

Estudo da Suscetibilidade ao IR de uma Aeronave Recoberta por Material Absorvedor de Micro-Ondas

Edson Luiz Cestini Gouveia, Mirabel Cerqueira Rezende

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Pça Mal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – São José dos Campos – SP

Resumo — O presente artigo tem como objetivo estudar a suscetibilidade ao infravermelho de uma aeronave recoberta por material absorvedor de micro-ondas. O infravermelho representa uma das maiores ameaças no teatro de operações moderno, e o conhecimento da suscetibilidade de uma aeronave é um fator importante para se evitar essa ameaça. Para alcançar o objetivo proposto, foram selecionados três tipos de materiais distintos, duas tintas aeronáuticas de cores diferentes e alumínio sem nenhum recobrimento para serem comparados com um material absorvedor de micro-ondas baseado em ferrocarbonila. Após a obtenção experimental de suas emissividades, todos foram submetidos a simulação calculada de radiação térmica em função do aquecimento aerodinâmico e por reflexão da radiação terrestre. Os resultados mostraram pouca variação na energia emitida pela aeronave recoberta com MARE em comparação àquelas pintadas com tinta aeronáutica, sugerindo que a adoção desse tipo de material não interfere significativamente na suscetibilidade ao infravermelho da aeronave.

Palavras-Chave — Material Absorvedor de Radiação Eletromagnética, Emissividade, Infravermelho.

I. INTRODUÇÃO

Materiais absorvedores de micro-ondas, também conhecidos como MARE (Materiais Absorvedores de Radiação Eletromagnética) são materiais especiais, normalmente aplicados em aeronaves de combate com o intuito de reduzir a assinatura radar, ou seja, modificar o parâmetro chamado RCS (*Radar Cross Section*) da aeronave, de maneira a torná-la menos suscetível ao radar, por meio da atenuação da reflexão das ondas eletromagnéticas incidentes nas superfícies que compõem a estrutura da aeronave. No entanto, a suscetibilidade de uma aeronave às ameaças inimigas não depende somente do eco radar, pois existem outros meios de detecção igualmente eficazes, tais como a detecção visual, acústica e térmica, todas também dependentes de características da aeronave para serem efetivas. Cita-se como exemplo de suscetibilidade, uma aeronave que adote um esquema de camuflagem visual para ambiente de selva em sobrevoo a uma região desértica. Esta estará mais suscetível a sua detecção visual em função do elevado contraste com o fundo.

Dentre as formas de detecção, a efetuada no infravermelho (IR) é uma das que mais evoluiu nas últimas décadas, adotando sensores cada vez mais sensíveis e com maiores resoluções, o que implica, caso as características dos alvos não tenham sido alteradas, em detecções a maiores distâncias com grande acuracidade. Estatísticas indicam que as armas associadas a esse tipo de detecção estão entre as mais letais. Portanto, conhecer a suscetibilidade de uma aeronave ao IR é de suma importância para sua autoproteção.

Assim, pensando nas aeronaves que não pertençam ao grupo daquelas já desenvolvidas com tecnologias de baixa detecção, que nem sempre contam com todos os meios para a redução de suas assinaturas, neste artigo é proposto um estudo da suscetibilidade ao infravermelho de um meio aéreo que tenha adotado a redução da RCS com MARE como principal elemento de proteção. Esse estudo será feito por meio da comparação a outros elementos que não tenham adotado nenhum método de proteção nesse sentido, visando verificar a influência do MARE nesse caso.

Para tanto, foram selecionados três materiais comuns, dois compostos de alumínio pintado com tinta aeronáutica de cores diferentes e um sem recobrimento algum, para serem comparados, em termos de emissão no infravermelho, a um material absorvedor de micro-ondas. Todos foram sujeitos a obtenção experimental de suas emissividades para o cálculo e simulação da radiação térmica de cada um nas mesmas condições de voo.

Segundo Ball [1], depois da pluma e gases de exaustão, a estrutura é uma das principais fontes de radiação infravermelho de uma aeronave, tanto pelo aquecimento aerodinâmico quanto pela reflexão da radiação termal que a cerca. No período da noite e sem lua, considerado para o escopo deste trabalho, a principal fonte externa de radiação advém do solo.

A seguir são apresentados a maneira de obtenção experimental da emissividade e as teorias e equações utilizadas nas simulações que permitiram o estudo comparativo entre os materiais adotados no artigo.

