

## INTRODUÇÃO

O controle térmico espacial é feito por um ou mais dispositivos integrados aos satélites. É utilizado para evitar grandes gradientes de temperatura tanto na estrutura quanto nos subsistemas eletrônicos. Deste modo, controles térmicos são requeridos por dois grandes motivos: (1) Equipamentos eletrônicos de precisão geralmente operam em faixas de temperatura estreitas e (2) Os materiais de engenharia apresentam alguma dilatação com a temperatura, distorcendo a estrutura. (Não existem materiais com coeficiente de dilatação zero)

Os equipamentos de uma espaçonave são desenhados para trabalhar próximos à temperatura de 21 °C. Isso se deve porque a maioria das partes eletrônicas e mecânicas da espaçonave são originalmente projetados para serem utilizados na Terra. Isto ocorre pois normalmente é muito mais fácil e barato utilizar materiais prontos do que projetar algo específico para o espaço. Tipicamente, dispositivos eletrônicos de prateleira, ou *COTs*, operam entre -65 °C e +50 °C. As baterias recarregáveis de polímero de lítio operam entre -15 °C e +60 °C. Já os dispositivos mecânicos como rodas de reação, giroscópios e sistemas de abertura de painéis solares normalmente operam entre -30 °C e 50 °C. Obviamente existem exceções à isso, como alguns tipos de sensores estelares que operam em temperaturas criogênicas.

A maioria das cargas úteis embarcadas requerem grande estabilidade dimensional, principalmente em missões aonde são necessários apontamentos muito precisos (como GPS) e deste modo, é necessário minimizar as distorções estruturais. Por exemplo, para o projeto do telescópio Hubble sé requerido um controle térmico da estrutura de décimos de graus Celsius para se garantir a estabilidade da estrutura e o foco da imagem.

O calor é normalmente originário tanto de processos dentro da espaçonave quanto do ambiente espacial. Componentes como motores de foguetes, dispositivos eletrônicos e baterias são fornecedores de calor à estrutura. O aquecimento através do meio é quase todo proveniente da radiação

emitida pelo Sol. O calor da espaçonave é perdido para o ambiente espacial por radiação. O balanço entre o calor gerado/recebido e o cedido ao meio determina a temperatura interna da espaçonave.

A configuração interna da espaçonave também é ditada por fatores térmicos. A tarefa de um engenheiro térmico consiste de fato em 3 etapas:

Analisar a distribuição térmica

O engenheiro deve ser capaz de prever o fluxo térmico pela estrutura e as temperaturas críticas em todas as etapas da missão.

Solucionar problemas de projeto

É bastante provável que as análises mostrem temperaturas acima dos limites permitidos e cabe ao engenheiro térmico propor soluções para evitar estas circunstâncias.

Testar as soluções propostas

O engenheiro térmico deve propor testes que abranjam todo o escopo térmico e que confirmem a confiabilidade do sistema de controle térmico.

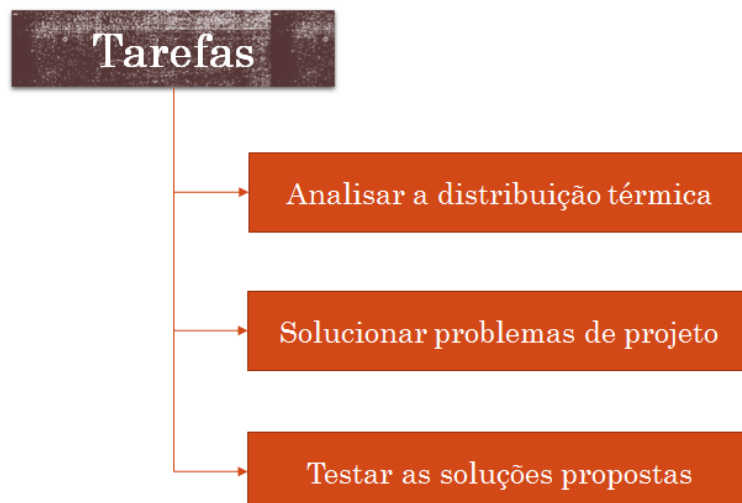


Figura 1 - Diagrama representativo de tarefas de um engenheiro térmico

## OBJETIVO DO CONTROLE TÉRMICO

Os objetivos do subsistema de controle térmico são:

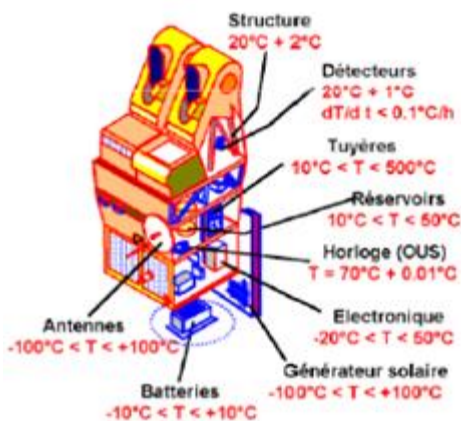
- a. Garantir que todos os componentes tenham uma temperatura adequada durante toda vida útil em todos os modos de operação do satélite ( $\theta$ ,  $\Delta\theta$ );
- b. Garantir a estabilidade (variações de temperatura do controle térmico tempo  $d\theta/dt$ ) e gradientes térmicos dos componentes (variações de temperatura com a distância, em uma dada direção  $d\theta/dx$ );
- c. Garantir que todos os componentes do controle térmico tenham o desempenho mínimo garantido durante toda a vida útil prevista do satélite.

## REQUISITOS TÉRMICOS

Como mencionado no curso de estruturas, requisitos expressão as necessidades do cliente em termos de engenharia, através de uma métrica verificável. Durante o projeto do controle térmico costumam ser listados centenas de requisitos como de missão, de sistema e outros. A Tabela 01 apresenta alguns exemplos de requisitos térmicos:

Tabela 01 – Alguns exemplos das faixas térmicas de operação de subsistemas do satélite.

COMPONENTE	TEMP. VOO	OBSERVAÇÕES
EQUIPAMENTO ELETRÔNICO	-5 à 40°C	
PAINEL SOLAR	-130 à 80°C	Componentes e equipamentos externos toleram faixas maiores de temperatura
RESERVATÓRIO HIDRAZINA	10 à 40°C	
BATERIAS	-5 à 20°C	Faixas estreitas são componentes críticos do ponto de vista térmico
SENSOR INFRAVERMELHO	-195 à -180°C	



Equipamentos	Tmin (°C)	Tmax (°C)
Electronica geral	- 10	+ 45
Propulsão	+ 5	+ 60
Baterias	- 5	+ 15
Sensores infra-vermelhos	0	+ 45
Sensores Solares	- 50	+ 50
Rodas de Momentos	0	+ 55
Amplificador de tubo de ondas	- 20	+ 60
Objetiva de ótica	+17	+ 23
Antenas	- 100	+ 80

Figura 2 - Exemplos de necessidades térmicas de alguns subsistemas

## AMBIENTE TÉRMICO

Uma importante característica do ambiente espacial é o alto vácuo. As espaçonaves são normalmente lançadas em órbitas aonde existe uma atmosfera residual e conseqüentemente o arrasto fluídico é muito pequeno. (Mas não pode ser negligenciado, por exemplo, na estação espacial existem propulsores que devem ser recarregados algumas vezes ao ano devido ao arrasto). Para um engenheiro de controle térmico, o arraste de gases não gera aquecimento significativo. Para fins práticos, pequenos satélites como cubesats não apresentam arrasto dinâmico representativo e suas influências costumam ser ignoradas. A taxa no qual a pressão atmosférica e a temperatura caem com a altitude é representada na Fig.02.

