. INPE A-ETD-0054.

[3] Nuss, H.E., Space Simulation Facilities and recent experience in Satellite Thermal Testing. Pergamon Journals, Great Britain, 1987. Vacuum, vol 37, no 3/4., pp. 297-302.

[4] Donato, M. et alii, Evaluation of the Infrared Test Method for the Olympus Thermal Balance Tests. The Journal of Environmental Sciences, May/June 1987. pp. 45-49.

[5] Presley, H.W. and Clifford, R.P., Tape Heating Method for Space Simulation Testing. TRW Space and Technology Group.

[6] Wingate, C. A. Jr. and Road, J.H., Thermal Balance Testing with Infrared Shrouds, an Economical Alternative to Solar Simulation. AIAA, Switzerland, oct.1984. IAF-84-374

[7] Muraoka, I. et alii, Projeto térmico detalhado do satélite S1. Instituto de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, 1988. INPE AETD0024.

ABSTRACT

This paper presents the simulation model developed to the fulfilment of the acceptance thermal vacuum tests of the SCD-01 brazilian satellite. The adopted method is based in the simulation by infrared heater platos. The results confirmed the technic suitability.



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROPOSTA PARA
PUBLICAÇÃO

- ☐ DISSERTAÇÃO
☐ TESE
☒ RELATÓRIO
☐ OUTROS

TÍTULO

Simulação do ambiente espacial do satélite SCD-01 por placas aquecedoras

IDENTIFICAÇÃO

AUTOR(ES)

*Humberto Pontes Cardoso
Ezio Castejon Garcia*

ORIENTADOR

CO-ORIENTADOR

DIVULGAÇÃO

☒ EXTERNA ☐ INTERNA ☐ RESTRITA
PRE

EVENTO/MEIO

☒ CONGRESSO ☐ REVISTA ☐ OUTROS

LIMITE

DEFESA

CURSO

ORGÃO

— / — / —

— / — / —

NOME DO REVISOR

Issamu Muraoka

RECEBIDO

DEVOLVIDO

7/6/89

9/6/89

ASSINATURA

Issamu Muraoka

NOME DO RESPONSÁVEL

Marcelo Lopes de O. e Souza

APROVADO

DATA

ASSINATURA

☐ SIM

☐ NÃO

— / — / —

x m. l. o. s.

Nº

PRIOR.

RECEBIDO

NOME DO REVISOR

— / — / —

PÁG.

DEVOLVIDO

ASSINATURA

— / — / —

OS AUTORES DEVEM MENCIONAR NO VERSO INSTRUÇÕES ESPECÍFICAS, ANEXANDO NORMAS, SE HOUVER

RECEBIDO

DEVOLVIDO

NOME DA DATILÓGRAFA

— / — / —

AUTORIZO A PUBLICAÇÃO

Nº DA PUBLICAÇÃO:

PÁG.:

CÓPIAS:

Nº DISCO:

LOCAL:

☒ SIM

☐ NÃO

14,07,89

[Assinatura]

OBSERVAÇÕES E NOTAS

OBS.: Dispensado da revisão de linguagem,