

**INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA**

**1° TEN ALINE MENEZES DOS SANTOS**

**MODELAGEM DA ASSINATURA TÉRMICA DE UM CARRO DE  
COMBATE**

Dissertação de Mestrado apresentada ao Curso de Mestrado em Engenharia Mecânica do Instituto Militar de Engenharia como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador:

Prof. Rodrigo Otávio de Castro Guedes, Ph. D.

Rio de Janeiro

2008

c2008

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA  
Praça General Tibúrcio, 80 - Praia Vermelha  
Rio de Janeiro-RJ CEP 22290-270

Este exemplar é de propriedade do Instituto Militar de Engenharia, que poderá incluí-lo em base de dados, armazenar em computador, microfilmar ou adotar qualquer forma de arquivamento.

É permitida a menção, reprodução parcial ou integral e a transmissão entre bibliotecas deste trabalho, sem modificação de seu texto, em qualquer meio que esteja ou venha a ser fixado, para pesquisa acadêmica, comentários e citações, desde que sem finalidade comercial e que seja feita a referência bibliográfica completa.

Os conceitos expressos neste trabalho são de responsabilidade do(s) autor(es) e do(s) orientador(es).

S237 Santos, Aline Menezes dos  
Modelagem da Assinatura Térmica de um Carro de Combate/ 1º  
Ten Aline Menezes dos Santos. - Rio de Janeiro: Instituto Militar de  
Engenharia, 2008.  
155: il, graf., tab.

Dissertação: (mestrado) - Instituto Militar de Engenharia-  
Rio de Janeiro, 2008.

1. Carro de Combate. 2. Assinatura Térmica . 3. MRTD  
I. Modelagem da Assinatura Térmica de um Carro de Combate. II.  
Instituto Militar de Engenharia

CDD 355.4

**INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA**

**1° TEN ALINE MENEZES DOS SANTOS**

**MODELAGEM DA ASSINATURA TÉRMICA DE UM CARRO DE  
COMBATE**

Dissertação de Mestrado apresentada ao Curso de Mestrado em Engenharia Mecânica do Instituto Militar de Engenharia como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Rodrigo Otávio de Castro Guedes, Ph. D.

Aprovada em 11 de janeiro de 2008 pela seguinte Banca Examinadora:

---

Prof. Rodrigo Otávio de Castro Guedes, Ph. D. - Presidente

---

TC Hélio de Assis Pegado, D. Sc. do CTEEx

---

Cap Aldélio Bueno Caldeira, D. Sc. do IME

Rio de Janeiro  
2008

À minha mãe, que me trouxe ao mundo, e aos meus amigos que me apoiaram nos momentos mais difíceis.

## AGRADECIMENTOS

Aos meus familiares, em especial aos meus pais, que sempre estiveram ao meu lado, mostrando os verdadeiros valores da vida e que me apoiaram para que eu chegasse até aqui.

Ao professor Rodrigo Otávio de Castro Guedes, meu orientador, pelo seu exemplo de profissionalismo, pelos preciosos ensinamentos ao longo destes dois anos e pela confiança incondicional em mim depositada.

Ao corpo docente da Seção de Engenharia Mecânica do IME, em especial ao TC Andrade e aos professores Cel Santos e Maj Louzada, por terem recomendado ao DCT que eu fosse aceita para realizar o curso de mestrado, e por ter me recebido de braços abertos.

Ao TC Rodrigues, Comandante do Parque Regional de Manutenção da 1<sup>a</sup> Região Militar, e ao Ten Corrêa, Chefe da Seção de Comunicações do Parque Regional de Manutenção da 1<sup>a</sup> Região Militar, pelo apoio recebido nos primeiros meses de trabalho ao disponibilizar a viatura Leopard 1A1 "Papagaio" para realização das medições de temperatura superficial, sem a qual este trabalho não poderia ter sido realizado.

À equipe da Diretoria de Fabricação, sobretudo ao Maj Eduardo, que me colocou em comunicação com as mais diversas pessoas que trabalham na área de imageamento térmico, possibilitando a obtenção das ferramentas necessárias à realização deste trabalho.

Ao Ten Radosweski, do Quadro de Engenheiros Militares, pelos preciosos ensinamentos no uso da linguagem T<sub>E</sub>X, facilitando sobremaneira a árdua tarefa de redigir esta dissertação.

Aos demais amigos, amigas e funcionárias da Seção de Engenharia Mecânica do IME.

“Sê escravo do saber e serás verdadeiramente livre. ”

SÊNECA

## SUMÁRIO

LISTA DE ILUSTRAÇÕES .....	10
LISTA DE TABELAS .....	12
<b>1 INTRODUÇÃO .....</b>	<b>15</b>
1.1 Breve comentário histórico sobre a radiação térmica de infravermelhos .....	15
1.2 O emprego da Assinatura Térmica em outros ramos do Conhecimento .....	16
1.3 Histórico do emprego Militar da Assinatura Térmica na faixa do Infravermelho ...	17
1.4 Objetivos .....	20
1.5 Estado da Arte.....	21
<b>2 FURTIVIDADE .....</b>	<b>23</b>
2.1 Assinaturas .....	23
2.1.1 Assinatura radar .....	23
2.1.2 Assinatura infravermelha .....	25
2.1.3 Atenuação das outras assinaturas - a assinatura visual .....	25
2.2 Patentes .....	27
2.2.1 Mecanismo para redução da Assinatura dos gases quentes da exaustão .....	27
2.2.2 Dispositivo de camuflagem infravermelho .....	28
2.2.3 Método e sistema de controle da temperatura e assinatura infravermelha de um motor .....	28
2.2.4 Supressão da assinatura térmica .....	28
2.2.5 Sistema de descarga da exaustão com baixa assinatura IR .....	29
2.2.6 Validação de resultados de assinatura IR para alvos plásticos de larga escala .....	29
<b>3 EQUAÇÕES DO ESTUDO DE RADIAÇÃO TÉRMICA .....</b>	<b>30</b>
3.1 Conceitos Fundamentais .....	30
3.2 Leis da radiação térmica .....	30
3.2.1 O corpo negro .....	32
3.2.2 Potência emissiva .....	32
3.2.3 Potência emissiva versus intensidade de radiação .....	33
3.2.4 Emissividade, absortividade e refletividade .....	34
3.2.5 Propriedades Radiantes das Superfícies .....	37

<b>4</b>	<b>MODELAGEM DA ASSINATURA TÉRMICA DE UM VEÍCULO DE COM- BATE PRINCIPAL</b> .....	39
4.1	Premissas básicas .....	40
4.2	O contraste térmico .....	41
4.3	Fórmula Alternativa da Potência Emissiva em termos de uma fração.....	42
4.4	Breve abordagem da Emissividade .....	45
4.5	O modelo <i>MRTD</i> .....	46
4.6	O Critério de Johnson.....	48
4.7	O Modelo da Diferença de Temperatura Única .....	49
<b>5</b>	<b>IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO POR RICHARDSON e COATH (2003)</b> .	53
5.1	Modelo de emissividade de corpo negro .....	54
5.1.1	Verificação do modelo simples .....	54
5.2	Extensão do modelo para inclusão de materiais de baixa emissividade .....	54
5.2.1	Verificação do modelo estendido .....	55
5.3	Conclusões sobre o Estudo de RICHARDSON e COATH (2003) .....	56
<b>6</b>	<b>METODOLOGIA</b> .....	58
6.1	Modelagem para a viatura Leopard 1A1 .....	59
6.1.1	Efeitos da reflexão do ambiente mais externo .....	62
<b>7</b>	<b>O FATOR DE FORMA</b> .....	69
7.1	Fator de forma difuso .....	69
7.2	Fator de forma difuso entre um elemento de superfície $dA_1$ e uma superfície finita $A_2$ .....	71
7.3	Fator de forma difuso entre duas superfícies finitas $A_1$ e $A_2$ .....	72
7.4	Propriedades dos Fatores de Forma difusos para um invólucro .....	73
<b>8</b>	<b>TROCA RADIANTE EM UM INVÓLUCRO</b> .....	74
8.1	Análise Simplificada .....	75
8.2	Introdução do fator de forma na modelagem para o Leopard 1A1 - Análise Generalizada .....	78
<b>9</b>	<b>EFEITOS DA TROCA RADIANTE ENTRE AS ÁREAS CONSIDERADAS</b> .	83
9.1	Fator de forma entre dois retângulos formando um ângulo reto .....	86
9.2	Fator de forma entre um retângulo e um elemento diferencial plano .....	87
9.3	Fator de forma entre um retângulo e uma faixa diferencial longa .....	88



<b>10</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES</b>	90
10.1	Resultados do primeiro caso	91
10.2	Resultados do segundo caso	97
10.3	Resultados do terceiro caso	101
<b>11</b>	<b>CONCLUSÕES E SUGESTÕES</b>	107
11.1	Sugestões para Trabalhos Futuros	109
<b>12</b>	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b>	110
<b>13</b>	<b>APÊNDICES</b>	112
13.1	Apêndice A: Solução da equação integral pelo método de Galerkin	113
13.2	Apêndice B: Procedimento Experimental	116
13.3	Apêndice C: Características Técnicas Leopard 1A1	131
13.4	Apêndice D: Principais programas em MATLAB	132
13.5	Apêndice E: Programas para construção do gráfico da curva MRTD nas formas reta e de uma parábola	152
13.6	Apêndice F: Programa para a análise generalizada com fator de forma	154

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

FIG.1.1	Imagem térmica de um cachorro .....	16
FIG.1.2	Um F-117, em pleno vôo .....	18
FIG.2.1	Bombardeiro Nothrop-Grumman B-2 Spirit .....	24
FIG.2.2	FLIR da Aeronave TYPHOON .....	25
FIG.3.1	Diagrama da troca radiante de um objeto .....	32
FIG.4.1	Classificação espectral de diversos tipos de ondas .....	40
FIG.4.2	Emissividade espectral ao longo do espectro de comprimentos de onda (RICHARDSON e KING, 2000) .....	46
FIG.4.3	Potência emissiva espectral ao longo do espectro de comprimentos de onda (RICHARDSON e KING, 2000) .....	47
FIG.4.4	Teste MRT (KRAPELS et al., 2002) .....	48
FIG.4.5	Curva MRTD de um típico imageador térmico (RICHARDSON e KING, 2000) .....	49
FIG.5.1	Resultado da medição das temperaturas de cada face do Challenger II (RICHARDSON e COATH, 2003) .....	53
FIG.5.2	Curva MRTD do imageador situado no Laboratório (RICHARDSON e COATH, 2003) .....	56
FIG.6.1	Esquema das vistas e divisões de áreas de cada uma das faces do Leopard .....	60
FIG.6.2	Croqui da geometria externa da viatura Leopard 1 A1 (Manual do Carro de Combate Leopard 1A1) .....	61
FIG.6.3	Esquema da troca radiante com a introdução do fator de forma entre uma das faces do blindado e o ambiente de reflexão .....	65
FIG.6.4	Curvas MRTD características das câmeras utilizadas .....	66
FIG.7.1	Coordenadas para a definição do fator de forma difuso .....	69
FIG.8.1	Esquema da troca radiante em uma superfície .....	74
FIG.9.1	Analogia entre as áreas 1 e 22, 11 e 25 do Leopard (MODEST, 1993) .....	87
FIG.9.2	Fator de forma entre dois retângulos perpendiculares com um lado em comum (MODEST, 1993) .....	87