II. OBTENÇÃO DA EMISSIVIDADE

Segundo a teoria que trata de energia térmica e a sua transferência por meio de radiação eletromagnética, a emissão de energia na forma de radiação térmica por um corpo depende de sua temperatura e da emissividade de sua superfície.

A temperatura é uma medida do nível médio da energia cinética das partículas que compõem um material, enquanto que a emissividade é uma propriedade intrínseca da superfície deste, que define a eficiência em emitir energia na forma de radiação térmica quando comparado a um corpo ideal, chamado de corpo negro, considerado um emissor e absorvedor perfeito para qualquer comprimento de onda.

Marinetti e Cesaratto [2] propuseram um método para a obtenção, com grande acuracidade, da emissividade da superfície de um material, utilizando-se de uma câmera termal como radiômetro, um aquecedor elétrico para aquecer a amostra em estudo e uma cobertura para garantir a uniformidade da radiação ambiente que incide na amostra. A Fig.1. apresenta um esquema da montagem experimental proposta pelos autores.

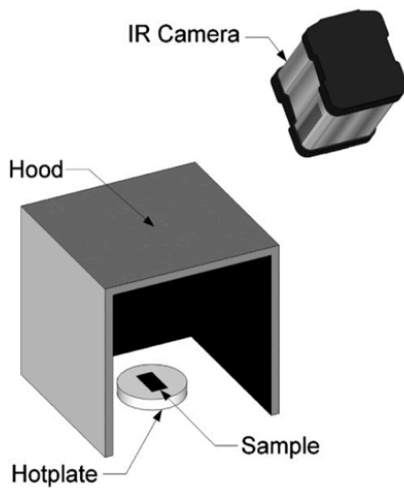


Fig. 1. Esquema da montagem experimental [2].

Por meio da Lei de Planck (1), que define a distribuição espectral da quantidade de energia emitida por um corpo negro, são estabelecidas as relações entre a energia proveniente da amostra (2) e a detectada pela câmera (3).

$$L_{CN}(\lambda, T) = \frac{c_1}{\lambda^5 \left(\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right)} \quad (1)$$

Onde, $c_1=1,1927 \times 10^{-16} \text{ W.m}^2$ e $c_2=1,4394 \times 10^{-2} \text{ m.K}$.

$$L_T(T) = \int \varepsilon_\lambda L_{CN}(T_S) d\lambda + \int (1 - \varepsilon_\lambda) L_{CN}(T_A) d\lambda + \int (1 - \tau_\lambda) L_{CN}(T_{Atm}) d\lambda \quad (2)$$

Onde o primeiro termo se refere a energia emitida pela amostra, o segundo se refere a energia do ambiente refletida pela amostra e o último se refere a energia emitida pela atmosfera que cerca a amostra, ε_λ é a emissividade espectral da amostra, T_S é a temperatura da superfície da amostra, τ_λ é a transmitância espectral da atmosfera e T_{Atm} a temperatura da atmosfera.

$$L_{D\lambda_1-\lambda_2}(T) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon_\lambda L_{CN}(T_S) R_\lambda \tau_\lambda d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} (1 - \varepsilon_\lambda) L_{CN}(T_A) R_\lambda \tau_\lambda d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} (1 - \tau_\lambda) L_{CN}(T_{Atm}) R_\lambda d\lambda \quad (3)$$

Onde λ_1 e λ_2 são respectivamente os limites inferior e superior da banda de operação da câmera, e R_λ se refere à resposta espectral do seu sensor.

Dessa forma, para uma câmera compensada para os efeitos da atmosfera e configurada para $\varepsilon = 1$, teremos:

$$L_{D\lambda_1-\lambda_2}(T) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{CN}(T_{Ap}) R_\lambda d\lambda \quad (4)$$

Onde T_{Ap} é a temperatura aparente da amostra apresentada pela câmera.

Nesse caso, $L_{D\lambda_1-\lambda_2}(T_{Ap})$ será numericamente igual a $L_{T\lambda_1-\lambda_2}(T_S)$ corrigido por R_λ .

$$L_{D\lambda_1-\lambda_2}(T_{Ap}) = \varepsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{CN}(T_S) R_\lambda d\lambda + (1 - \varepsilon) \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{CN}(T_A) R_\lambda d\lambda \quad (5)$$

Onde ε , a emissividade efetiva da amostra na banda considerada, é também o coeficiente angular da equação linear descrita em (5).

