

1. Publicação nº <i>INPE-4019-RPI/160</i>	2. Versão	3. Data <i>Out., 1986</i>	5. Distribuição <input checked="" type="checkbox"/> Interna <input type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>DMC</i>	Programa <i>A67</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>BRESEX CÂMARA DE SENSORIAMENTO REMOTO ANÁLISE TÉRMICA</i>			
7. C.D.U.: <i>621.1.016.4:629.788</i>			
8. Título  <i>ANÁLISE TÉRMICA PRELIMINAR DA CÂMARA DE SENSORIAMENTO REMOTO DO PROJETO BRESEX</i>		10. Páginas: <i>28</i>	
		11. Última página: <i>22</i>	
		12. Revisada por <i>Marcia B.H. Mantelli</i>	
9. Autoria <i>Issamu Muraoka Olavo Bueno de Oliveira Filho Humberto Pontes Cardoso</i>		13. Autorizada por  <i>Marco Antonio Raupp</i> Diretor Geral	
Assinatura responsável <i>Issamu Muraoka</i>			
14. Resumo/Notas  <i>Em fase inicial de especificação de projeto, são necessá- rias informações sobre a ordem de grandeza das variáveis envolvidas. No caso de uma câmara de sensoriamento remoto, é importante conhecer o comportamento térmico do sistema ótico-eletrônico, cujo projeto depen- de muito dos fatores térmicos. O que se propõe neste trabalho é uma análise preliminar, considerando várias simplificações, do sistema câ- mara-ônibus espacial, do ponto de vista térmico.</i>			
15. Observações			

#### ABSTRACT

*During the first step of a design, one needs information about the magnitude of the involved parameters. In the case of a remote sensing camera, it is important to know the thermal behavior of the optical-electronic system, where design depends on thermal factors. What is proposed is to do a preliminary analysis of camera-shuttle system, making several simplifications, in the thermal point of view.*

## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS .....	v
1 - <u>INTRODUÇÃO</u> .....	1
2 - <u>CONFIGURAÇÃO GEOMÉTRICA DA CÂMARA</u> .....	1
3 - <u>MODELAMENTO MATEMÁTICO</u> .....	3
4 - <u>CARGA TÉRMICA</u> .....	5
4.1 - Cálculo da carga térmica terrestre .....	6
4.2 - Cálculo da carga térmica de albedo .....	11
4.3 - Carga térmica refletida pelo ônibus espacial .....	15
4.4 - Radiação solar .....	18
5 - <u>RESULTADOS E CONCLUSÕES</u> .....	20

## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág</u>
1 - Módulo da câmara .....	2
2 - Câmara .....	2
3 - Localização da câmara no ônibus espacial .....	3
4 - Configuração simplificada da câmara e distribuição dos nós .	4
5 - Esquema da órbita em análise .....	5
6 - Esquema da incidência da radiação terrestre .....	7
7 - Incidência de radiação solar direta durante uma órbita .....	18
8 - Temperatura no tubo ótico .....	21
9 - Temperatura no cilindro protetor .....	21

## 1 - INTRODUÇÃO

Com a possibilidade de testar uma câmara de sensoriamento remoto a bordo de um dos ônibus espaciais americano, tornou-se necessário avaliar certos dados térmicos para definição de alguns parâmetros de projeto, principalmente os relacionados com o sistema ótico.

Este trabalho é uma análise térmica preliminar que visa determinar, grosseiramente, o nível de temperatura, o gradiente térmico e o choque térmico a que ficará exposta a câmara, quando instalada a bordo do ônibus espacial, em órbita da terra.

Tomou-se como base para este estudo, concepções apresentadas no relatório interno RI/DEC-001/85, "Concepção geométrica de uma câmara de sensoriamento remoto (BRESEX): Estudo de Configuração".

## 2 - CONFIGURAÇÃO GEOMÉTRICA DA CÂMARA

Adotou-se, para este estudo, uma câmara cuja configuração é apresentada na Seção 3.1.1 do relatório RI/DEC-001/85 e mostrada nas Figuras 1 e 2 deste relatório.

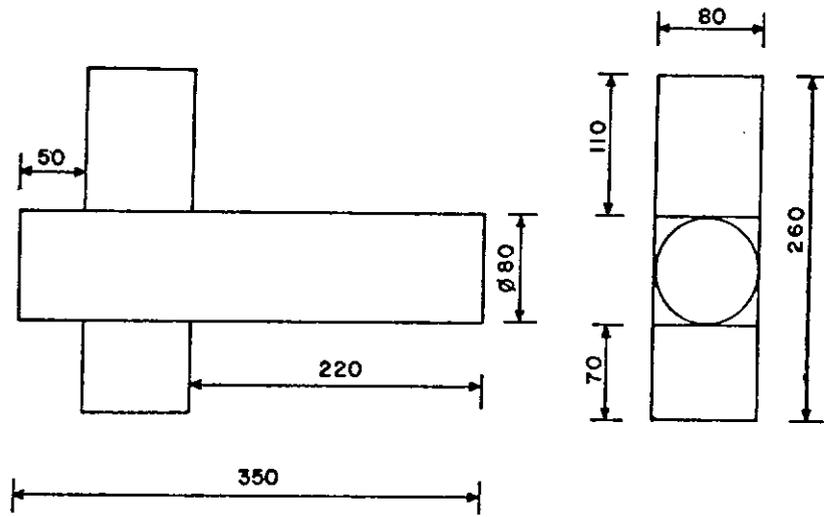


Fig. 1 - Módulo da câmara.