FIG.9.3	Analogia entre as áreas 11 e 24, 11 e 26 do Leopard (MODEST, 1993)	88
FIG.9.4	Analogia entre as áreas 11 e 27 do Leopard (MODEST, 1993)	89
FIG.10.1	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 1)	92
FIG.10.2	Contraste (Condição meteorológica Nr 1)	93
FIG.10.3	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 3)	93
FIG.10.4	Contraste (Condição meteorológica Nr 3)	94
FIG.10.5	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 7)	95
FIG.10.6	Contraste (Condição meteorológica Nr 7)	95
FIG.10.7	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 9)	96
FIG.10.8	Contraste (Condição meteorológica Nr 9)	96
FIG.10.9	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 1)	97
FIG.10.10	Contraste (Condição meteorológica Nr 1)	98
FIG.10.11	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 3)	98
FIG.10.12	Contraste (Condição meteorológica Nr 3)	99
FIG.10.13	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 7)	99
FIG.10.14	Contraste (Condição meteorológica Nr 7)	100
FIG.10.15	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 9)	100
FIG.10.16	Contraste (Condição meteorológica Nr 9)	101
FIG.10.17	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 1)	102
FIG.10.18	Contraste (Condição meteorológica Nr 1)	102
FIG.10.19	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 3)	103
FIG.10.20	Contraste (Condição meteorológica Nr 3)	103
FIG.10.21	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 7)	104
FIG.10.22	Contraste (Condição meteorológica Nr 7)	104
FIG.10.23	Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 9)	105
FIG.10.24	Contraste (Condição meteorológica Nr 9)	105

## LISTA DE TABELAS

TAB.4.1	O Critério de Johnson (RICHARDSON e KING, 2000) .....	51
TAB.5.1	Resultados da verificação do modelo simples (RICHARDSON e COATH, 2003) .....	54
TAB.5.2	Resultados da verificação do modelo estendido (RICHARDSON e COATH, 2003) .....	57
TAB.10.1	Resumo dos casos simulados .....	91

## RESUMO

Nesta Dissertação analisa-se de forma simplificada a assinatura térmica de um carro de combate utilizando a linguagem da ferramenta computacional "MATLAB". Assim, são executadas a modelagem e a validação em um estudo de caso para a viatura de combate sobre lagartas Leopard 1 A 1, atualmente em emprego pelo Exército Brasileiro, oferecendo-se uma estimativa sobre quais são as medidas a serem tomadas para redução significativa de sua assinatura térmica.

Neste trabalho, verifica-se a assinatura térmica do carro de combate por meio da utilização de uma metodologia proposta inicialmente por RICHARDSON (1998), em que é gerada uma expressão simplificada para o contraste térmico de um alvo que, por sua vez, é empregada num modelo que simula o desempenho do sistema de imageamento térmico. A viatura de combate Leopard, a exemplo do que foi executado com a viatura Challenger por RICHARDSON e KING (2000), foi dividida em várias áreas e tomada a média das temperaturas em cada uma dessas áreas para cada situação meteorológica da paisagem e funcionamento ou não da viatura. Desta forma, conduziu-se um estudo de caso para a viatura Leopard 1A1 onde prediz-se a capacidade de um sensor infravermelho em detectar o veículo, fornecendo subsídios para reduzir a sua assinatura térmica.

## ABSTRACT

This Thesis produces a main battle tank's thermal signature analysis using the language of computational tool "MATLAB". Thus, we execute the modeling and validation in a study of case applied to brazilian main battle tank Leopard 1 the 1, that offer an estimate on which are the steps to be taken for significant reduction of its thermal signature.

In this work the thermal signature of a combat vehicle is analyzed by means of the use of a methodology proposed initially by RICHARDSON (1998), where a simplified expression for the thermal contrast of a target is generated and that, in turn, is used in a model which simulates the performance of the detection system. As an example of what was executed with Challenger by RICHARDSON and KING (2000), the Leopard battle tank was divided in some areas so that we could calculate the average temperatures in each area and for each weather situation and motor operation or not . This way, a study of case was applied for the battle tank Leopard 1A1 so that the infrared sensor capacity in detecting the vehicle was predicted, supplying subsidies to reduce its thermal signature.

# 1 INTRODUÇÃO

Ao longo da história militar, a estratégia e a tática buscaram, por muitas vezes, empregar o princípio da surpresa. Não é raro o uso de métodos ou estratagemas para permitir a obtenção de vantagens em combate pelo emprego de tropas de forma completamente nova ou onde elas não eram esperadas. O período noturno, por exemplo, na história militar, pelas dificuldades que sempre impôs ao emprego dos métodos convencionais de combate, foi reservado durante séculos àqueles que buscavam a surpresa, sendo considerado por alguns como uma forma desleal de combate (CARDOSO, 2005).

As lições do passado estão disponíveis para mostrar que deve-se estar pronto para operar nas mais diversas condições, a fim de impor ao inimigo as próprias vontades e métodos. O estudo da assinatura térmica de veículos é de fundamental importância neste contexto. Entretanto, este assunto permaneceu restrito ao âmbito confidencial em muitos países, o que torna a obtenção de referências bibliográficas atualizadas uma tarefa difícil. Uma revisão da bibliografia sobre modelagem de assinatura térmica produziu poucos resultados na literatura aberta, como poder-se-á inferir da Seção 1.5. É necessário debruçar-se sobre os problemas de assinatura térmica com vistas ao resgate do estado da arte no que tange ao estudo de técnicas de diminuição da assinatura térmica de viaturas, com o aumento da furtividade e adequada camuflagem no meio-ambiente.

## 1.1 BREVE COMENTÁRIO HISTÓRICO SOBRE A RADIAÇÃO TÉRMICA DE INFRAVERMELHOS

Os infravermelhos<sup>1</sup> foram descobertos em 1800 por William Herschel, um astrônomo inglês de origem alemã. Herschel colocou um termômetro de mercúrio no espectro obtido por um prisma de cristal com a finalidade de medir o calor emitido por cada cor. Descobriu que o calor era mais forte ao lado do vermelho do espectro, observando que ali não havia luz. Esta foi a primeira experiência que demonstrou que o calor pode ser captado em forma de imagem, como acontece com a luz visível. Os infravermelhos estão associados

---

<sup>1</sup>Radiação infravermelha é uma parte da radiação eletromagnética cujo comprimento de onda é maior que o da luz visível ao olho do ser humano, porém menor que o das microondas, conseqüentemente, tem menor frequência que a da luz visível e maior que a das microondas. O vermelho é a cor de comprimento de onda mais larga da luz visível, compreendida entre 700 nanômetros e um milímetro.

ao calor porque os corpos na temperatura ambiente emitem radiação térmica no campo dos infravermelhos. Essa experiência tornou possível o estudo da assinatura térmica.

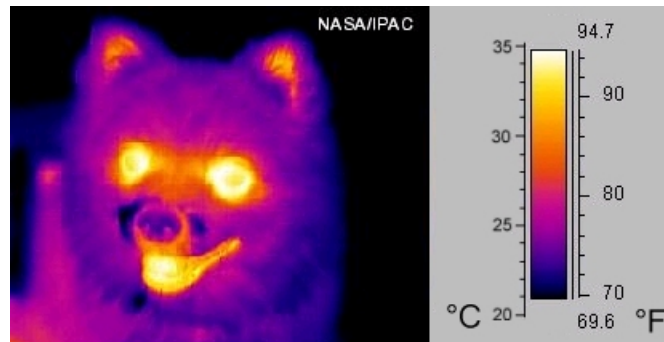


FIG. 1.1: Imagem térmica de um cachorro, evidenciando a capacidade de identificação de seres e objetos a temperaturas próximas à temperatura ambiente (WIKIPÉDIA, 2006c)

## 1.2 O EMPREGO DA ASSINATURA TÉRMICA EM OUTROS RAMOS DO CONHECIMENTO

Nos dias atuais, a assinatura térmica está presente em ramos como o da Biometria (WIKIPÉDIA, 2006b). Biometria [bio (vida) + metria (medida)] é o estudo estatístico das características físicas ou comportamentais dos seres vivos. Recentemente este termo também foi associado a medida de características físicas ou comportamentais das pessoas como forma de identificá-las unicamente. Hoje a biometria é usada na identificação criminal, controle de ponto, controle de acesso, etc. Os sistemas chamados biométricos podem basear seu funcionamento em características de diversas partes do corpo humano, por exemplo: os olhos, a palma da mão, as digitais do dedo, a retina ou íris dos olhos. A premissa em que se fundamentam é a de que cada indivíduo é único e possui características físicas distintas.

Um tipo de biometria é empregado no reconhecimento facial. Este estudo refere-se a um processo automatizado ou semi-automatizado de confrontação de imagens faciais. A imagem é obtida através de um "scanner" e depois analisada, utilizando vários tipos de algoritmos, podendo ser utilizada radiação infravermelha para examinar padrões de calor na face, com o objetivo de se obter uma assinatura biométrica.



### 1.3 HISTÓRICO DO EMPREGO MILITAR DA ASSINATURA TÉRMICA NA FAIXA DO INFRAVERMELHO

Atualmente, o campo da eletrônica tem se desenvolvido e disseminado muito rapidamente, assegurando um novo paradigma nas operações noturnas. Diversos são os equipamentos que se beneficiam desta tecnologia, tais como os óculos de visão noturna, sistemas optrônicos na faixa do infravermelho, bem como no espectro visível da luz, telêmetros laser, até mesmo, simples máquinas fotográficas usadas para reconhecimento ou os mais complexos sistemas de reconhecimento com capacidade quase ilimitada.

No caso dos sistemas infravermelhos, eles visam detectar corpos que emitem calor. Inicialmente, eram equipamentos grandes e que demandavam cuidados especiais no seu resfriamento, o que restringia seu uso aos navios, que são dotados de mais espaço. Com o tempo, apareceram os sistemas aerotransportados chamados *FLIR - Forward Looking Infra-Red* (sistemas infravermelhos de visada frontal).

Cabe ressaltar que nas áreas tropicais, onde as temperaturas são mais elevadas (diminuição de contraste com o meio) e a umidade é maior, ocorre uma perda no desempenho destes sensores. Esta perda, ao mesmo tempo em que é considerada pelos planejadores de aparelhagens de detecção militar, pode ser até certo ponto aproveitada pelos Exércitos locais para aumentar a furtividade de seus tanques. É o caso do desempenho desses instrumentos no Brasil, quando comparados à performance nos países europeus.

Estes equipamentos de detecção, reconhecimento e identificação são muito úteis na percepção passiva, acompanhamento de alvos e guiagem de armamento. Além disso, podem ser usados para a identificação de contatos no período noturno, uma das grandes dificuldades das operações navais, especialmente as litorâneas. As contramedidas que podem ser adotadas pelas viaturas, embarcações e aeronaves para evitar a detecção e identificação consistem, basicamente, na redução da assinatura térmica por artifícios de projeto. Alguns autores indicam que o emprego de sistemas como o "pre-wetting", ao criar uma nuvem de água ao redor do navio, poderia prejudicar sensivelmente a capacidade de identificação por um navio hostil. Já foram desenvolvidos, para navios menores, mascaradores infravermelhos empregando granadas de um tipo de "fumaça".