Assim, amostrando suficientemente a energia detectada pela câmera em temperaturas diferentes (na forma de T_{Ap}), ao mesmo tempo em que se registra a temperatura da superfície da amostra, é possível determinar ε .

Ainda segundo Marinetti e Cesaratto [2], toda a teoria apresentada só se mostra válida se seguidas as seguintes condições de contorno:

- A radiação ambiente é desconhecida, mas constante durante o teste;
- A emissividade efetiva não varia no intervalo de temperaturas considerado para o teste; e
- A temperatura da amostra é muito superior a temperatura ambiente.

Seguindo o estabelecido acima, os 4 materiais apresentados na Fig. 2., MARE baseado em ferrocarbonila, tinta de uso aeronáutico na cor azul, tinta de uso aeronáutico na cor branca e alumínio sem recobrimento, foram submetidos a um aquecimento de 20°C acima da temperatura ambiente e após resfriados pela troca de calor com o ambiente enquanto eram gravados por uma câmera FLIR SC 5600, de banda espectral de 3 a 5 μm e com lente de 54 mm e resposta espectral conhecida, posicionada em um ângulo zenital de 30° em relação a amostra (Fig. 3.). O software utilizado com a SC 5600, Altair, foi configurado para emissividade igual a 1 e intervalo de temperaturas de 5°C a 300°C. Foram ainda utilizados um termistor E2308A, juntamente com um multímetro digital Agilent 34405A, para o cômputo da temperatura da superfície da amostra e um medidor de qualidade do ar para o cômputo de umidade relativa e temperatura ambiente. Foram realizadas 20 amostragens, em intervalos de 30 segundos, das temperaturas aparente e de superfície dos materiais em prova durante o seu resfriamento a partir da temperatura de 44°C. Para obter uma radiação ambiente constante durante os testes, a amostra foi recoberta por um anteparo de 30x30x30 cm, de maneira a não permitir a reflexão, em sua superfície, de outras fontes que não as próprias paredes do anteparo.

Com as 20 amostras de temperaturas obtidas para cada material, por meio de (4) e (5) implementadas em Matlab, foram obtidos os resultados para as respectivas emissividades efetivas (Tabela I).

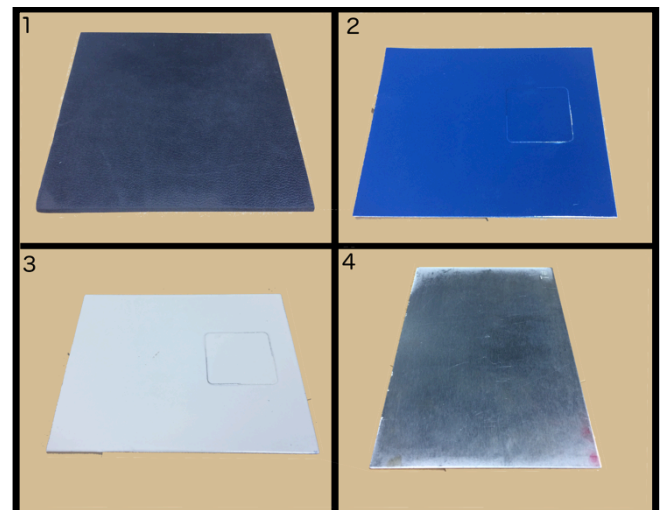


Fig. 2. Materiais: 1-MARE 2-Tinta Azul 3-Tinta Branca 4-Alumínio.

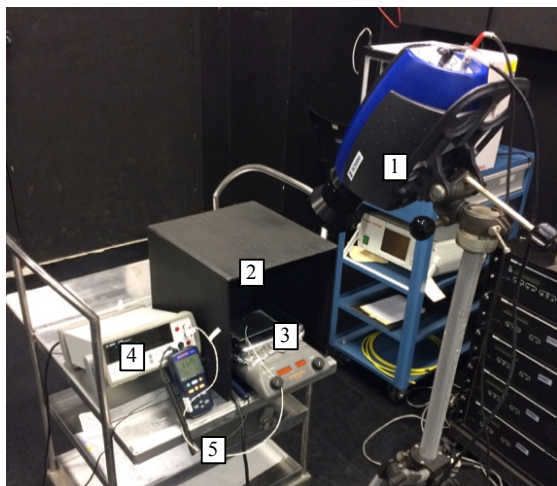


Fig. 3. Montagem do experimento para obtenção da emissividade. 1-Camera IR, 2-Anteparo, 3-Amostra sobre o aquecedor, 4-Multímetro com termistor e 5-Termohigrômetro.