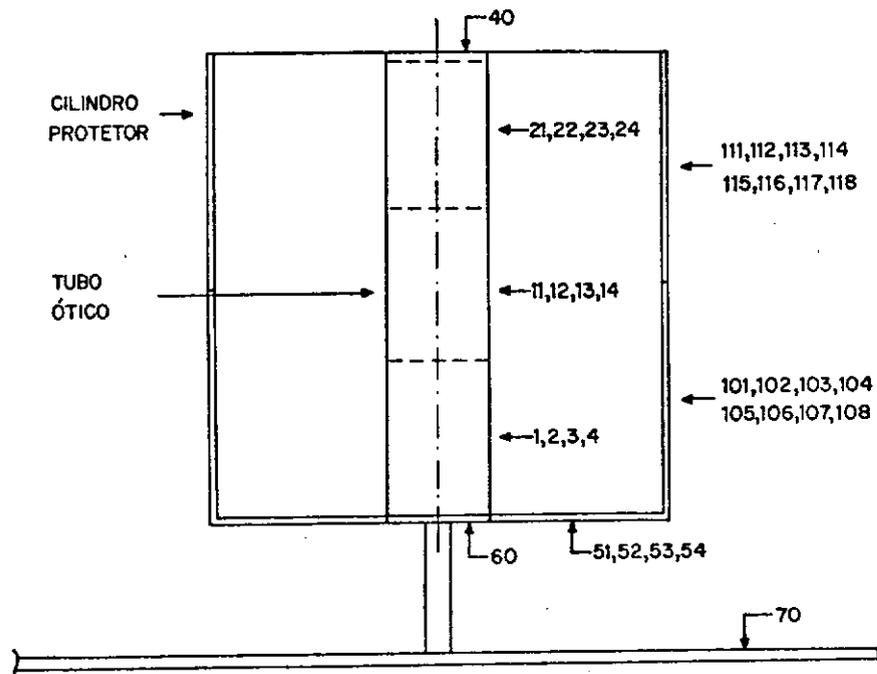


Fig. 2 - Câmara

Esta câmara será instalada numa das longarinas de fixação que atravessa diametralmente o compartimento de carga do ônibus espacial, conforme a Figura 3.

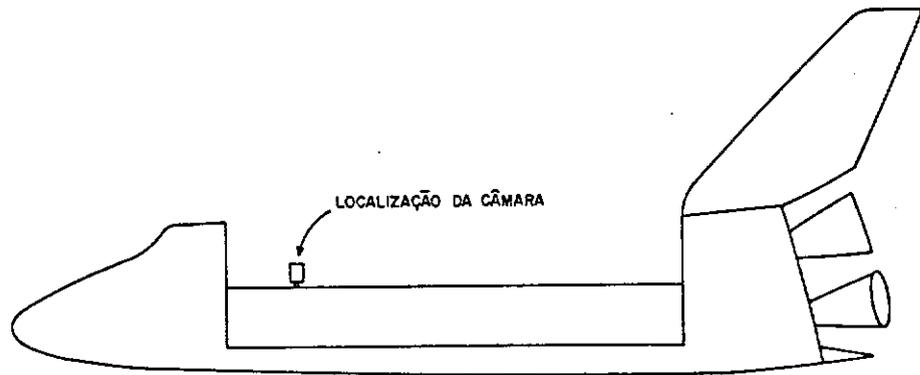


Fig. 3 - Localização da câmara no ônibus espacial.

### 3 - MODELAMENTO MATEMÁTICO

Como este é um estudo preliminar, a configuração apresentada na Seção 2 foi simplificada de modo a evitar grande complexidade no modelamento matemático, conforme a Figura 4.

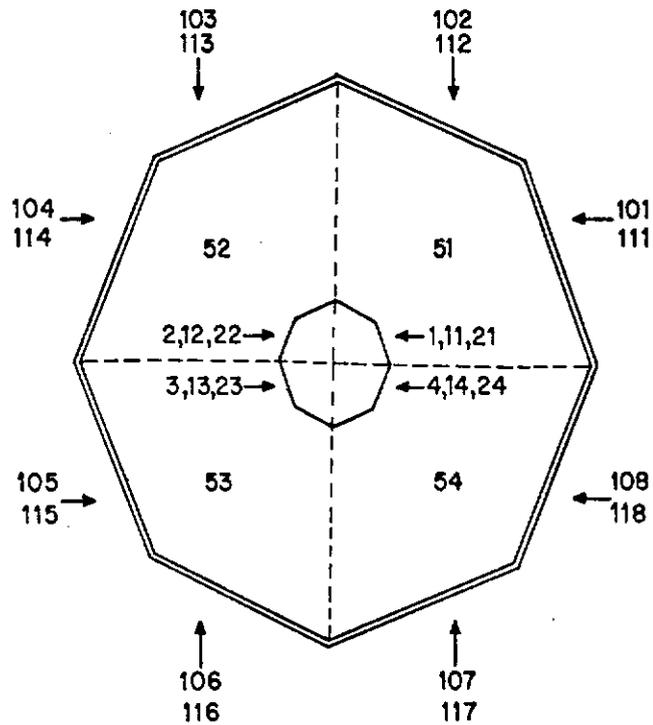


Fig. 4 - Configuração simplificada da câmara e distribuição dos nós.