Com o crescente desenvolvimento da eletrônica, bem como da diminuição da necessidade de refrigeração, já podem ser encontrados equipamentos portáteis para as tropas de terra, aeronaves e navios-patrolha de pequeno porte.

No campo da Aeronáutica, nos Estados Unidos, tem-se o histórico *F-117 Night Hawk*,

como exemplo de emprego bélico essencialmente defensivo do conceito de assinatura térmica. Seu legado tem início quando, nos anos 70, o *Advanced Development Projects Office da Lockheed*, também conhecido como "Skunks Works", foi encarregado de desenvolver um avião de ataque com baixa assinatura radar. Os testes levaram a um programa para a fabricação da aeronave experimental em escala real.

O primeiro caça "stealth" (furtivo) levantou vôo em 18 de junho de 1981, do ultra secreto campo de testes de Groom Dry Lake. Somente em 1988 o Departamento de Defesa Americano reconheceu a existência do *F-117*. A sua silhueta multi facetada como a de um diamante é que o torna "invisível", refletindo as ondas do radar em várias direções, fazendo com que se mostre nas telas inimigas como um pequeno sinal que aparece e desaparece rapidamente. As entradas de ar estão cobertas com uma espécie de malha e a fuselagem é pintada com material absorvente, para atenuar a reflexão de energia. A assinatura térmica também é pequena graças aos motores sem pós-combustão, cujos gases de escape passam por uma estrutura que os mistura com o ar frio do exterior arrefecendo-os. As asas estão dispostas num ângulo de  $67^\circ$  para diminuir a seção transversal do avião, e suas derivas em forma de "V" funcionam como lemes de profundidade e como lemes de direção.



FIG. 1.2: Um F-117, descendente direto do programa prototipal *Have Blue*, em pleno vôo (WIKIPÉDIA, 2006e)

A missão principal do *F-117* consiste em efetuar ataques noturnos de alta precisão contra alvos de grande valor estratégico e fortemente defendidos. No que tange à capacidade ofensiva, o Night Hawk não possui radares ativos, mas dispõe de sistemas de navegação inercial e visão noturna infravermelha (IR) para localizar e atacar objetivos específicos. Seus sensores IR são constituídos por duas câmeras, sendo uma montada no nariz e a outra na parte inferior da aeronave, acopladas ao sistema de tiro computadorizado que as orienta assim que o objetivo é avistado. Seus dois compartimentos de bombas permitem-

lhe transportar quase todos os tipos de armas utilizadas pela USAF<sup>2</sup>, embora a carga mais comum sejam as bombas guiadas por laser (MILITARY POWER, 2006).

Quando o *F-117A* foi oficialmente apresentado ao público, em abril de 1990, já tinha entrado em combate: na invasão do Panamá em dezembro de 89, quando dois aparelhos do *37º Tactical Fighter Wing* bombardearam quartéis das forças panamenhas. Um ano depois, na primeira Guerra do Golfo, quarenta unidades *F-117* foram transferidas para uma base na Arábia Saudita, onde formaram a ponta de lança da ofensiva aérea dos aliados, pois eram os únicos que podiam operar impunemente sobre Bagdá, com eficácia letal. Foram realizadas 1.271 missões com emprego de armas "inteligentes" para destruir a estrutura de comando iraquiana, os "bunkers", pontes, pistas e outros alvos estratégicos, sem uma única perda sequer. Por ser o primeiro avião de combate verdadeiramente "invisível" aos radares, o *F-117 Night Hawk* garantiu um lugar de destaque entre os aparelhos que marcaram a história da aviação. O *Night Hawk* é um exemplo do conceito de furtividade associada à sua geometria ótima, à sua tecnologia de arrefecimento do escape de gases e ao seu controle ofensivo infravermelho.

Outro exemplo de aplicação tecnológica da assinatura térmica, englobando furtividade e detectabilidade, é o do helicóptero norte-americano *Sikorsky SH-60 Seahawk* (ou *Sea Hawk*). Trata-se de um helicóptero médio multifuncional bimotor, desenvolvido para a Marinha dos EUA, baseado na estrutura do *UH-60 Black Hawk* do Exército/Força Aérea dos Estados Unidos, que substituiu a família de helicópteros *UH-1 Huey* (WIKIPÉDIA, 2006d).

A Marinha dos EUA utiliza a estrutura do *H-60* sob as designações *SH-60B* (Bravo), *SH-60F* (Foxtrot), *HH-60H* (Hotel), *MH-60S* (Sierra) e *MH-60R* (Romeo) que ainda está em desenvolvimento. O *SH-60* é capaz de operar a partir de qualquer embarcação que esteja habilitada a operar helicópteros, como certos tipos de fragata, contratorpedeiro, cruzador, corveta, navio de assalto anfíbio ou porta-aviões, provendo capacidades multifuncionais para a frota. As missões incluem guerra anti-submarino, guerra anti-superfície, inserção de Forças Especiais navais, Busca e Salvamento, Busca e Salvamento de Combate, ressuprimento vertical e evacuação médica.

O *HH-60H* é o principal helicóptero de busca e salvamento de combate, operações especiais navais e guerra anti-superfície. Ele comporta uma variedade de sensores ofensivos e defensivos que o tornam um dos helicópteros com maior probabilidade de sobrevivência do mundo. Os sensores incluem uma torreta FLIR com designador laser e um grupo de

---

<sup>2</sup>United States Air Force

equipamentos de sobrevivência. Adicionalmente, há melhorias estruturais nos defletores de emissões térmicas dos motores, que provêm redução na assinatura infravermelha, reduzindo a ameaça de mísseis guiados por calor.

No Brasil, a tecnologia de assinatura térmica originalmente teria seu uso prioritário nas bases de controle aéreo, garantindo a segurança dos aeroportos brasileiros, bem como, em caso de guerra, identificando possíveis agressores presentes na atmosfera brasileira.

Em terra, a adoção pelo Exército do Leopard 1A1 como carro de combate principal foi resultado de um programa de modernização alemão a partir da década de 70, sendo as viaturas adquiridas pelo Exército Brasileiro (BERALDI, 2006). Com a aquisição de dezenas de lotes de Carros de Combate Leopard ficou consolidada a opção por este veículo como espinha dorsal da Cavalaria Brasileira. O carro já possuía, originalmente, sistema de tiro orientado por assinatura infravermelha.

Ao longo da história, o carro sofreu modificações e repotencializações. As principais mudanças foram a introdução de um sistema da norte-americana *Cadillac Gage* que proporcionava estabilização hidráulica nos planos vertical e horizontal para o armamento principal, a instalação de uma cobertura térmica para o canhão *L7*, além da substituição do sistema de tiro noturno, que utilizava iluminação ativa infravermelha, pelo novo sistema de periscópios com visão noturna por ampliação de luz residual. Isto permitia disparos mais precisos e mais agrupados, a capacidade de atingir alvos com o Carro de Combate em movimento e a operação noturna de forma discreta.

Conforme já foi expresso anteriormente, as lições do passado estão disponíveis para mostrar que deve-se estar pronto para operar nas mais diversas condições, a fim de impor ao inimigo as próprias vontades e métodos. Mas, ao mencionar as mais diversas condições, busca-se ter em mente a realidade de cada Exército. Muitas das vezes vislumbram-se condições de combate favoráveis, quando, na realidade, o contingenciamento de recursos impede que se enxergue de forma mais nítida, literalmente, o campo de batalha. Torna-se necessário o estudo de métodos simples e de baixo custo voltados à otimização dos recursos bélicos. Dessa forma, a aplicação do conhecimento da assinatura térmica no meio militar pode ser determinante para o sucesso de uma operação. Assim, está evidente a importância do tema para as Forças Armadas (ROCHAEL et al., 2006).

#### 1.4 OBJETIVOS

O objetivo desta Dissertação é verificar e analisar a assinatura térmica de um carro de combate com o auxílio da ferramenta computacional "MATLAB". Para tanto, realiza-se a

modelagem e a validação em um estudo de caso para a viatura de combate sobre lagartas Leopard 1 A 1, atualmente ainda em emprego pelo Exército Brasileiro, utilizando uma das viaturas incluídas no planejamento de Apoio Direto às unidades detentoras, realizado semestralmente pela Seção de Blindados do Parque Regional de Manutenção da 1ª Região Militar - Parque/1, tentando oferecer uma estimativa sobre quais são as medidas a serem tomadas para redução significativa de sua assinatura térmica.

## 1.5 ESTADO DA ARTE

RICHARDSON e KING (2000) consideraram que projetos inovadores e uso de materiais modernos podem reduzir significativamente a temperatura externa de alcance de um veículo, mas esses procedimentos levam ao dispêndio de altas somas de recursos. É, conseqüentemente, imperativo que as áreas vulneráveis em um veículo sejam identificadas, de modo que uma camuflagem térmica apropriada possa ser aplicada de maneira menos onerosa. Os modelos térmicos de alta fidelidade de assinatura estão disponíveis, mas, em contrapartida, empregam muito tempo de funcionamento e são pesados para o poder de processamento de um computador atual - alto custo computacional. Um modelo de assinatura térmica simples e de fácil utilização forneceria uma alternativa pronta aos modelos complexos mais exigentes. Sem tentar substituir os modelos "high-fidelity" para a análise detalhada de assinaturas térmicas, um modelo simples teria utilidade como um primeiro filtro de dados dos experimentos e serviria como teste inicial de conceitos de redução da assinatura térmica.

RICHARDSON e KING (2000) realizaram um estudo de caso em que as diferentes temperaturas de cada região do carro de combate principal inglês são aplicadas como dados de entrada em um modelo de *Minimum Resolvable Temperature Difference - MRTD*, isto é, modelo de Diferença Mínima de Temperatura Captável. O carro de combate principal inglês em comento é o *Challenger II* (TECHNOLOGY, 2006). A modelagem utilizada será apresentada no Capítulo 4.

O mesmo modelo, verificado por RICHARDSON e COATH (2003), pode ser usado para prever a diminuição na capacidade de detecção, reconhecimento ou identificação de um veículo, quando são usados meios de redução de sua assinatura térmica, bem como para identificar as regiões de um carro de combate que requerem melhor tratamento de suas assinaturas térmicas.

Na mesma área, existem alguns estudos paralelos. PLESA et al. (2006) apresentaram análises de assinatura térmica referentes às faixas de comprimentos de onda de 3 a 5

micrometros e de 8 a 12 micrometros, com considerações acerca das características de tratamento da assinatura e aspectos ambientais. Eles mostraram as vantagens e desvantagens da utilização de cada uma das duas bandas do espectro.

GEBUS e SANDERS (2002) também conduziram testes para verificar a fidelidade e integridade estrutural de um modelo de assinatura térmica desenvolvido pelo "Targets Management Office" (TMO), órgão de Ciência e Tecnologia do Exército americano, como será melhor descrito na Seção 2.2.6.