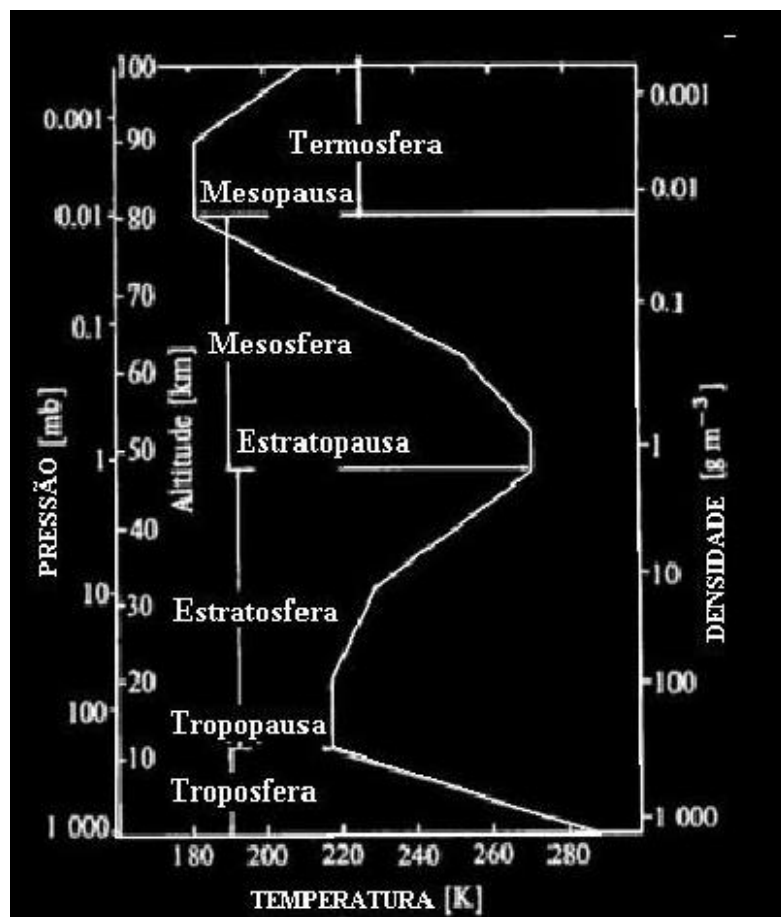


Figura 3 - Gráfico esquemático da atmosfera terrestre.

Gráfico da densidade em função da temperatura e pressão da atmosfera terrestre e das suas principais camadas.

Fonte: Adaptado de INPE2, 2015

Tabela 01 – Resumo das camadas e das faixas de temperatura da atmosfera terrestre.

Camada	Faixa de Temperatura (°C)	Faixa de altura (km)
Troposfera	50 até -50	0 – 20
Estratosfera	-60 até -50	20 – 50
Mesosfera	-100 até -60	50 – 80
Termosfera / Ionosfera	-100 até 1000	80 – 640
Exosfera	-260 até 1000	640 – 1.000
Magnetosfera	-270 até -260	1.000 – 100.000

Fonte: Arquivos do Autor

Uma nave espacial pode interagir com o ambiente apenas por radiação e essas interações podem ser caracterizadas através de trocas energéticas como

radiação solar direta, radiação solar refletida da Terra (albedo), energia térmica de planetas próximos (radiação planetária) e radiação cósmica. A Fig.03 apresenta este esquema. Uma espaçonave experimenta o equilíbrio térmico quando a soma das radiações apresentadas acima é igual à radiação dissipada no espaço e é esse balanço que determinará a temperatura da espaçonave.