Toda a área superficial da câmara, exceto a entrada do tubo ótico, foi considerada revestida com  $S_i0$  ( $\alpha = 0,1$  e  $\epsilon = 0,9$ ), o que representa uma proteção contra superaquecimento e choque térmico, se porventura a câmara ficar exposta à radiação solar direta.

Considerou-se o tubo ótico confeccionado com liga INVAR, que tem baixa dilatação térmica, evitando assim variação nas distâncias entre as lentes instaladas no seu interior. A espessura da parede foi considerada sendo de 1 mm.

Por falta de dados mais precisos, supôs-se que as lentes são de quartzo, com massa total de 300g, distribuída uniformemente ao longo do tubo ótico.

As demais partes da câmara foram consideradas como sendo de alumínio.

Como se pode verificar na Figura 4, a câmara foi dividida em 34 partes para efeito de análise térmica. Considera-se que cada uma delas é um nó isotérmico; nestes nós serão calculadas as temperaturas.

O compartimento de carga foi modelado como sendo uma placa retangular (6,0 m x 4,6 m) a 0,30 m da câmara, com temperatura constante de  $27^{\circ}\text{C}$  e com  $\epsilon = 0,80$  (nó 70).

#### 4 - CARGA TÉRMICA

Como ainda não está definida em qual missão a câmara será testada, portanto não se conhece a atitude nem a órbita exata, tomou-se como hipótese uma órbita em cujo plano o sol se encontra, de 300 km de altitude. Considerou-se também que o compartimento de carga está sempre voltado para a Terra. O esquema está ilustrado na Figura 5.

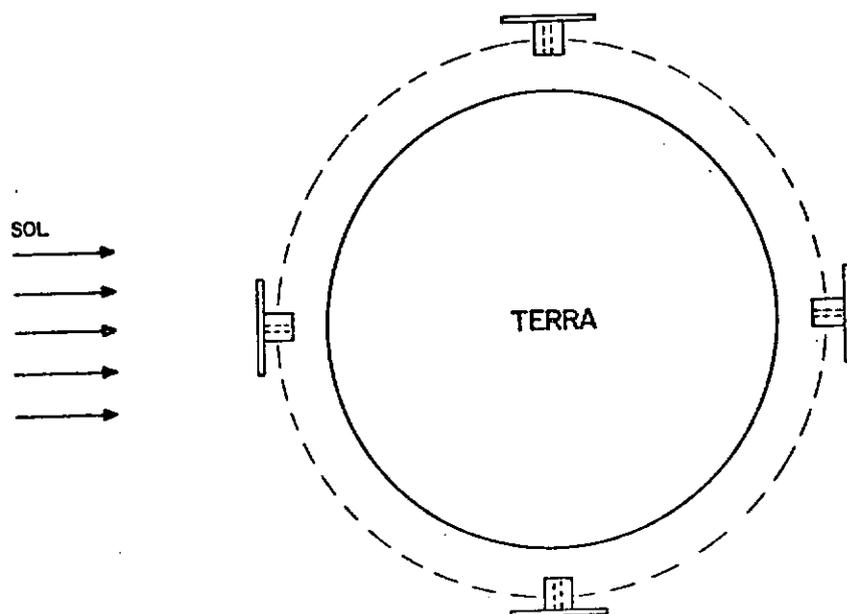


Fig. 5 - Esquema da órbita em análise.

A carga térmica foi dividida em quatro grupos para efeito de cálculo, sendo eles:

- a) Terrestre - é a radiação no espectro infravermelho proveniente da Terra.
- b) Albedo - é a radiação solar refletida pela Terra.
- c) Refletida pelo ônibus espacial - é a radiação terrestre e de albedo refletida pelo ônibus espacial.
- d) Solar - é a radiação solar que incide diretamente sobre a câmara.

#### 4.1 - CÁLCULO DA CARGA TÉRMICA TERRESTRE

Para o cálculo da carga terrestre incidente em cada parte da câmara é necessário saber o fluxo de radiação proveniente da Terra que atinge uma placa plana no espaço, dada por:

$$P_t = \sigma T_t^4 \cdot F, \quad (1)$$

onde:

- $P_t$  - fluxo de radiação incidente,
- $\sigma$  - constante de Stefan-Boltzmann ( $5,6693 \cdot 10^{-8} \text{ w/m}^2/\text{k}^4$ ),
- $T_t$  - temperatura média da Terra ( $\sim 255 \text{ K}$ ),
- $F$  - fator de Forma Terra-placa.

Para uma placa na posição horizontal numa altitude de 300 km tem-se:

$$F = 0,91, \quad (2)$$

logo:

$$P_t = 218 \text{ w/m}^2 . \quad (3)$$

Para uma placa na posição vertical, na mesma altitude, tem-se:

$$F = 0,31 , \quad (4)$$

logo:

$$P_t = 73,9 \text{ w/m}^2 . \quad (5)$$

O esquema das incidências calculadas anteriormente está ilustrado na Figura 6.