E ainda, cerca de dez anos antes do estudo de RICHARDSON e KING (2000), JOHNSON et al. (1992) apresentaram dois códigos computacionais primários de assinatura térmica utilizados para modelagem de alvos, o "GTSIG" e o "PRISM". Ambos contam com larga escala de utilização e aceitação na comunidade científica. Utilizam redes nodais e técnicas de diferenças finitas, mas possuem limitações, de forma que os modelos desenvolvidos em um não são compatíveis com os do outro. "GTSIG" e "PRISM" são equivalentes e distintos em várias áreas, entre as quais: técnicas de solução numérica (métodos implícito, explícito, regime permanente, transiente), modelos de radiosidade (difusa, espectral, de banda média, etc); e suas respectivas interfaces com o usuário (aplicação generalizada em alvos, modelos de componentes específicas, visualizador gráfico, pré-processador, etc). JOHNSON et al. (1992) ressaltam que se todos os atributos de cada código fossem combinados para gerar um "super" código, o resultado seria uma ferramenta de modelagem altamente versátil, com menos limitações e uma base de dados comum de modelos de alvos.

Segundo JOHNSON et al. (1992), algumas características devem ser levadas em conta na construção de um código computacional avançado de assinatura infravermelha, tais como: considerações acerca da transferência de massa; aquecimento aerodinâmico; refletividade bidirecional; paisagem (céu) com características não-isotrópicas; inclusão de equações da mecânica dos fluidos; interface gráfica com o usuário; possibilidade de cenários não-homogêneos de múltiplos alvos e paisagens com interações entre ambos, alvo (s)- paisagem(s); banco de dados em comum com os códigos "GTSIG" e "PRISM", etc.

## 2 FURTIVIDADE

A fim de que qualquer modelagem e validação corresponda, da forma mais fidedigna, à realidade, é importante conhecer os estudos existentes, os parâmetros em jogo bem como algumas características de projeto e artifícios que podem ser empregados na diminuição da assinatura térmica de um objeto. Como o estudo aprofundado dos métodos de diminuição de assinatura térmica está além do escopo deste trabalho, neste capítulo será feita uma breve descrição dos estudos existentes, suas características, classificações, métodos e das principais dificuldades tecnológicas que se encontram atualmente nos estudos de furtividade.

### 2.1 ASSINATURAS

#### 2.1.1 ASSINATURA RADAR

O conceito de furtividade no emprego de diferentes materiais, esteve em voga desde os anos 50. Alguns afirmam, ao contrário do que se sugere na página 19, que na verdade foi o Blackbird, e não o *F-117A*, o primeiro avião operacional a empregar tecnologia "stealth" (FONSECA, 1997).

De qualquer forma, o uso de formas geométricas especiais, capazes de reduzir acentuadamente a quantidade de energia radiante refletida de volta para a antena do radar que a emitiu, também é um conceito de engenharia antigo. Novamente, coube à série *Blackbird* a primazia na aplicação deste conceito.

O emprego simultâneo das duas técnicas tornaram a assinatura radar do *Blackbird* muito pequena. Entretanto, resultados verdadeiramente excepcionais na área da geometria "anti-radar" somente vieram à luz em 1975, quando dois pesquisadores do *Escritório de Projetos Avançados da Lockheed* (mundialmente conhecido como *Skunk Works*) implementaram num programa de computador equações que permitiam prever com precisão o modo como formas complexas refletiriam um feixe radar. Este conceito foi demonstrado com sucesso numa aeronave experimental denominada *Have Blue* e, logo em seguida, aplicado operacionalmente pela primeira vez no *F-117A*. A seção transversal destas aeronaves tem o tamanho de uma esfera metálica com menos de 1cm de diâmetro. Foi a partir de então que o termo "stealth" passou a ser usado de forma mais ampla para designar as aeronaves de baixíssima detectabilidade.

Um aspecto digno de nota refere-se à geometria peculiar desta aeronave (assim como do *Have Blue*, que a antecedeu). Pode-se perguntar como, uma aeronave sendo "angulosa" e outra possuindo formas totalmente arredondadas, ambos podem ser igualmente furtivos. Na verdade, ambos empregam exatamente o mesmo princípio físico para obter a furtividade radar. Ocorre que os cálculos necessários para derivar a geometria furtiva são extremamente complexos e numerosos, e na época em que o *F-117A* foi desenvolvido, os computadores disponíveis não tinham o desempenho fenomenal dos computadores existentes posteriormente, quando se conseguiu maior furtividade para objetos de formas mais arredondadas. Assim, à época do *F-117A*, era impraticável modelar matematicamente e calcular a seção transversal radar de uma forma arredondada complexa com os computadores de então, e a solução encontrada foi reduzir ("aproximar") tais formas a um número menor de superfícies planas, ângulos, diedros e triedros matematicamente "mais bem comportados". Por isso o *F-117A* tem sua forma tão inusitada. A "volta" à aerodinâmica mais "convencional" somente foi possível com o avanço da tecnologia de computação (consagrando modelos de aeronaves furtivas mais atuais, como os bombardeiros *B-2* - que pode ser observado na figura, *YF-22*, *F-22* e *YF-23*).



FIG. 2.1: Bombardeiro Northrop-Grumman B-2 Spirit (WIKIPÉDIA, 2006a)

Muitos outros conceitos de engenharia e procedimentos operacionais somam-se às duas técnicas descritas para conferir a furtividade radar demonstrada pelo *F-117A*. Por exemplo, nenhum armamento de uma aeronave furtiva é transportado em cabides sub-alares ou ventrais, pois estes dispositivos aumentam significativamente a seção transversal radar da aeronave, anulando, assim, a furtividade da plataforma. Na figura seguinte, pode-se observar o posicionamento do sistema FLIR de uma aeronave.





FIG. 2.2: FLIR da Aeronave TYPHOON (Typ)

### 2.1.2 ASSINATURA INFRAVERMELHA

A segunda assinatura considerada na construção das aeronaves furtivas é a infravermelha. Sua minimização é importante porque os mísseis anti-aéreos de curto alcance empregam guiagem infravermelha. As principais fontes de radiação infravermelha numa aeronave são o escapamento do grupo propulsor, e o nariz e os bordos de ataque das asas, empenagem<sup>3</sup> e outras superfícies que atritam diretamente com o ar. A redução da emissão infravermelha das superfícies aquecidas pelo atrito é obtida aplicando-se materiais de baixa eficiência emissiva na faixa de comprimentos de onda eletromagnética coberta pelos sistemas de guiagem dos mísseis infravermelhos. A emissão infravermelha pelo sistema de propulsão é atenuada por meio de dois processos simultâneos. Os gases da combustão são misturados com ar que é ingerido e desviado em torno dos motores, de modo que, ao ser expelido para a atmosfera, sua temperatura já esteja suficientemente baixa. Para isto, o duto de escapamento deve ser suficientemente longo e possuir um formato adequado, a fim de que a queda de temperatura ao nível desejado seja completada no interior da aeronave. Naturalmente, o escapamento requer um isolamento térmico especial para impedir que a própria superfície externa da aeronave à volta do motor se torne uma fonte de radiação infravermelha.

### 2.1.3 ATENUAÇÃO DAS OUTRAS ASSINATURAS - A ASSINATURA VISUAL

A terceira assinatura considerada na construção de um avião "invisível" são os gases do escapamento. Os gases do escapamento do motor da turbina (turbojato, "turbofan"

---

<sup>3</sup>Cada uma das superfícies colocadas atrás das asas ou da cauda de um avião, para dar-lhe estabilidade

ou turbo-hélice) podem denunciar a presença do avião antes mesmo dele ser avistado. Os gases expelidos dependem diretamente da arquitetura da câmara de combustão. Determinados motores expelem fumaça dos gases de escapamento escura, enquanto outros, queimando o mesmo combustível e gerando o mesmo empuxo, expelem fumaça de menor visibilidade. Trata-se, portanto, de escolher o motor mais apropriado para ser usado pelo avião.

A assinatura visual é minimizada aplicando à aeronave uma pintura que dificulte sua detecção no meio em que ela opera, e operando-a neste meio. Este não é outro senão o conhecido conceito da camuflagem. Por exemplo, o *F-117A* é pintado de preto porque voa à noite. Caças de superioridade aérea, tais como o *F-14* e o *F-15*, são pintados de cinza porque voam a grande altura, onde o azul do céu e o branco e o cinza das nuvens são o pano de fundo do cenário em que desempenham seus papéis. Aeronaves de ataque ao solo são camufladas em tons de verde, marrom ou areia, porque voam próximo ao solo e seus oponentes (caças interceptadores inimigos) estarão a procurá-las de uma altura maior. No caso do *F-117A*, a redução da assinatura visual é levada ao extremo: como não possui qualquer armamento defensivo, sua doutrina de emprego exige que este avião seja operado exclusivamente à noite. Obviamente, isto dificultaria sua detecção visual qualquer que fosse a cor usada em sua pintura.

A esteira de condensação é evitada voando-se em altitudes onde a temperatura do ar externo não propicie sua formação. O nível de vôo é planejado antecipadamente a partir das condições atmosféricas previstas para o local e a hora em que o vôo é realizado. Este é um procedimento "operacional" antigo, não constituindo, portanto, requisito de projeto de qualquer aeronave militar, furtiva ou não.

As emissões eletromagnéticas (EM) ocorrem durante as comunicações por rádio, quando a aeronave emprega sistemas de navegação e rastreamento e designação de alvos por radar, emissões de radares de bordo (radares de tiro, navegação, meteorológico ou com outras funções) e quando usa iluminadores laser para guiagem de bombas de altíssima precisão (as utilizadas na Guerra do Golfo). Tais emissões são particularmente perigosas não apenas porque denunciam a presença da aeronave, mas podem ser usadas pelas defesas inimigas para lançar mísseis, orientando-os automaticamente em direção à aeronave pela própria radiação eletromagnética emitida a fim de abatê-la. Em outras palavras, as emissões EM servem como verdadeiros "faróis", mostrando ao míssil o caminho para sua "vítima".

As emissões EM são tratadas caso a caso. No que tange às comunicações, são adotados procedimentos e técnicas especiais para minimizar a possibilidade de interceptação da

comunicação. Tais técnicas podem incluir, por exemplo, a blindagem da fiação e o emprego de antenas direcionais, a fim de que a radiação EM espalhada fora do cone de emissão ("linha de visada") seja mínima e, portanto, difícil de detectar, medir, rastrear ou analisar. Quanto aos sistemas de navegação, aquisição e designação de alvos por radar, a solução é não usar este recurso. O *F-117A* navega por meio do sistema de navegação por satélites denominado *Global Positioning System - GPS* (Sistema de Posicionamento Global). Este é um sistema totalmente passivo, o que significa que ele somente recebe o sinal EM da rede de satélites *GPS*, sem precisar emitir para que tal sinal o alcance. Além da navegação automática, o *F-117A* pode navegar à noite através de contato visual com terreno, com o emprego de seu imageador infravermelho de visada frontal - *FLIR*. Uma vez mais, trata-se de um sistema totalmente passivo, que apenas recebe a radiação termal do terreno sobrevoado (o radar, ao contrário, recebe a radiação de microondas emitida por ele ou outro emissor radar para "iluminar" o alvo, ou a cena). Para a aquisição visual de alvos, o *F-117A* emprega um segundo imageador infravermelho, designado *DLIR - down looking infrared*, ou seja, "infravermelho de visada para baixo", igualmente passivo. Finalmente, a designação laser emprega um feixe luminoso que, além de ser altamente direcional, permanece ativo apenas pelo tempo necessário ao ataque, o que reduz expressivamente as chances de detecção e rastreamento desta emissão EM.