III. MODELAMENTO E SIMULAÇÃO

Uma aeronave em voo emite radiação no infravermelho oriunda de diversas fontes, sendo as principais a pluma ou os gases de exaustão, as partes quentes da fuselagem, e os reflexos da radiação solar, celeste e terrestre [3]. É importante ressaltar que a reflexão das radiações solar, celeste e terrestre também dependem, em grande parte, da fuselagem, pois serão refletidas por ela. Portanto, para o caso de um voo em que a influência da pluma e dos gases de exaustão possam ser desconsiderados, o fator mais relevante para definir a suscetibilidade da aeronave ao infravermelho passa a ser a fuselagem. Partindo dessa premissa, é possível estabelecer também uma relação entre a suscetibilidade da aeronave ao infravermelho e o material que recobre a fuselagem, já que tanto a emissão quanto a reflexão desse tipo de radiação dependem de características do material, conhecidas como a emissividade e a refletância.

Dessa forma, com base nos estudos realizados por Li *et al* [4] e Mahulikar *et al* [5], que trataram respectivamente da análise da radiação térmica gerada pela fuselagem de uma aeronave e da influência das radiações térmicas oriundas do sol, da atmosfera e da terra na detecção de um meio aéreo, foram estabelecidas as equações para as simulações calculadas deste trabalho, que permitiram a comparação entre os materiais comuns e o MARE.

Para efeito das simulações, foi considerado um plano de 1 m² de área de superfície representando a aeronave, em voo noturno, em noite sem lua, sendo observado a um ângulo de visada de 45°. Assim, foram descartadas a radiação do sol e da lua. A radiação da atmosfera foi também descartada, pois mesmo que parâmetros de voo fossem alterados, tais como velocidade, altura e atitude, sua influência em todos os materiais não se alteraria para efeito de comparação entre eles. Restaram, para os cálculos comparativos, a radiação gerada pelo aquecimento da fuselagem, aqui restrita ao aquecimento aerodinâmico, e a radiação oriunda da terra.

Para a simulação da radiação térmica oriunda do aquecimento aerodinâmico da fuselagem foram utilizados o modelo de variação da temperatura do ar atmosférico, em função da altura, estabelecida pela *ISA Standard Atmosphere 1976*, e o modelo de aquecimento da fuselagem (6), baseado no conceito de *Total Ram Rise* em adaptação ao estabelecido

por Li *et al* [4], para determinar a temperatura da fuselagem em função da velocidade.

$$T_{fus} = T_{Atm} + 2,08 V^2 / 87^2 \quad (6)$$

Onde T_{fus} é a temperatura da fuselagem a velocidade V , T_{Atm} a temperatura da atmosfera a altitude de voo.

Para a temperatura da fuselagem calculada em (6), considerando a superfície da aeronave como lambertiana e com comportamento de um corpo cinza, ou seja, ϵ constante para qualquer λ , a radiação emitida pela fuselagem, por meio da lei de Planck, será:

$$L_{fus\lambda_1-\lambda_2}(T) = \epsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{CN}(T_{fus}) d\lambda \cos\theta \Delta A \quad (7)$$

Onde $\lambda_1 - \lambda_2$ são os limites dos comprimentos de onda para banda considerada na simulação, ϵ é a emissividade do material que recobre a fuselagem, e $\cos\theta * \Delta A$ é a área da aeronave na direção do ângulo de visada θ .

As simulações referentes à variação da radiação térmica emitida pela aeronave em função da altura de voo, devido a reflexão da radiação terrestre, seguiram o modelamento estabelecido por Mahulikar *et al* [5]. Considerando a aeronave a uma determinada altura h , a superfície terrestre capaz de irradiá-lo é dada pela construção geométrica apresentada na Fig. 4a.