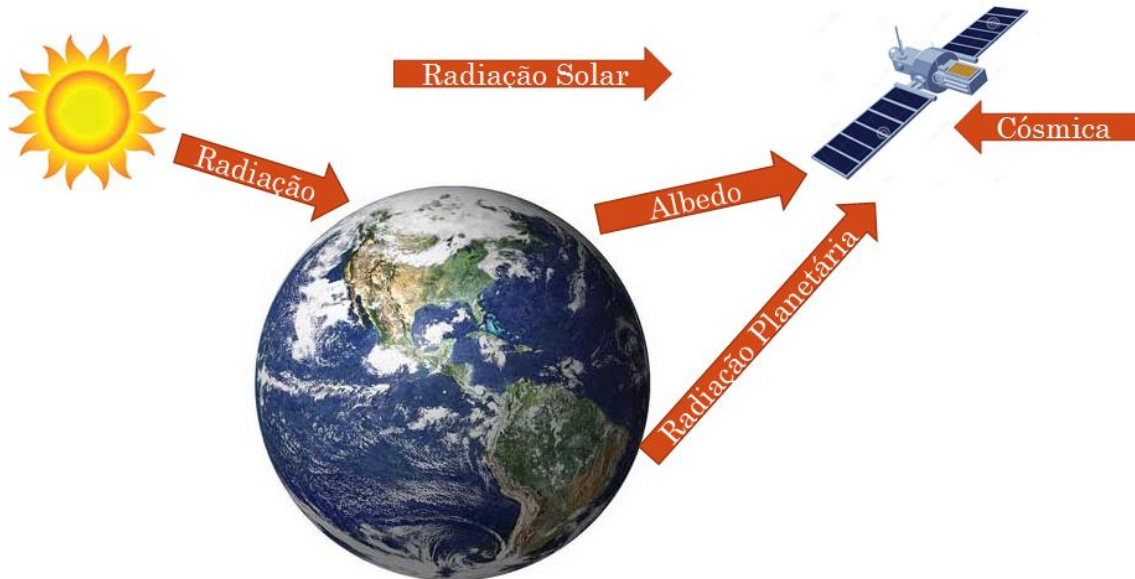


Figura 4 - Principais fontes de radiação térmica em satélites próximos à Terra

### A radiação solar

Os parâmetros da radiação solar que interessam para um engenheiro de controle térmico são: (1) Distribuição Espectral, (2) Intensidade e (3) Grau de colimação. A distribuição espectral pode ser considerada constante em todo o sistema solar e a irradiância, ou espectro de distribuição de energia assemelha-se à curva de Plank com a temperatura efetiva de 5800K isso significa que a maior parte da energia solar (cerca de 99%) estão entre 150nm e 10 $\mu$ m, com o máximo próximo à 450nm.

A intensidade da radiação Solar fora da atmosfera da Terra e distância média do Sol 1(UA) é considerada constante e vale aproximadamente 1371 $\pm$ 5W/m<sup>2</sup>. A intensidade da radiação solar ( $J_s$ ) a qualquer distância do Sol ( $d$ ) pode ser obtida pela Eq.01:

$$J_s = \frac{P}{4\pi d^2} \quad (01)$$

A constante P representa a máxima potência do Sol e vale  $3,856 \times 10^{26} \text{W}$ .

O ângulo entre a Terra e os raios de Sol (considerados paralelos) é de aproximadamente  $0,5^\circ$  mas para efeitos de engenharia térmica pode ser desconsiderado. No entanto se o projeto for de painéis solares, este ângulo não pode ser desprezado.

### Albedo Planetário

A fração da radiação solar refletida pela superfície dos planetas é chamada albedo planetário. Seus valores depende fortemente das características da atmosfera e da superfície dos planetas. Por exemplo, na Terra o albedo pode valer 0.8 para uma região com nuvens à 0,05 para regiões como florestas e oceanos. Felizmente, para um engenheiro de controle térmico, essas variações ocorrem muito rápido, devido à alta velocidade tangencial dos satélites e não afetam significativamente a inércia térmica. Em geral, para fins de engenharia a média do albedo terrestre oscila entre 0,31 e 0,39.

A intensidade do albedo incidente em uma espaçonave é uma complexa função que envolve o diâmetro do planeta e suas características reflexivas da superfície, a atitude da espaçonave e do ângulo entre os raios solares e o vertical local. O albedo pode ser expresso em termos do fator de visibilidade (F), pela altura e pela intensidade da radiação solar ( $J_s$ ) como apresentado na Eq.02.

$$J_a = J_s a F \quad (\text{Eq.02})$$

O Fator F em função do Ângulo entre a vertical e os raios solares é apresentado na Fig.04.