## 2.2 PATENTES

### 2.2.1 MECANISMO PARA REDUÇÃO DA ASSINATURA DOS GASES QUENTES DA EXAUSTÃO

A invenção de MATHIASSEN (2005)<sup>4</sup> se refere a um mecanismo para exaustão dos gases quentes com reduzida assinatura. O dispositivo é do tipo que compreende um ambiente para mistura dos gases quentes com o ar fresco do exterior do tanque. Para impedir a saída de, por exemplo, radiação refletida do radar e para emitir-se a radiação IR, o dispositivo é provido de um ambiente protegido que é posicionado externamente às partes menores do ambiente de exaustão. O dispositivo deve abranger um espaço que acomode preferencialmente todo o ambiente de mistura. O espaço é definido, de um lado, por uma concha em direção aos outros compartimentos do tanque e, por outro lado, pelo ambiente de proteção em direção ao exterior do tanque. O ambiente de proteção tem aberturas para passagem de uma mistura do gás do ambiente para o exterior, e ar fresco, do exterior ao ambiente mencionado. O dispositivo pode ser montado no tanque com a

---

<sup>4</sup>MATHIASSEN (2005) Patent No.: US 6,937,181 B2 Aug.30,2005

face exterior da câmara apropriadamente plana e nivelada à parte externa do tanque.

## 2.2.2 DISPOSITIVO DE CAMUFLAGEM INFRAVERMELHO

A invenção de LEUPOLZ et al. (2003) <sup>5</sup> se refere a um mecanismo que possui uma superfície estrutural com dois grupos de áreas parciais. As áreas parciais no primeiro grupo são dirigidas para baixo e formam um ângulo  $\alpha$  que mede entre  $5^{\circ}$  e  $45^{\circ}$  com a vertical.

As áreas parciais no segundo grupo são dirigidas para cima e formam um ângulo  $\beta$  que mede entre  $50^{\circ}$  e  $65^{\circ}$  com a vertical. Dessa forma:  $\alpha + \beta < 90^{\circ}$ .

## 2.2.3 MÉTODO E SISTEMA DE CONTROLE DA TEMPERATURA E ASSINATURA INFRAVERMELHA DE UM MOTOR

A invenção de IYA e GEORGE (2006) <sup>6</sup> trata de um sistema e um método para refrigerar ao menos uma região de um motor. O motor é refrigerado usando um combustível, tal como um combustível com elevada capacidade para dissipar calor, o qual é usado subseqüentemente para a combustão no seu interior. O combustível pode ser usado para refrigerar um ou mais gases e/ou componentes no motor, de modo que para resfriá-lo, utiliza-se um bocal de exaustão. Por exemplo, o combustível pode ser injetado por meio de um ou mais dispositivos de dissipação de calor que são dispostos interna ou externamente a uma passagem do motor, e o combustível pode absorver a energia térmica do motor ou do ar que flui na passagem do motor. Em todo o caso, o arrefecimento do motor pode resultar em uma redução à assinatura infravermelha do mesmo.

## 2.2.4 SUPRESSÃO DA ASSINATURA TÉRMICA

Segundo ALLARD (1983) <sup>7</sup>, os supressores térmicos e as técnicas a eles associadas podem ser utilizados para reduzir a assinatura de um objeto que se encontre a uma temperatura maior do que a de seu ambiente. As multi-camadas de materiais de baixa emissividade separadas por espaços de ar são usadas para minimizar a transferência de calor pela radiação. Este projeto, acoplado a uma técnica para induzir o ar através dos espaços entre as várias camadas para refrigerar a superfície exterior do supressor, reduz eficazmente a temperatura e, conseqüentemente, a assinatura térmica do objeto. O ambiente de entrada do ar próximo ao objeto pode ser usado conjuntamente com o supressor

---

<sup>5</sup>LEUPOLZ et al. (2003) Patent No.: US 6,613,420 B1 Sep. 2, 2003

<sup>6</sup>IYA e GEORGE (2006) Patent No.: US 7,013,636 B2 Mar. 21, 2006

<sup>7</sup>ALLARD (1983) Patent No.: US 4,413,668 Nov. 8, 1983

de várias camadas para auxiliar na captação, convecção e expulsão do calor emanado. Meios de dissipação da energia solar também podem ser incorporados ao supressor.

## 2.2.5 SISTEMA DE DESCARGA DA EXAUSTÃO COM BAIXA ASSINATURA IR

A invenção de GUSTAFSSON et al. (2002) <sup>8</sup> consiste em um arranjo de um sistema de descarga de gases de combustão de um veículo que é movido a um motor que propicia uma assinatura IR baixa. De acordo com a invenção, a canaleta do fluxo de descarga do gás, ao menos em uma área da canaleta próxima ao orifício da descarga, tem a parede perfurada em todo seu entorno, até a abertura da descarga, sendo, dessa forma, cercada por um canal de fluxo do ar refrigerado. O arranjo é tal que o ar refrigerado pode varrer tanto o lado interno como lado externo da parede perfurada.

## 2.2.6 VALIDAÇÃO DE RESULTADOS DE ASSINATURA IR PARA ALVOS PLÁSTICOS DE LARGA ESCALA

O *Targets Management Office - TMO*, Escritório de Gerência de Alvos, controla o desenvolvimento, a aquisição, e a operação de sistemas de alvos aéreos e terrestres para o uso em testes destrutivos e não-destrutivos pela *U.S. Army TE Community*, Comunidade de Testes e Avaliações do Exército Norte-Americano. Neste contexto, tem sido identificada uma demanda considerável para os alvos validados "full-scale" e "low-cost", isto é, a baixo custo e larga escala, que podem simular com precisão as assinaturas visual, infravermelha (IR) e radar de sistemas de ameaça. Para tratar adequadamente esta demanda, foi iniciado pelo *TMO* um programa para aumentar suficientemente a confiabilidade da assinatura de alvos de materiais plásticos de larga escala conformados à vácuo existentes, destinados a reforçar adequadamente os sensores dos sistemas de armas norte-americanos. GEBUS e SANDERS (2002)<sup>9</sup> discutem a validação de aumento da assinatura IR de um sistema passivo, de forma a atingir as exigências técnicas. A solução escolhida para a simulação inicial da assinatura IR passiva foi a adição de jatos de água a estes alvos plásticos para reproduzir a massa térmica da espessa blindagem real. Esta tecnologia fornece uma aproximação aceitável para melhoria, tanto da assinatura IR passiva de um material plástico existente, quanto de um alvo que seja facilmente operado em um local de teste. Com base neste estudo, conseguiu-se projetar com sucesso, construir e testar um alvo plástico com aumento da sua assinatura IR passiva para um veículo densamente blindado.

---

<sup>8</sup>GUSTAFSSON et al. (2002) Patent No.: US 6,385,968 B1 May. 14, 2002

<sup>9</sup>GEBUS e SANDERS (2002) Signature Research, Inc 150, West Park Loop, Suite 204 Huntsville, AL 35806

### 3 EQUAÇÕES DO ESTUDO DE RADIAÇÃO TÉRMICA

#### 3.1 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

Com o propósito de introduzir conceitos indispensáveis ao entendimento do presente estudo de radiação, torna-se necessária a apresentação de definições e grandezas físicas e matemáticas, de modo a produzir-se uma correta interpretação de seu significado.

Inicialmente, segundo OZISIK (1973), o conceito de radiação térmica abrange o mecanismo de transferência de calor entre dois corpos com diferentes temperaturas, e que não depende de um meio físico para que se opere. A troca radiante pode ser entendida como energia transportada por ondas eletromagnéticas (teoria ondulatória) ou por pacotes de energia - os fótons - de massa nula (teoria corpuscular). A Mecânica Quântica, a exemplo desta última teoria, considera a interação energia/matéria, quantificando a luminescência, de modo que a energia é dita transportada por fótons que viajam à velocidade da luz.

Todas as substâncias emitem radiação eletromagnética continuamente em face de seu movimento molecular e atômico que está associado ao nível de energia interna do material. A energia radiante é proporcional à temperatura do corpo.

#### 3.2 LEIS DA RADIAÇÃO TÉRMICA

O mecanismo de transferência de calor por radiação independe da existência de um meio para que ocorra, porém sofre influência do meio em que as ondas eletromagnéticas ou partículas se propagam. Assim, a velocidade da luz depende do índice de refração do meio.

$$c = \frac{c_0}{n} \quad (3.1)$$

Onde:

$c$  = Velocidade da luz no meio considerado (m/s)

$c_0$  = Velocidade da luz no vácuo =  $2,998 \times 10^8$  m/s

$n$  = Índice de refração do meio (=1 para o vácuo; = 1,00029 para gases à temperatura ambiente; = 1.5 para o vidro;

e: » 1 para metais - dificilmente penetrados)

Uma onda é também caracterizada por parâmetros como frequência de propagação, comprimento de onda, número de onda e frequência angular. Logo:

$$\nu = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{c}{\lambda} = c\eta \quad (3.2)$$

Onde:

$\nu$  = Frequência (ciclos/segundo =  $s^{-1}$  = Hz)

$\lambda$  = Comprimento de onda (m,  $\mu m$  ou Angstrom)

$\eta$  = Número de onda<sup>10</sup> ( $cm^{-1}$ )

$\omega$  = Frequência angular (radianos/segundo = rad/s ou  $s^{-1}$ )

A equação 3.2 relaciona os parâmetros <sup>11</sup>.

Cada onda ou fóton carrega uma quantidade de energia "e" dada por:

$$e = h\nu \quad (3.3)$$

Onde:

$h$  = constante de Planck =  $6,626 \times 10^{-34} Js$

$\nu$  = frequência

O diagrama apresentado na Figura 3.1 mostra como é modelada a troca radiante em relação a um objeto.

Diz-se que o meio é opaco se nenhuma energia é transmitida através dele (metais, em geral). Já se a onda atravessa o meio sem atenuação - ou absorção - o meio é transparente. Se houver atenuação parcial, o meio é dito semi-transparente. Esta classificação depende do **material** e da **espessura** do objeto considerado.

---

<sup>10</sup>é o inverso do comprimento de onda

<sup>11</sup>a frequência da luz não muda quando a luz viaja de um meio para outro - conservação de energia do fóton - mas o comprimento de onda e o número de onda mudam

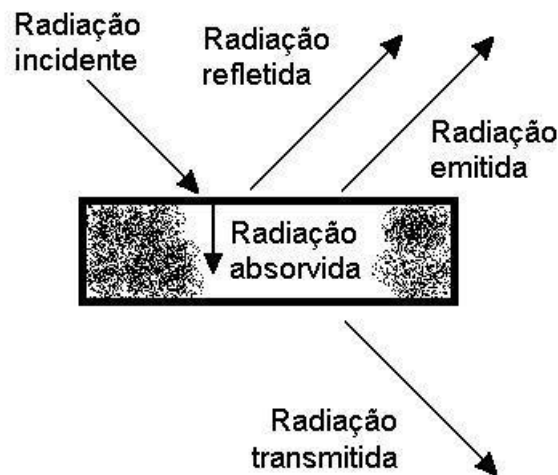


FIG. 3.1: Diagrama da troca radiante de um objeto

### 3.2.1 O CORPO NEGRO

O corpo negro é um corpo ideal que absorve toda a radiação nele incidente. Trata-se de uma superfície opaca que não reflete nenhuma radiação, sendo um "absorvedor perfeito" ou "superfície negra".