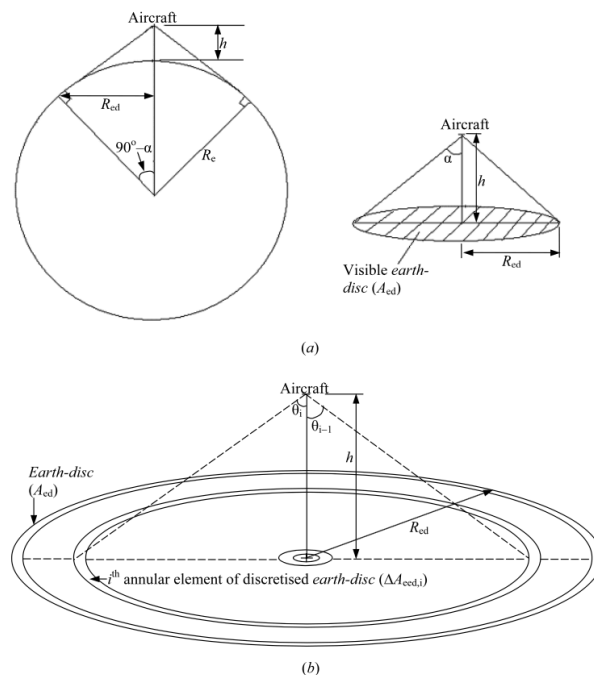


Fig. 4. Obtenção de R_{ed} e discretização do disco terrestre [5].

De maneira simplificada, o raio R_{ed} , da área circular da superfície da terra capaz de irradiar a aeronave é dado pela reta que passa pelo ponto definido pela altura h e o horizonte da circunferência terrestre. A partir dele é obtida a irradiância na aeronave. Para melhor acuracidade, há a necessidade de se discretizar o disco formado por R_{ed} para o cálculo da energia emitida pela terra que chega até a aeronave. Isso se deve a variação do ângulo de incidência na aeronave e a variação na distância percorrida pela energia procedente do disco terrestre (Fig. 4b.). As equações utilizadas para o cálculo da irradiação terrestre na aeronave e a radiação refletida pela aeronave são dadas a seguir.

$$\Delta E_{eed-ac}, i = \tau_{eed-ac}, i F_{eed-ac}, i \varepsilon_{eed}, i L_{bb\lambda_1-\lambda_2}, i \Delta A_{eed}, i \quad (8)$$

Onde $\Delta E_{eed-ac}, i$ é a irradiância na aeronave, τ_{eed-ac}, i é a transmitância da atmosfera, F_{eed-ac}, i é o fator de visada, $\varepsilon_{eed}, i L_{bb\lambda_1-\lambda_2}, i$ é a radiância da terra e $\Delta A_{eed}, i$ é a área do disco, todos referentes ao trecho discretizado dado pelo índice i .

O fator de visada é apresentado detalhadamente em (9).

$$F_{eed-ac}, i = \frac{A_{ac}}{A_{eed}}, i [\text{sen}^2(\theta_i) - \text{sen}^2(\theta_{i-1})] \quad (9)$$

Onde A_{ac} é a área da aeronave vista pela subárea do disco terrestre e θ_i e θ_{i-1} são respectivamente os ângulos que formam o elemento discretizado em relação a altura h (Fig. 4b).

$$A_{eed}, i = \pi(2i - 1) \left(\frac{R_{ed}}{N}\right)^2 \quad (10)$$

O valor total da irradiância terrestre na aeronave é dado pela somatória de todos os valores encontrados para $\Delta E_{eed-ac}, i$, de 1 até N (11), onde N é o número de discretização do disco terrestre.

$$E_{ed-ac} = \sum_{i=1}^N \Delta E_{eed-ac}, i \quad (11)$$

Para o cálculo da irradiância a cada altura diferente da aeronave, para ângulo zenital zero, foram utilizadas as curvas de transmitância da atmosfera apresentadas na Fig. 5.