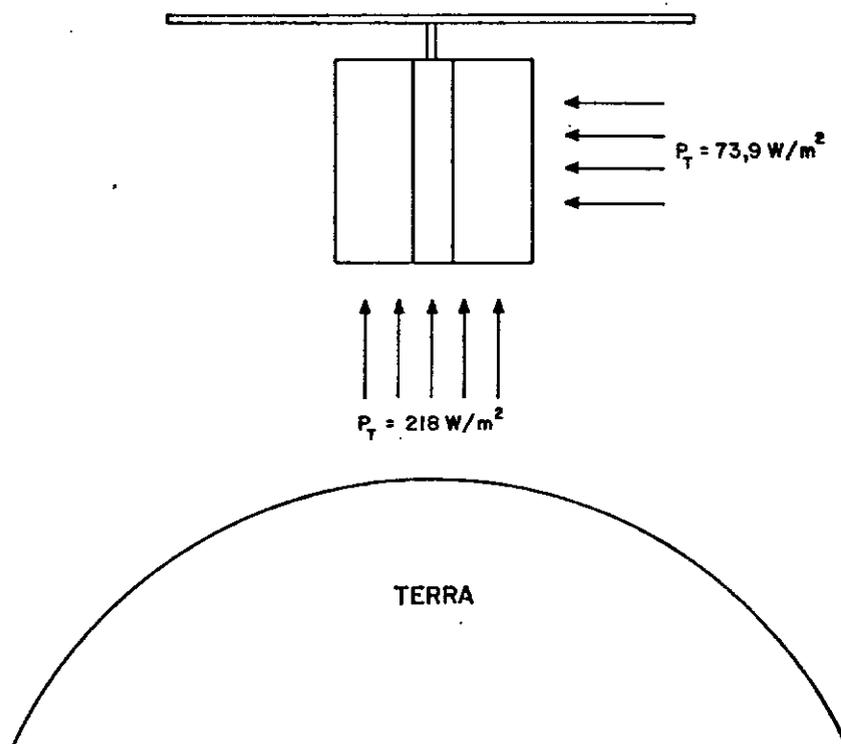


Fig. 6 - Esquema da incidência da radiação terrestre.

A potência absorvida pelas faces voltadas para o interior da concavidade formada entre o tubo ótico e o cilindro protetor foi calculada através da seguinte equação:

$$Q_i = Q_t \cdot F_{\text{anel-i}} \cdot \epsilon_i \quad , \quad (6)$$

onde:

- $Q_i$  - potência absorvida pelo n $\bar{o}$  i,
- $Q_t$  - potência total que penetra na concavidade,
- $F_{\text{anel-i}}$  - fator de forma do anel imaginário (que fecha a concavidade) para o n $\bar{o}$  i,
- $\epsilon_i$  - emissividade, no espectro infravermelho, do n $\bar{o}$  i.

A potência total  $Q_t$  foi calculada multiplicando o valor obtido na equação 3 e a área do anel, ou seja:

$$Q_t = 17,9 \text{ w} \quad , \quad (7)$$

OBS.: considerou-se que o calor não absorvido na primeira incidência é refletida para o espaço.

1 $\text{º}$  CASO: n $\bar{o}$ s 21,22,23 e 24:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,0237 \quad ,$$

$$\epsilon_i = 0,9 \quad ,$$

$$Q_i = 0,382 \text{ w} \quad .$$

2 $\text{º}$  CASO: n $\bar{o}$ s 11,12,13 e 14:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,061 \quad ,$$

$$\epsilon_i = 0,9 \quad ,$$

$$Q_i = 0,0854 \text{ w} \quad .$$

3º CASO: n̄s 1,2,3, e 4:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,00155,$$

$$\epsilon_i = 0,9,$$

$$Q_i = 0,0251.$$

4º CASO: n̄s 51,52,53 e 54:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,0286 ,$$

$$\epsilon_i = 0,9 ,$$

$$Q_i = 0,46 \text{ w.}$$

Aos n̄s situados no cilindro protetor, alḗm do calor calculado atravḗs da Equaçāo 6, deve-se acrescentar a parcela da potḗncia incidente sobre a face externa, ou seja:

$$Q_i = Q_t \cdot F_{\text{anel-i}} \cdot \epsilon_i + P_t \cdot \epsilon_i \cdot A_i , \quad (8)$$

onde:

$Q_i$  - potḗncia absorvida pelo n̄o  $i$ ,

$Q_t$  - potḗncia total que penetra na concavidade,

$F_{\text{anel-i}}$  - fator de forma do anel imaginārio (que fecha a concavidade) para o n̄o  $i$ ,

$\epsilon_i$  - emissividade do n̄o  $i$ ,

$P_t$  - fluxo de radiaçāo incidente, calculado na equaçāo 5,

$A_i$  - ārea da face externa do n̄o  $i$ .