O corpo negro absorve toda a radiação incidente proveniente de todas as direções e para todos os comprimentos de onda. Como ele absorve a máxima energia radiante possível, é usado como parâmetro para classificar todos os outros tipos de materiais.

Se for considerado que o corpo negro encontra-se dentro de um invólucro isotérmico cujo contorno absorve e emite radiação, após um período de tempo este corpo negro e o invólucro atingem o equilíbrio térmico em uma determinada temperatura. Como o corpo negro absorve o máximo de radiação incidente vinda de todas as direções e proveniente de todo o espectro de frequências, tem-se que a emissão do corpo negro é máxima no equilíbrio térmico, ou seja, ele emite toda a energia recebida ou incidente. E, mais do que isso, esta emissão é **isotrópica**.

### 3.2.2 POTÊNCIA EMISSIVA

Todo objeto ou meio emite radiação eletromagnética em todas as direções em função de sua temperatura e variável (ou não) de acordo com a faixa de comprimento de onda considerada. Este fluxo de calor radiante emitido por uma superfície num determinado comprimento de onda é denominado **potência emissiva espectral**:



$M_\lambda$  = energia emitida por unidade de tempo, área e comprimento de onda.

Já a potência emissiva total é a integral da função potência emissiva espectral ao longo de todo o espectro (energia emitida por unidade de tempo e área):

$$M = \int_0^\infty M_\lambda(T, \lambda) d\lambda \quad (3.4)$$

Onde:

$M$  = Potência emissiva total de um corpo ( $\text{W m}^{-2}$ )

$M_\lambda$  = Potência emissiva espectral de um corpo ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

A potência emissiva de um corpo negro é dada pela Lei de Planck, que será tratada mais adiante.

### 3.2.3 POTÊNCIA EMISSIVA VERSUS INTENSIDADE DE RADIAÇÃO

O fluxo de calor radiante emitido por uma superfície num determinado comprimento de onda e numa determinada direção é denominado **intensidade de radiação** (energia emitida por unidade de tempo, área, comprimento de onda e ângulo sólido). A potência emissiva é a integral da função intensidade de radiação com respeito à direção.

$$M_\lambda(\mathbf{r}) = \int_{2\pi} I_\lambda(\mathbf{r}, \hat{\mathbf{s}}) \hat{\mathbf{n}} \cdot \hat{\mathbf{s}} d\Omega \quad (3.5)$$

Onde:

$I_\lambda$  = Intensidade de radiação ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

$\mathbf{r}$  = Vetor posição do observador

$\hat{\mathbf{s}}$  = Vetor unitário que representa a superfície através da qual o observador enxerga a superfície emissora - vetor unitário na direção de emissão

$\hat{\mathbf{n}}$  = Vetor unitário que representa a superfície emissora - vetor normal à superfície

$d\Omega$  = Ângulo sólido infinitesimal preenchido pela emissão direcional

Um corpo negro emite isotropicamente em todas as direções. Logo, para ele (ou qualquer superfície difusa <sup>12</sup>) a intensidade de radiação pode ser calculada a partir da

---

<sup>12</sup>superfície difusa é aquela em que a propriedade em comento independe da direção

potência emissiva:

$$I_{b\lambda}(\mathbf{r}, \lambda) = \frac{M_{b\lambda}(\mathbf{r}, \lambda)}{\pi} \quad (3.6)$$

Onde:

$I_{b\lambda}$  = Intensidade de radiação do corpo negro ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

$M_{b\lambda}$  = Potência emissiva espectral do corpo negro ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

### 3.2.4 EMISSIVIDADE, ABSORTIVIDADE E REFLETIVIDADE

A emissividade especifica a fração de energia emitida por um objeto ou corpo quando comparado a um corpo negro a mesma temperatura. Pode ser direcional (referente a uma só direção) ou hemisférica (referente a todas as direções) e, ainda, espectral (monocromática, único comprimento de onda) ou total (abrangendo todos os comprimentos de onda). Logo:

$$M_{\lambda} = \epsilon_{\lambda} E_{b\lambda} \quad (3.7)$$

Onde:

$M_{\lambda}$  = Potência emissiva espectral de um corpo real ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

$\epsilon_{\lambda}$  = Emissividade espectral hemisférica (adimensional)

$M_{b\lambda}$  = Potência emissiva espectral do corpo negro ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

A emissividade espectral direcional, por sua vez, é dada por:

$$\epsilon'_{\lambda} = \frac{I_{\lambda}(T, \lambda, \hat{\mathbf{s}})}{I_{b\lambda}(T, \lambda)} \quad (3.8)$$

Onde:

$\epsilon'_{\lambda}$  = Emissividade espectral direcional

$T$  = Temperatura do corpo

A emissividade total hemisférica é calculada integrando-se a potência emissiva espectral do corpo com respeito ao comprimento de onda e dividindo-se pela potência emissiva total do corpo negro a mesma temperatura:

$$\epsilon = \frac{\int_0^{\infty} M_{\lambda}(T, \lambda) d\lambda}{M_b(T)} \quad (3.9)$$

Ou:

$$\epsilon = \frac{1}{M_b(T)} \int_0^{\infty} \epsilon_{\lambda}(T, \lambda) M_{b\lambda}(T, \lambda) d\lambda \quad (3.10)$$

Onde:

$\epsilon$  = Emissividade total hemisférica

$M_b$  = Potência emissiva total do corpo negro

Mas, pela Lei de Stefan-Boltzmann, a potência emissiva total de um corpo negro a uma temperatura "T" é dada por:

$$M_b(T) = n^2 \sigma T^4 \quad (3.11)$$

Onde:

$\sigma$  = Constante de Stefan-Boltzmann =  $5,67 \times 10^{-8} W m^{-2} K^{-4}$

Logo, a emissividade total hemisférica, comumente utilizada em Engenharia, é dada por:

$$\epsilon(T) = \frac{M(T)}{n^2 \sigma T^4} \quad (3.12)$$

Quando a emissividade espectral é constante para todos os comprimentos de onda diz-se que a superfície emissora é uma superfície cinzenta.

A absorvidade corresponde à fração de energia incidente que é absorvida pelo corpo. Pode ser direcional (referente a uma só direção) ou hemisférica (referente a todas as direções) e, ainda, espectral (monocromática, único comprimento de onda) ou total (abrangendo todos os comprimentos de onda).

A absorvidade depende do tipo de radiação incidente. Por exemplo, se está-se tratando da irradiação (energia que chega) espectral direcional tem-se:

$$\alpha'_{\lambda}(\mathbf{r}, \lambda, \hat{\mathbf{s}}_i) \equiv \frac{\mathbf{H}'_{\lambda,abs}}{\mathbf{H}'_{\lambda}} \quad (3.13)$$

E:

$$0 < \alpha_{\lambda} \leq 1 \quad (3.14)$$

Onde:

$\alpha'_{\lambda}$  = absorptividade espectral direcional (adimensional)

$\mathbf{r}$  = Vetor posição de incidência da radiação

$\hat{\mathbf{s}}_i$  = Vetor unitário que representa a superfície através da qual ocorre a irradiação - vetor unitário na direção de incidência

$H'_{\lambda,abs}$  = Intensidade de irradiação absorvida ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

$H'_{\lambda}$  = Intensidade de radiação incidente/irradiação ( $\text{W m}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ )

A absorptividade espectral hemisférica é calculada integrando-se a intensidade de radiação espectral incidente que é absorvida pelo corpo com respeito ao ângulo sólido e dividindo-se pela integral da intensidade de irradiação espectral com respeito também ao ângulo sólido do mesmo corpo a mesma temperatura.

Da mesma forma, a absorptividade total hemisférica é obtida integrando-se o numerador da expressão descrita no parágrafo anterior com respeito ao comprimento de onda e dividindo-se pela integral do denominador da mesma também com respeito ao comprimento de onda.

A absorptividade é difícil de ser mensurada, não é tabelada devido a dificuldade de se conhecer a taxa de transferência de calor incidente. É uma propriedade que depende da natureza da radiação incidente e é também característica da superfície.

No entanto, a física mostra que, para um sistema em equilíbrio térmico e para um determinado comprimento de onda, a fração da energia que é absorvida é igual a energia que é emitida pelo mesmo corpo à mesma temperatura (lei de Kirchhoff). Assim, a absorptividade espectral é igual à emissividade espectral.

Se o corpo não é seletivo em relação às características espectrais (corpo cinzento) também a absorptividade total será igual à emissividade total. Da mesma forma, pode-se

demonstrar que a absorvidade total será igual à emissividade total quando a radiação proveniente de uma fonte negra ou cinzenta a uma determinada temperatura incide sobre uma superfície a uma temperatura diferente e com emissividade independente da temperatura na faixa entre as temperaturas incidente e da superfície. Ou ainda, a absorvidade total será igual à emissividade total quando a radiação proveniente de uma fonte negra ou cinzenta a uma determinada temperatura incide sobre uma superfície a essa mesma temperatura. Ou, finalmente, a emissividade total será igual à absorvidade total no caso de radiação proveniente de uma fonte negra ou cinzenta a uma determinada temperatura incidindo sobre uma superfície metálica a uma temperatura diferente, desde que a temperatura de incidência seja pequena o bastante para excluir as radiações apreciáveis na faixa do visível e do infravermelho.

A refletividade é a fração da energia incidente sobre um corpo que é refletida pelo corpo. É mais complexa e depende de duas direções: da direção da radiação incidente e da direção na qual a energia é refletida. Utilizando o raciocínio semelhante das outras propriedades já estudadas, pode ser bidirecional espectral, direcional-hemisférica espectral, hemisférica-direcional espectral, hemisférica espectral, bidirecional total, direcional-hemisférica total, hemisférica-direcional total e hemisférica total.

Assim, em geral, a determinação experimental das refletividades é extremamente difícil, dependente de materiais, temperaturas, comprimentos de ondas, direções de incidência e de reflexão. Por outro lado, a refletividade hemisférica-direcional é de medição imediata, mas não é tão importante.

### 3.2.5 PROPRIEDADES RADIANTES DAS SUPERFÍCIES

Conforme já mencionado na Seção 3.2, o diagrama apresentado na figura 3.1 mostra como é modelada a troca radiante em relação a um objeto.

Baseado na observação, define-se três propriedades adimensionais fundamentais variando entre 0 (zero) e 1(um). Sejam elas refletividade ( $\rho$ ), absorvidade ( $\alpha$ ) e transmisividade ( $\tau$ ). Logo:

$$\rho \equiv \frac{\text{porção refletida da radiação incidente}}{\text{radiação total incidente}} \quad (3.15)$$

$$\alpha \equiv \frac{\text{porção absorvida da radiação incidente}}{\text{radiação total incidente}} \quad (3.16)$$

$$\tau \equiv \frac{\text{porção transmitida da radiação incidente}}{\text{radiação total incidente}} \quad (3.17)$$

O equilíbrio mostra que:

$$\rho + \alpha + \tau = 1 \quad (3.18)$$

No caso de um meio opaco ou no caso de superfícies espessas, a transmissividade é nula. E no caso de uma superfície negra, toda a radiação incidente é absorvida e a absorptividade é igual a unidade.