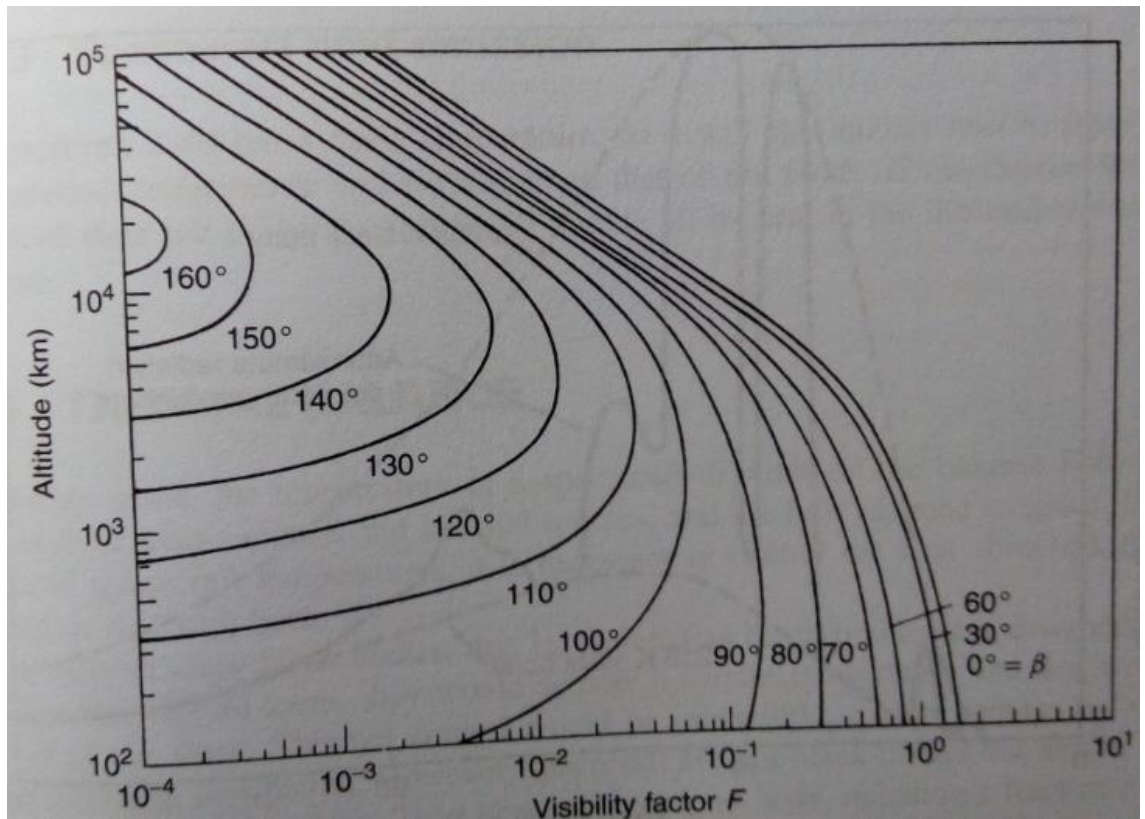


Figura 5 - Fator  $F$  em função da altitude e do ângulo entre a vertical local e o Sol.

### Radiação Planetária

Pressupondo que todos os planetas do sistema solar possuem temperaturas diferentes de zero, todos eles irradiam calor. Por causa da relativa baixa temperatura, a Terra irradia calor apenas por ondas infravermelhas, mais efetivamente entre 2 e  $50\mu\text{m}$  com a intensidade de pico entre  $10\mu\text{m}$ . Por esta razão este tipo de radiação também é referenciado por radiação termal planetária. A Distribuição espectral da radiação térmica da Terra é apresentada na Fig.05.