5º CASO: n̄s 111,112,113,114,115,116,117 e 118:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,0757 ,$$

$$\epsilon_i = 0,9 ,$$

$$A_i = 0,02344 \text{ m}^2 ,$$

$$Q_i = 2,78 \text{ w} .$$

6º CASO: n̄s 101,102,103,104,105,106,107 e 108:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,0206 ,$$

$$\epsilon_i = 0,9 ,$$

$$A_i = 0,02344 \text{ m}^2 ,$$

$$Q_i = 1,89 \text{ w} .$$

O calor absorvido pelo n̄o 40, que corresponde o filtro na entrada do tubo ótico, foi calculada pela fórmula:

$$Q_i = P_T \cdot A_i \cdot \epsilon_i , \quad (9)$$

onde:

$Q_i$  - calor absorvido pelo n̄o  $i$ ,

$P_T$  - fluxo de radiação incidente, calculado na equação 3.

7º CASO: n̄o 40:

$$A_i = 0,00453 \text{ m}^2 ,$$

$$\epsilon_i = 0,8 ,$$

$$Q_i = 0,79 \text{ w} .$$

#### 4.2 - CÁLCULO DA CARGA TÉRMICA DE ALBEDO

A carga térmica de albedo incidente numa placa plana em órbita da Terra pode ser calculada através da seguinte expressão:

$$P_A = S \cdot \rho \cdot F \cdot FA, \quad (10)$$

onde:

$P_A$  - fluxo de radiação incidente,

$S$  - constante solar ( $1353 \text{ w/m}^2$ ),

$\rho$  - refletividade da terra ( $\sim 0,35$ ),

$F$  - fator de forma Terra-placa,

$FA$  - fator de albedo ( $0 \leq FA \leq 1$ ).

O fator de albedo  $FA$  caracteriza a dependência, simultânea, da orientação dos raios solares e da posição da placa, ambas em relação à Terra, no cálculo do fluxo radiante. Ele foi calculado através de uma equação empírica, a seguir:

$$FA = \left(1 - \frac{9\theta_s}{5\pi}\right) \cdot \cos \frac{9\theta_s}{10} + \frac{9\theta_s}{5\pi} \cdot \cos \frac{1,5 \cdot 9\theta_s}{10}, \quad (11)$$

onde:

$FA$  - fator de albedo ( $0 \leq FA \leq 1$ ),

$\theta_s$  - ângulo formado entre os vetores Terra-Sol e Terra-Satélite, em radianos.

A Equação 11 só é válida para  $\theta_s \leq 1,745 \text{ rad } (100^\circ)$ , sendo  $FA=0$  para outros valores de  $\theta_s$ .

Para uma placa na posição horizontal numa altitude de 300 km tem-se:

$$F = 0,91 , \quad (12)$$

Logo, aplicando-a na Equação 10, obtêm-se:

$$P_A = 431 \cdot FA \text{ w/m}^2 . \quad (13)$$

Para uma placa na vertical, na mesma altitude, tem-se:

$$F = 0,31 , \quad (14)$$

Logo, aplicando-a na Equação 10, obtêm-se:

$$P_A = 147 \cdot FA \text{ w/m}^2 . \quad (15)$$

A radiação de albedo absorvida pelas faces voltadas para o interior da concavidade formada entre o tubo ótico e o cilindro protetor foi calculada através da seguinte equação:

$$Q_i = Q_A \cdot F_{\text{anel-i}} \cdot \alpha_i , \quad (16)$$

onde:

$Q_i$  - radiação de albedo absorvida pelo  $\bar{n} i$ ,

$Q_A$  - radiação total de albedo que penetra na concavidade,

$F_{\text{anel-i}}$  - fator de forma do anel imaginário (que fecha a concavidade) para o  $\bar{n} i$ ,

$\alpha_i$  - absortividade, no espectro solar, do  $\bar{n} i$ .

O valor de  $Q_A$  foi calculado multiplicando o resultado da Equação 13 e a área do anel, ou seja:

$$Q_A = 35,4 \cdot FA \cdot w \quad (17)$$

Substituindo a Equação 17 na equação 16 tem-se:

$$Q_i = 35,4 \cdot FA \cdot F_{anel-i} \cdot \alpha_i \quad (18)$$

Considerou-se que o calor não absorvido na primeira incidência é refletido para o espaço.

1º CASO: n̄s 21,22,23 e 24:

$$F_{anel-i} = 0,0237 \quad ,$$

$$\alpha_i = 0,1 \quad ,$$

$$Q_i = 0,084 \cdot FA \cdot w \quad .$$

2º CASO: n̄s 11,12,13 e 14:

$$F_{anel-i} = 0,0053 \quad ,$$

$$\alpha_i = 0,1 \quad ,$$

$$Q_i = 0,019 \cdot FA \cdot w \quad .$$

3º CASO: n̄s 1,2,3 e 4:

$$F_{anel-i} = 0,00155 \quad ,$$

$$\alpha_i = 0,1 \quad ,$$

$$Q_i = 0,005 \cdot FA \cdot w \quad .$$

4º CASO: n̄s 51,52,53 e 54:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,0286 ,$$

$$\alpha_i = 0,1 ,$$

$$Q_i = 0,101 \cdot FA \cdot w .$$

Aos n̄s situados no cilindro protetor, alḗm do calor calculado atravēs da Equaē̄o 18, deve-se acrescentar a parcela da potē̄ncia incidente sobre a face externa, ou seja:

$$Q_i = 35,4 \cdot FA \cdot F_{\text{anel-i}} \cdot \alpha_i + 147 \cdot FA \cdot A_i \cdot \alpha_i , \quad (19)$$

onde:

$Q_i$  - radiaē̄o do albedo absorvido pelo n̄o  $i$ ,

$FA$  - fator de albedo ,

$\alpha_i$  - absortividade do no  $i$  no espectro solar,

$A_i$  - ārea da superfīcie externa do n̄o  $i$ .