## 4 MODELAGEM DA ASSINATURA TÉRMICA DE UM VEÍCULO DE COMBATE PRINCIPAL

Um componente essencial para se conseguir a liberdade de manobra no campo de batalha é a potencialidade para detectar, discriminar, identificar (com os métodos ativos ou passivos) e dar prioridade, fornecendo subsídios, às plataformas terrestres e aéreas de detecção da ameaça, assim como para calcular o tempo da detecção e de resposta das ameaças. Esta capacidade deve ser plena em dia ou noite, e eficaz em condições climáticas adversas, em ambientes desordenados, e na presença de contramedidas do inimigo. Três conceitos merecem ser destacados. Entende-se por **detecção**, neste estudo, a capacidade de constatação, por imagem, no terreno, de determinado objeto, sem que se possa afirmar o tipo ou classificação do objeto de que se trata. O **reconhecimento** é a possibilidade de discernir alguma ou algumas características do objeto detectado, possibilitando-se auferir sobre sua classe - se está-se referindo a uma embarcação, pessoa, aeronave, animal, etc. Já, a **identificação**, permite que se possa obter, com determinada margem de segurança, a definição nominal precisa do objeto capturado, ou seja, qual é o objeto e sua qualificação. Assim, a identificação exige que sejam empregados meios e condições mais apuradas de imageamento.

A realização do objetivo da presente modelagem é iniciada com a exploração do espectro eletromagnético para possibilitar a investigação e a coleta de informações de observação do campo de batalha. Os sensores IR, com sensibilidade sempre crescente, estão, atualmente, bem estabelecidos no ambiente terrestre. Conseqüentemente, a gerência da assinatura IR nesse ambiente está se tornando cada vez mais importante.

Sabe-se que a radiação térmica é a fração intermediária do espectro que se estende de, aproximadamente, 0,1 até 100 micrometros e que inclui uma fração da região UV (ultra-violeta), todo o espectro visível e infravermelho (infrared - IR). Assim, RICHARDSON e KING (2000) abordaram em seu estudo de assinatura IR, apenas as emissões captadas por câmeras e sensores Infravermelhos, ou seja, os raios de comprimentos de onda na faixa  $0,7 \mu\text{m} < \lambda < 100 \mu\text{m}$ .

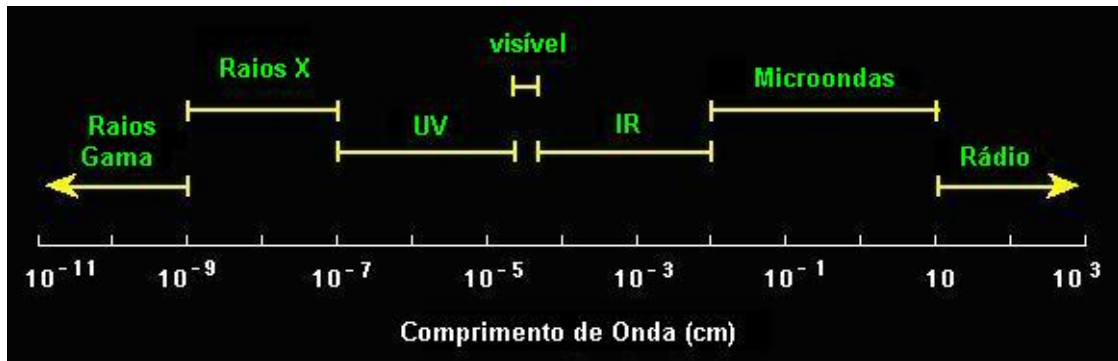


FIG. 4.1: Classificação espectral de diversos tipos de ondas (ROCHAEL et al., 2006)

#### 4.1 PREMISSAS BÁSICAS

Primeiramente, é proposto um modelo que não prevê as reflexões possíveis entre os meios considerados. Nesta simulação, apenas são consideradas a radiação emitida pelo objeto e a emitida pelo ambiente ("background"), as quais compõem, respectivamente, a potência emissiva do alvo e a potência emissiva da paisagem. Este modelo se apresenta condizente quando são empregados materiais com comportamento próximo ao de um corpo negro, ou seja, que tendem a absorver toda a radiação incidente, cuja emissividade é próxima à unidade, e de forma que a reflexão é mínima.

Na sequência, são considerados os efeitos de reflexão, propiciando o tratamento das diversas faixas de emissividade dos materiais e meios que podem compor o presente estudo de situação. A troca radiante deve ser considerada com várias componentes de emissão e reflexão. Especificamente neste caso, a radiação IR **do ambiente** a ser computada no experimento é obtida pela componente de emissão, que é função da temperatura ambiente, da componente de reflexão oriunda do alvo e da componente de reflexão do ambiente mais externo, que pode-se chamar de componente de reflexão do céu. Já a radiação IR **do alvo** computada no experimento é obtida por uma componente de emissão, que se compõe de uma combinação da parte da radiação solar incidente que é absorvida e da geração própria de calor pelo objeto - o que determina as diferentes temperaturas em cada área do alvo - e pela componente de reflexão da energia proveniente da paisagem, ou seja, tipicamente do céu ("reflected background"). Neste último caso (componente de reflexão da radiação do alvo), fica desconsiderada a reflexão pelo alvo da energia proveniente do meio imediatamente adjacente ao objeto/alvo ("background").

As energias radiantes em jogo podem ser observadas como uma diferença aparente da temperatura entre o objeto e seus arredores. A detecção pode resultar de um contraste positivo, quando o objeto irradia mais do que o ambiente ou um contraste negativo,



quando a radiação de fundo é mais elevada.

Numa primeira aproximação, não serão consideradas, neste procedimento, as diferentes formas das superfícies participantes no processo (fatores de forma), ou seja, a fração de energia refletida por uma superfície do alvo que é percebida pelas outras. As propriedades radiantes são uniformes e independentes de direção. As temperaturas são prescritas em cada região (área). As superfícies/meios são refletores e emissores difusos, ou seja, suas emissividades e refletividades são independentes da direção. E, finalmente, as superfícies (áreas) consideradas são todas opacas, isto é, não transmitem, apenas refletem ou absorvem energia.

## 4.2 O CONTRASTE TÉRMICO

Em uma cena visual normalmente iluminada não há nenhuma diminuição de variações do contraste entre os objetos na cena. O contraste provém das propriedades de superfície dos materiais de que os objetos são feitos. Em imagens visuais, há um contraste de cor bem como contraste de brilho. Contrastes de cor são resultado da variação da energia entre faixas de comprimento de onda, enquanto que o contraste do brilho resulta da variação da energia entre os objetos e o ambiente adjacente. Este mecanismo de contraste se aplica igualmente às cenas infravermelhas ou térmicas tanto quanto às cenas visuais. A Lei de Planck estabelece que cada objeto a uma temperatura acima de zero absoluto emite radiação eletromagnética, e quanto maior a temperatura, mais elevada é a intensidade da radiação emitida. Isto aplica-se igualmente ao fundo (ambiente, paisagem, "background") de uma cena. Conseqüentemente, para que um objeto seja, no mínimo, detectável, deve haver uma diferença na energia radiante que advém do objeto em relação à energia que se origina da paisagem. E, este contraste térmico pode igualmente ser energia positiva ou negativa, de acordo com as situações mencionadas.

O contraste pode ser expresso como:

$$C = \frac{M_{Objeto} - M_{Paisagem}}{M_{Objeto} + M_{Paisagem}} \quad (4.1)$$

Onde:

$M_{Objeto}$  = Potência emissiva por unidade de área do objeto

$M_{Paisagem}$  = Potência emissiva por unidade de área da paisagem.

Esta expressão do contraste térmico explica o contraste do brilho em uma cena. A cor, ou variação espectral, é definida pela Lei de Planck, que representa a potência emissiva

por unidade de área e por comprimento de onda de um corpo negro como:

$$M_\lambda = \frac{c_1}{\lambda^5 \left[ \exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} \quad (4.2)$$

Onde:

$M_\lambda$  = Potência emissiva espectral ( $Wm^{-2}\mu m^{-1}$ )

$c_1$  = Primeira constante de radiação =  $3,74 \times 10^8 Wm^{-2}\mu m^4$

$c_2$  = Segunda constante de radiação =  $1,44 \times 10^4 \mu m K$

$\lambda$  = Comprimento de onda da radiação

$T$  = Temperatura do objeto (K).

Uma expressão para o contraste térmico em um comprimento de onda específico pode, conseqüentemente, ser obtida pela substituição da Equação 4.2 à Equação 4.1. Similarmente, o contraste térmico sobre uma faixa de comprimento de onda pode ser obtido integrando-se a Equação 4.2 com respeito ao comprimento de onda antes da substituição na Equação 4.1.

### 4.3 FÓRMULA ALTERNATIVA DA POTÊNCIA EMISSIVA EM TERMOS DE UMA FRAÇÃO

A expressão da potência emissiva por unidade de área (M) pode ser operacionalizada - para fins de possibilidade de cálculo analítico de seu valor numérico, aplicável a determinada situação física - por uma fórmula alternativa. Isto é possível porque, dada uma quantidade máxima possível de energia a ser emitida por um determinado objeto a uma dada temperatura, a expressão da potência emissiva em determinada faixa de comprimento de onda que se deseje calcular é uma fração dessa quantidade máxima de energia emitida. Sendo possível a avaliação da expressão da energia máxima emitida por este objeto, basta explicitá-la, como fator de um produto, na fórmula da potência emissiva. Desse modo, os fatores restantes desse produto compõem uma expressão integral, que é a fração que se deseja obter, no caso de um objeto com comportamento de corpo negro. Assim:

$$\begin{aligned} M_b &= F(0, \lambda, T)\sigma T^4 \\ M_b &= \int_0^\lambda M_\lambda d\lambda \end{aligned} \quad (4.3)$$

$$F(0, \lambda, T) = \frac{1}{\sigma T^4} \int_0^\lambda \frac{2\pi C_1}{\lambda^5 \exp(\frac{c_2}{\lambda T}) - 1} d\lambda \quad (4.4)$$

Onde:

$M_b$  = Potência emissiva de um corpo negro em determinada faixa de comprimento de onda

$\sigma$  = Constante de Stefan-Boltzmann =  $5,67 \times 10^{-8} W m^{-2} K^{-4}$

$C_1 = c_1/(2\pi) = 0,59552197 \times 10^8 W m^{-2} \mu m^4$

$F(0, \lambda, T)$  = Fração da potência emissiva de um corpo negro numa faixa do espectro.

Quando se trata de um objeto cujo comportamento não se assemelha a um corpo negro, ou seja, cuja energia emitida em todo o espectro não é a máxima possível, sua potência emissiva deve ser comparada com a de um corpo negro nas mesmas condições. Dessa forma, esse objeto possui uma emissividade ( $\epsilon$ ), que representa "a fração da fração" (esta última é a mencionada no parágrafo anterior) de radiação de corpo negro emitida em determinada faixa do espectro.

$$\begin{aligned} M &= \epsilon M_b \\ M &= \epsilon F(0, \lambda, T) \sigma T^4 \end{aligned} \quad (4.5)$$

Onde:

$M$  = Potência emissiva de um objeto em determinada faixa de comprimento de onda.