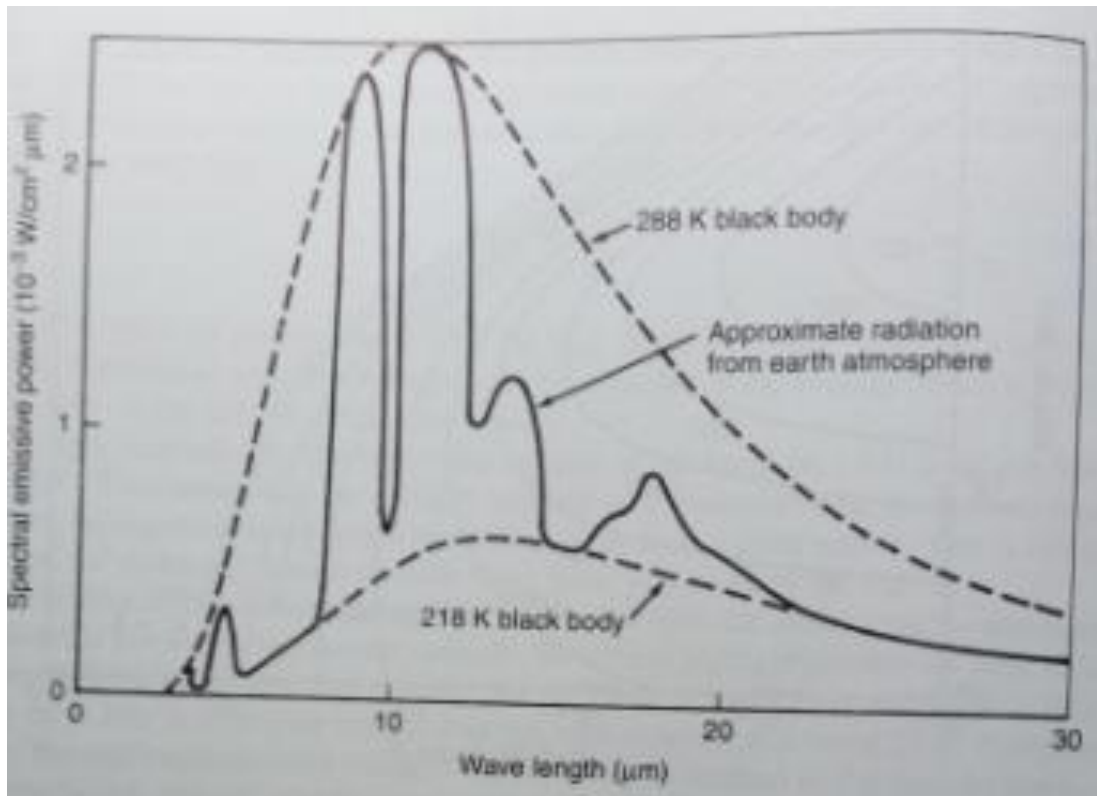


Figura 6 - Distribuição da radiação termal da atmosfera da Terra

A radiação térmica que uma espaçonave próxima à Terra recebe é frequentemente composta por radiação das altas atmosferas, irradiando como um corpo negro à 218K.

De fato, a temperatura da Terra varia por muitos fatores como o tempo e a localização geográficas das espaçonaves. A intensidade da radiação planetária que atinge uma espaçonave ( $J_p$ ) pode ser equacionada em função do tempo e da posição em torno da órbita. De fato, devido à grande inercia da Terra faz com que, para fins de engenharia, a radiação emitida pela terra, no nível do mar, pode ser assumida como a média 237 W/m<sup>2</sup>.

No entanto, a radiação da Terra cai com a altitude através da lei do inverso do quadrado da distância. Deste modo, para fins analíticos utiliza-se a Eq.03.

$$J_p = 237 \left( \frac{R_t}{R_o} \right)^2 \quad (\text{Eq.03})$$

Aonde  $R_T$  representa o raio da Terra e  $R_o$  o raio da orbita.

## O balanço térmico

Como é de se esperar, a temperatura da espaçonave depende do balanço entre o calor recebido do ambiente ( $J_e$ ) somado ao calor produzido internamente ( $J_i$ ) e a irradiação ao espaço ( $J_{irrad}$ ). Matematicamente podemos simplificar conforme a Eq.04:

$$J_{irrad} = J_e + J_i \quad (\text{Eq.04})$$

Mas o calor recebido pelo meio pode ser calculado através da relação da Eq.05:

$$J_e = J_s + J_a + J_p \quad (\text{Eq.05})$$

Design Térmico