5º CASO: n̄s 111,112,113,114,115,116,117 e 118:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,0757 ,$$

$$\alpha_i = 0,1 ,$$

$$A_i = 0,02344 \text{ m}^2 ,$$

$$Q_i = 0,613 \cdot FA \cdot w .$$

6º CASO: n̄s 101,102,103,104,105,106,107 e 108:

$$F_{\text{anel-i}} = 0,0206 ,$$

$$\alpha_i = 0,1 ,$$

$$A_i = 0,02344 \text{ m}^2 ,$$

$$Q_i = 0,418 \cdot FA \cdot w .$$

7º CASO: n.º 40:

A radiação de albedo incidente neste caso é o fluxo calculado na Equação 13 multiplicado pela área do n.º 40, ou seja:

$$Q_i = 1,95 \cdot FA_w \cdot$$

Considerando que o filtro é transparente à radiação no espectro solar, todo o calor calculado acima é dissipado nos sensores óticos localizados na base do tubo ótico (n.ºs 1,2,3 e 4). Sendo assim, o valor calculado no 3º caso é adicionado de  $1,95/4 \cdot FA_w$ .

#### 4.3 - CARGA TÉRMICA REFLETIDA PELO ÔNIBUS ESPACIAL

Como já foi mencionado na Seção 3, considerou-se o ônibus espacial como uma placa retangular de 6,0 x 4,6 m, com  $\alpha = 0,32$  e  $\epsilon = 0,80$ . O cálculo desta carga térmica foi feita para o espectro infravermelho e para o espectro solar separadamente.

##### a) Espectro infravermelho (proveniente da radiação terrestre)

A radiação total refletida pelo ônibus espacial e incidente na câmara foi calculada segundo a expressão:

$$Q_I = P_T \cdot A_V \cdot (1 - \epsilon_V) \cdot F_{V-i} \cdot \epsilon_i \quad (20)$$

onde:

$Q_I$  - radiação refletida pelo ônibus espacial e absorvida pelo n.º i,

$P_T$  - radiação terrestre incidente no ônibus espacial calculada na Equação 3 ( $P_T = 218 \text{ w/m}^2$ ),

$A_V$  - área superficial do ônibus espacial ( $A_V = 27,6 \text{ m}^2$ ),

$\epsilon_V$  - emissividade do ônibus espacial no espectro infravermelho ( $\epsilon_V = 0,80$ ),

$F_{V-i}$  - fator de forma do ônibus espacial para o n $\bar{o}$  i,  
 $\epsilon_i$  - emissividade do n $\bar{o}$  i no espectro infravermelho.

1 $\text{º}$  CASO: n $\bar{o}$ s 111,112,113,114,115,116,117 e 118 :

$$F_{V-i} = 0,000322 ,$$

$$\epsilon_i = 0,90 ,$$

$$Q_i = 0,349 \text{ w} .$$

2 $\text{º}$  CASO: n $\bar{o}$ s 101,102,103,104,105,106,107 e 108:

$$F_{V-i} = 0,000353 ,$$

$$\epsilon_i = 0,90 ,$$

$$Q_i = 0,382 \text{ w} .$$

3 $\text{º}$  CASO: n $\bar{o}$ s 51,52,53 e 54 :

$$F_{V-i} = 0,000735 ,$$

$$\epsilon_i = 0,90 ,$$

$$Q_i = 0,795 \text{ w} .$$

4 $\text{º}$  CASO: n $\bar{o}$  60 :

$$F_{V-i} = 0,000162 ,$$

$$\epsilon_i = 0,90 ,$$

$$Q_i = 0,175 \text{ w} .$$

b) Espectro solar (proveniente do albedo)

Nesta faixa, a equação utilizada foi:

$$Q_i = P_A \cdot A_V \cdot (1 - \alpha_V) \cdot F_{V-i} \cdot \alpha_i , \quad (21)$$

onde:

$Q_i$  - radiação refletida pelo ônibus espacial e absorvida pelo  $\bar{n}o i$ ,

$P_A$  - radiação de albedo incidente no ônibus espacial, calculada na Equação 13 ( $P_A = 431 \cdot FA \text{ w(m}^2\text{)}$ ),

$A_V$  - área superficial do ônibus espacial ( $A_V = 27,6 \text{ m}^2$ ),

$\alpha_V$  - absorptividade do ônibus espacial no espectro solar ( $\alpha_V = 0,32$ ),

$F_{V-i}$  - fator de forma do ônibus espacial para o  $\bar{n}o i$ ,

$\alpha_i$  - absorptividade do  $\bar{n}o i$  no espectro solar.