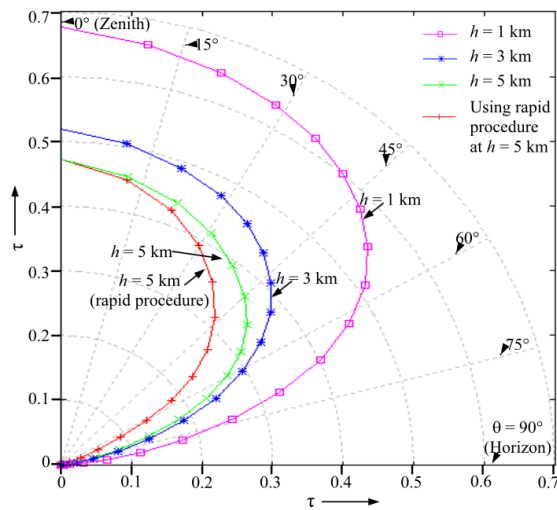


Fig. 5. Transmitância estimada da atmosfera em função do ângulo de elevação [5].

Finalmente, para a obtenção da radiância da aeronave em relação à energia refletida proveniente do disco terrestre L_{Ref} , a irradiância E_{ad-ac} é aplicada a (12).

$$L_{Ref} = [(1 - \varepsilon) E_{ad-ac} / \pi] \cos \theta \Delta A \quad (12)$$

IV. RESULTADOS E DISCUSSÕES

A partir dos experimentos realizados em laboratório foram obtidos os valores relacionados na Tabela I para as emissividades dos materiais em estudo.

TABELA I EMISSIVIDADES EXPERIMENTAIS

Materiais	Emissividade
Alumínio (Al)	0,09
MARE (FeC)	0,65
Tinta Azul(PtAz)	0,68
Tinta Branca(PtBca)	0,65

Nas simulações considerando o aquecimento aerodinâmico da superfície em função da velocidade da aeronave, foram obtidas, para as bandas de 3 a 5 μm e 8 a 14 μm , às curvas representadas na Fig. 6.

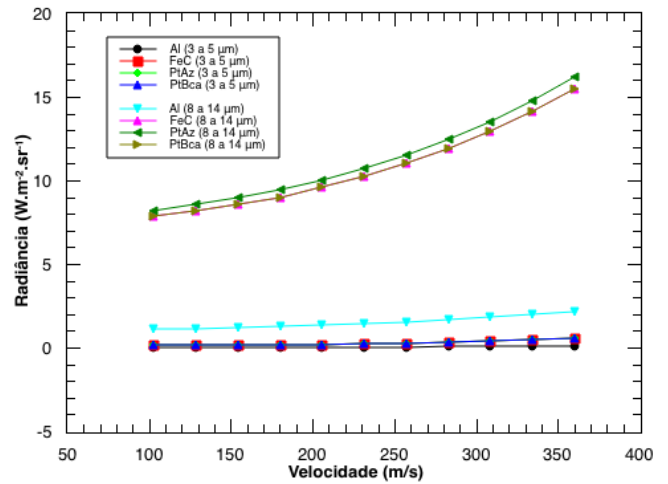


Fig. 6. Radiação térmica em função do aquecimento aerodinâmico da superfície da aeronave.

É possível verificar que não há um afastamento significativo entre as curvas que representam as duas amostras pintadas com tinta aeronáutica e o MARE. A única variação evidente se dá em relação ao alumínio, cuja emissividade é muito baixa.

Já nas simulações considerando o aquecimento aerodinâmico da superfície a uma velocidade constante, sem e com a soma da reflexão da radiação terrestre (+Terra), em função da variação da altura de voo, foram obtidas, para as bandas de 3 a 5 μm e 8 a 14 μm , as curvas representadas nas Fig. 7. e Fig. 8. respectivamente.

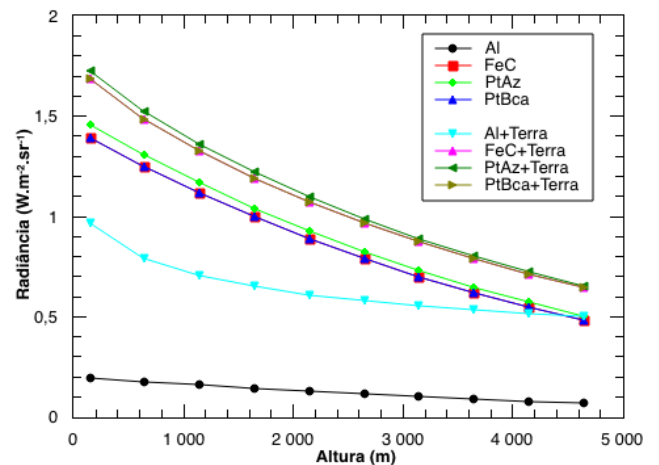


Fig. 7. Radiação térmica em função da variação da altura de voo para a banda de 3 a 5 μm .