1º CASO:  $\bar{n}os 111, 112, 113, 114, 115, 116, 117$  e  $118$ :

$$F_{V-1} = 0,000322,$$

$$\alpha_i = 0,1,$$

$$Q_i = 0,260 \cdot FA \text{ w}.$$

2º CASO:  $\bar{n}os 101, 102, 103, 104, 105, 106, 107$  e  $108$ :

$$F_{V-i} = 0,000353,$$

$$\alpha_i = 0,1,$$

$$Q_i = 0,285 \cdot FA \text{ w}.$$

3º CASO:  $\bar{n}os 51, 52, 53$  e  $54$ :

$$F_{V-i} = 0,000735,$$

$$\alpha_i = 0,1,$$

$$Q_i = 0,594 \cdot FA \text{ w}.$$

4º CASO: n̄ 60:

$$F_{v-i} = 0,000162 ,$$

$$\alpha_i = 0,1 ,$$

$$Q_i = 0,131 \cdot FA_w .$$

#### 4.4 - RADIAÇÃO SOLAR

A radiação solar direta incidente sobre a câmara depende de muito da órbita considerada. No caso analisado, a incidência ocorre em dois períodos distintos (ver Figura 7). Em outros intervalos de tempo a câmara na sombra da Terra ou do próprio ônibus espacial.

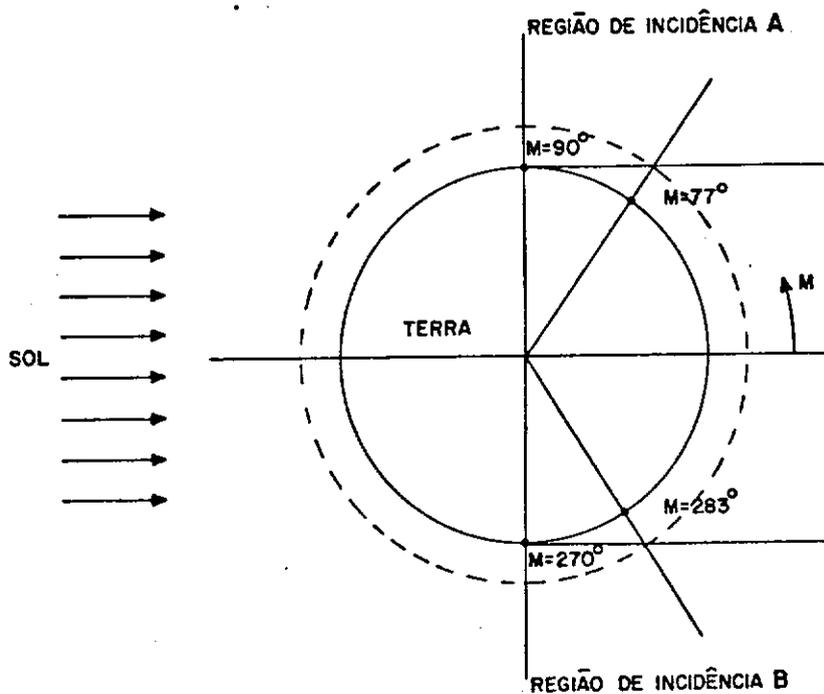


Fig. 7 - Incidência de radiação solar direta durante uma órbita.

Considerou-se que na região A (Figura 7) a incidência ocorre sobre os nós 103,104,105,106,113,114,115 e 116, por conseguinte na região B, a incidência é sobre os nós 101,102,107,108,111,112,117 e 118.

1º CASO: nós 103,113,106 e 116 - (região A):

Neste caso a carga solar foi calculada segundo a expressão:

$$Q_i = S \cdot \cos(90^0 - M) \cdot \cos 67,5^0 \cdot A_i \cdot \alpha_i , \quad (22)$$

onde:

$Q_i$  - carga solar incidente no nó  $i$ ,

$S$  - constante solar ( $S = 1353 \text{ w/m}^2$ ),

$M$  - posição angular da câmara na órbita (ver Figura 7),

$A_i$  - área superficial do nó  $i$ ,

$\alpha_i$  - absortividade do nó  $i$ , no espectro solar.

Na região A, a posição angular  $M$  varia entre  $77^0$  e  $90^0$ . Nesta faixa, considerou-se  $\cos(90^0 - M)$  aproximadamente igual a 1. Sendo assim, tomando os valores numéricos, resultou:

$$Q_i = 1,18 \text{ w (constante na região A)} .$$

2º CASO: nós 104,114,105 e 115 - (região A):

A expressão utilizada foi:

$$Q_i = S \cdot \cos(90^0 - M) \cdot \cos 22,5^0 \cdot A_i \cdot \alpha_i , \quad (23)$$

onde:

$Q_i$  - carga solar incidente no  $n\tilde{o}$   $i$ ,

$S$  - constante solar ( $S = 1353 \text{ w/m}^2$ ),

$M$  - posição angular da câmara na órbita (ver Figura 7),

$A_i$  - área superficial do  $n\tilde{o}$   $i$ ,

$\alpha_i$  - absortividade do  $n\tilde{o}$   $i$ , no espectro solar.

Aplicando a mesma consideração do 1º caso, obteve-se:

$$Q_i = 2,85 \text{ (constante na região A).}$$

3º CASO:  $n\tilde{o}$ s 102, 112, 107 e 117 - (região B):

Este caso é análogo ao 1º caso, a incidência ocorre na região B da órbita:

$$Q_i = 1,18 \text{ w} - \text{(constante na região B).}$$

4º CASO:  $n\tilde{o}$ s 101, 111, 108 e 118 - (região B):

Este caso é análogo ao 2º caso, a incidência ocorre na região B da órbita:

$$Q_i = 2,85 \text{ w} - \text{(constante na região B).}$$

## 5 - RESULTADOS E CONCLUSÕES

Os dados de temperatura obtidos durante o período de uma órbita, em regime transiente, estão plotados nos gráficos das Figuras 8 e 9.

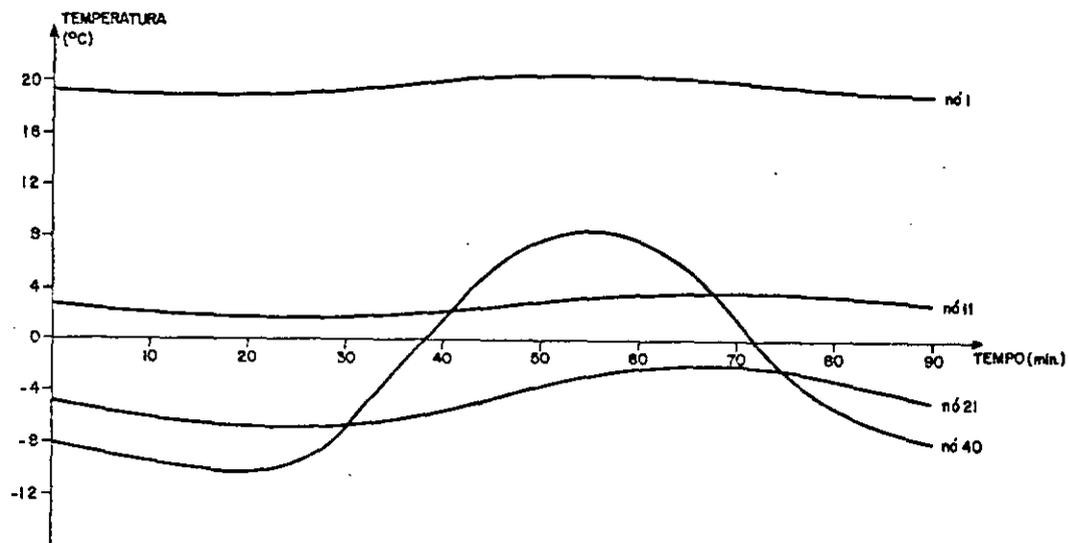


Fig. 8 - Temperatura no tubo ótico.

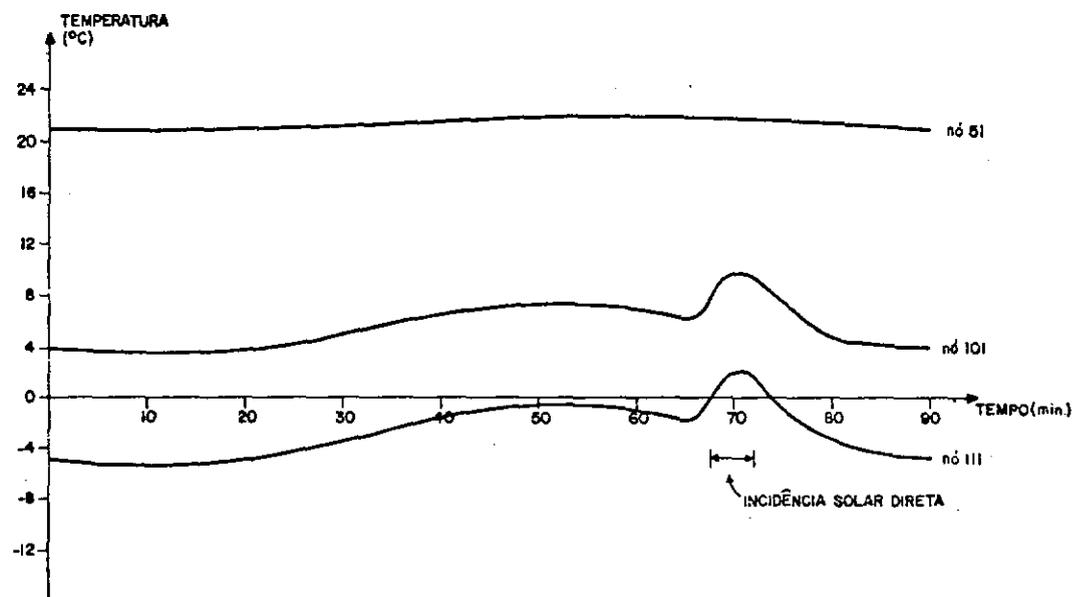


Fig. 9 - Temperatura no cilindro protetor.

Convêm salientar que esta análise foi feita supondo que o ônibus espacial está sempre com o compartimento de carga voltado para a Terra. Nesta condição, as temperaturas previstas estão compatíveis com as que a câmara suporta.

No pequeno intervalo de tempo em que ocorre incidência de radiação solar diretamente sobre a câmara, houve um aumento considerável da temperatura no cilindro protetor, conforme o gráfico da Figura 9. Desta observação, pode-se dizer que é proibitiva a incidência solar direta sobre a câmara por um período prolongado, de maneira que, para tal caso, a câmara deve ser coberta com algum tipo de proteção.