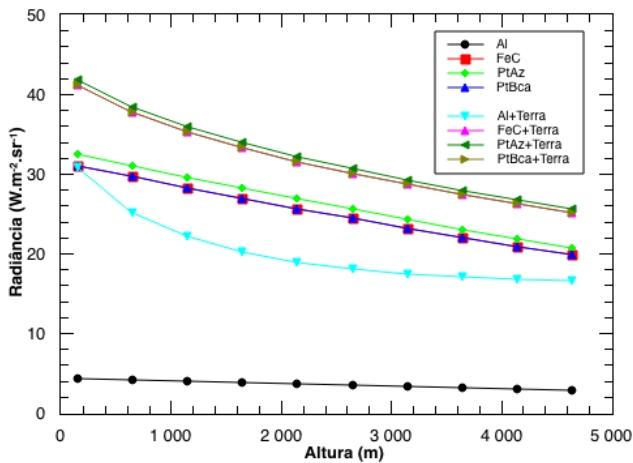


Fig. 8. Radiação térmica em função da variação da altura de voo para a banda de 8 a 14 μ m.

Da mesma forma como ocorre com o aquecimento aerodinâmico, na variação da altura, não há um afastamento significativo das curvas referentes ao MARE em relação aos materiais pintados com tinta aeronáutica, tomados como referência para comparação da suscetibilidade ao infravermelho, no entanto, é possível observar uma aproximação da curva referente ao alumínio em relação as demais próximo a altura de 5000 m, tendendo ao cruzamento em alturas ainda mais elevadas, isso para ambas as bandas consideradas e uma aproximação mais efetiva abaixo dos 200 m de altura quando considerada a banda de 8 a 14 μ m. Isso se deve as emissividades elevadas das tintas e do MARE quando comparadas a do alumínio, e a alta refletância deste último, que assim sofre maior influência da energia proveniente da terra.

V. CONCLUSÕES

Como pode ser verificado tanto nos resultados do levantamento das emissividades dos materiais quanto nas simulações realizadas, em relação aos materiais comuns, nos

termos do aquecimento aerodinâmico e da radiação terrestre refletida no material, o MARE não apresentou variações significativas em relação aos demais, portanto, a sua influência na suscetibilidade ao infravermelho em relação a esses materiais é praticamente nula, ou seja, o MARE não torna a aeronave mais suscetível ao infravermelho do que as tintas aeronáuticas comuns.

Materiais com baixa emissividade, como no caso do alumínio, podem parecer uma boa solução, a princípio, para o problema da suscetibilidade ao infravermelho, no entanto, a baixa emissividade nesse tipo de material, opaco a radiação térmica, significa uma grande refletividade, o que se prova um problema em voos a alturas mais baixas onde há grande influência da emissão do solo refletida por ele.

Por fim, quanto as faixas espectrais, percebe-se uma maior suscetibilidade de todos os materiais na banda de 8 a 14 μ m em virtude das baixas temperaturas envolvidas tanto no aquecimento aerodinâmico quanto na reflexão da radiação terrestre.

REFERÊNCIAS

- [1] R. E. Ball, *The fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design*, 2nd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [2] S. Marinetti and P. G. Cesaratto, "Emissivity estimation for accurate quantitative thermography," *NDTE Int.*, vol. 51, pp. 127–134, Oct. 2012.
- [3] S. P. Mahulikar, H. R. Sonawane, and G. Arvind Rao, "Infrared signature studies of aerospace vehicles," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 43, no. 7–8, pp. 218–245, 2007.
- [4] Z. Li, W. Wu, C. Wu, Y. Yang, Y. Huang, and Z. Sunxiaobo, "Modeling and analyzing characteristics of self-infrared radiation on airplane-skin," in *SPIE 9796, Selected Papers of the Photoelectronic Technology Committee Conferences*, 2016, vol. 9796, no. November 2015, p. 97962M.
- [5] S. P. Mahulikar, S. K. Potnuru, and A. G. Rao, "Study of Sunshine, Skyshine, and Earthshine for Aircraft Infrared Detection," *J. Opt. A Pure Appl. Opt.*, vol. 11, no. 4, p. 45703, 2009.