LAWSON (1997) constatou, pela natureza da integral na equação da potência emissiva, que, a fim de calcular o valor da fração de energia do corpo negro para uma faixa particular do espectro, conhecimentos de integração numérica devem ser utilizados.

JAIN (1996) apresentou uma tabela que fornece os valores das frações da radiação de corpo negro para as faixas do infravermelho, visível e ultravioleta do espectro, e para a escala de temperatura de 500 a 16000 K. Os valores desta tabela foram calculados usando as habilidades numéricas do programa *Mathematica - versão 2.2* (1993). O *Mathematica* é um pacote muito sofisticado capaz de realizar cálculos simbólicos complexos e computação numérica. Mesmo que esta ferramenta esteja disponível, não é necessária a utilização de um instrumento tão poderoso.

Pode-se reescrever a expressão para a fração da potência emissiva, para uma faixa de comprimentos de onda, como:

$$F(0, \lambda, T) = \bar{F}(\lambda T) = \frac{1}{\sigma} \int_0^{\lambda T} \frac{2\pi C_1}{x^5 \exp(\frac{c_2}{x}) - 1} dx \quad (4.6)$$

Onde:

$$x = \lambda T.$$

A integral dessa expressão pode ser simplificada, fazendo-se a substituição  $x = c_2/z$ . Isto fornece:

$$\bar{F}(\lambda T) = \frac{2\pi C_1}{\sigma} \int_{\infty}^{c_2/\lambda T} \frac{z^5}{c_2^5(\exp(z) - 1)} \left(-\frac{c_2}{z^2}\right) dz \quad (4.7)$$

Onde:

$$dx/dz = -c_2/z^2.$$

Ao trocar a ordem dos limites, inverte-se o sinal da integral e assim, tem-se:

$$\bar{F}(\lambda T) = \frac{2\pi C_1}{\sigma c_2^4} \int_{c_2/\lambda T}^{\infty} \frac{z^3}{\exp(z) - 1} dz \quad (4.8)$$

Como:

$$C_1 = hc^2, \quad c_2 = hc/k \quad \text{e} \quad \sigma = 2\pi^5 k^4 / 15c^2 h^3.$$

E que:

$$h = \text{Constante de Planck} = 6,6260755 \times 10^{-34} J_s$$

$$c = \text{Velocidade da luz no vácuo} = 2,99792458 \times 10^8 m_s^{-1}$$

$$k = \text{Constante de Boltzmann} = 1,380658 \times 10^{-23} JK^{-1}.$$

E ainda:

$$\bar{F}(\lambda T) = \frac{15}{\pi^4} \int_{c_2/\lambda T}^{\infty} \frac{z^3 \exp(-z)}{1 - \exp(-z)} dz \quad (4.9)$$

O termo " $1 - \exp(-z)$ " no denominador do integrando pode ser expresso como uma soma de potências de " $\exp(z)$ ", usando-se a expansão binomial:  $(1 - x)^{-1} = 1 + x + x^2 + x^3 + \dots$ , a qual converge para  $|x| < 1$ . Isto leva à:

$$\bar{F}(\lambda T) = \frac{15}{\pi^4} \int_{c_2/\lambda T}^{\infty} z^3 \exp(-z) (1 + \exp(-z) + \exp(-2z) + \exp(-3z) + \dots) dz \quad (4.10)$$

$$\overline{F}(\lambda T) = \frac{15}{\pi^4} \sum_{n=1}^{\infty} \int_{c_2/\lambda T}^{\infty} z^3 \exp(-nz) dz \quad (4.11)$$

Agora, pelo uso de sucessivas integrações por partes, pode-se escrever:

$$\overline{F}(\lambda T) = \frac{15}{\pi^4} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\exp(-nz)}{n} \left( z^3 + \frac{3z^2}{n} + \frac{6z}{n^2} + \frac{6}{n^3} \right) \quad (4.12)$$

Onde:

$$z = c_2/\lambda T.$$

Esta fórmula de série infinita da função da fração de energia radiante de um corpo negro foi obtida por CHANG e RHEE (1984)<sup>13</sup>.

Finalmente, a fração de energia emitida por um corpo negro a uma temperatura  $T$  na faixa da radiação Infravermelha é dada por:

$$\overline{F}_{IR}(T) = \overline{F}(\lambda_2 T) - \overline{F}(\lambda_1 T) \quad (4.13)$$

Onde:

$$\lambda_1 = 0,7\mu m$$

$$\lambda_2 = 100\mu m.$$

No entanto, o uso desta formulação foi abandonada ao longo do trabalho por não ser possível a convergência em tempo oportuno das séries empregadas, já que o número de iterações estava produzindo um custo computacional de várias horas, sendo que se constatou, pelo emprego da abordagem da integração numérica pelo método dos trapézios, atualmente utilizada, ser este custo desnecessário.

#### 4.4 BREVE ABORDAGEM DA EMISSIVIDADE

A lei de Planck é estritamente válida somente para os corpos negros ideais, que, pela definição, têm 100 % de absorção e intensidade máxima de emissão. A energia radiante emitida por objetos reais pode ser medida introduzindo-se a emissividade ( $\epsilon$ ) nos cálculos, conforme já abordado. A emissividade é um fator menor do que a unidade, e numericamente igual a razão entre a intensidade de energia emitida pelo objeto e a emitida por

---

<sup>13</sup>Chang S L and Rhee K T, 1984, *Blackbody Radiation Functions*, Int. Commun. Heat Mass Transfer 11 451-5

um corpo negro equivalente, à mesma temperatura do objeto. Os objetos com valores de emissividade constantes e menores do que a unidade ao longo de todo o espectro são chamados corpos cinzentos. As Figuras 4.2 e 4.3 ilustram a variação da emissividade e da potência emissiva ao longo do espectro de um corpo negro, um corpo cinzento e um radiador seletivo.

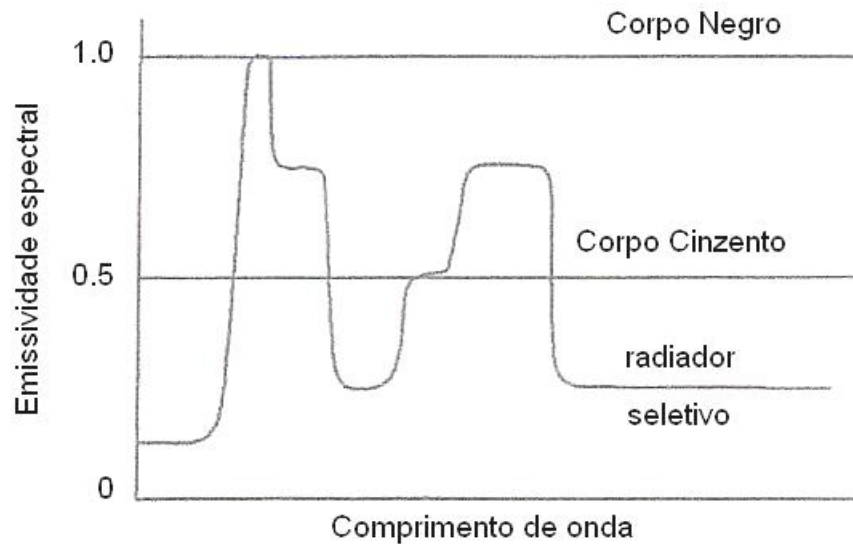


FIG. 4.2: Emissividade espectral ao longo do espectro de comprimentos de onda (RICHARDSON e KING, 2000)

Tipicamente a emissividade de materiais contínuos é independente do comprimento de onda.

#### 4.5 O MODELO MRTD

O contraste térmico de um alvo fornece uma figura de destaque para a detectabilidade do objeto em uma cena. Entretanto, a captação de um alvo em um ambiente depende também do desempenho do sistema de detecção. O desempenho de um sistema térmico de imageamento é medido normalmente por sua habilidade de perceber diferenças de temperatura em uma cena e por sua habilidade de perceber detalhes espaciais. Estas duas propriedades são relacionadas e podem ser descritas pelo parâmetro MRTD do sistema, que é amplamente utilizado.

Segundo KRAPELS et al. (2002), o "Minimum resolvable temperature difference" (MRTD ou MRT) é o primeiro teste de laboratório para as primeiras e segundas gerações de sensores "FLIR" (Forward Looking Infrared). É considerado como uma espécie de

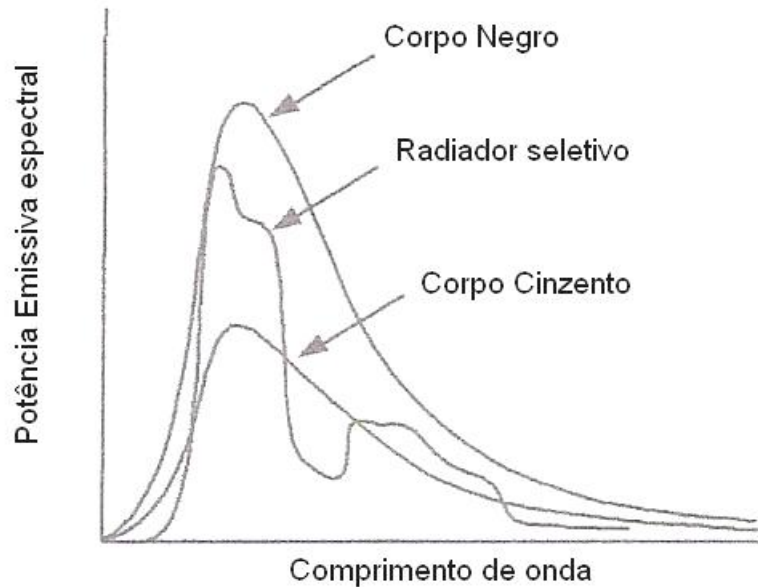


FIG. 4.3: Potência emissiva espectral ao longo do espectro de comprimentos de onda (RICHARDSON e KING, 2000)

avaliação da acuidade visual no desempenho de um sensor. Trata-se de parâmetro medido em laboratório que pode ser levado a testes em campo. Os resultados do teste incluem uma caracterização da sensibilidade térmica do sensor, a resolução do mesmo, e a habilidade de um observador humano utilizar-se do sensor para discernir objetos. A Figura 4.4 descreve a configuração física de um teste MRT.

O MRTD é um parâmetro subjetivo que descreve a habilidade de um sistema formado por equipamento imageador + observador de detectar um determinado objeto com pouca riqueza de detalhes. É uma função da diferença de temperatura mínima, entre as barras do alvo padrão de quatro barras e a paisagem, necessária para captar a imagem térmica das barras por um observador versus a frequência espacial do alvo.

Genericamente, o MRTD é medido pela determinação da diferença de temperatura mínima, entre as barras do teste padrão de quatro barras e a paisagem, necessária para que um observador capte a imagem térmica das barras para alvos de quatro barras de diferentes tamanhos (ou seja, diferentes frequências espaciais).

Assim, o parâmetro MRTD é obtido a partir de um contraste térmico entre um ambiente uniforme e um teste padrão de 4 barras no primeiro plano. A curva MRTD mostra a dependência da diferença de temperatura mínima captável com a frequência espacial associada ao afastamento entre as barras. A referida curva para um típico imageador térmico pode ser observada na Figura 4.5.

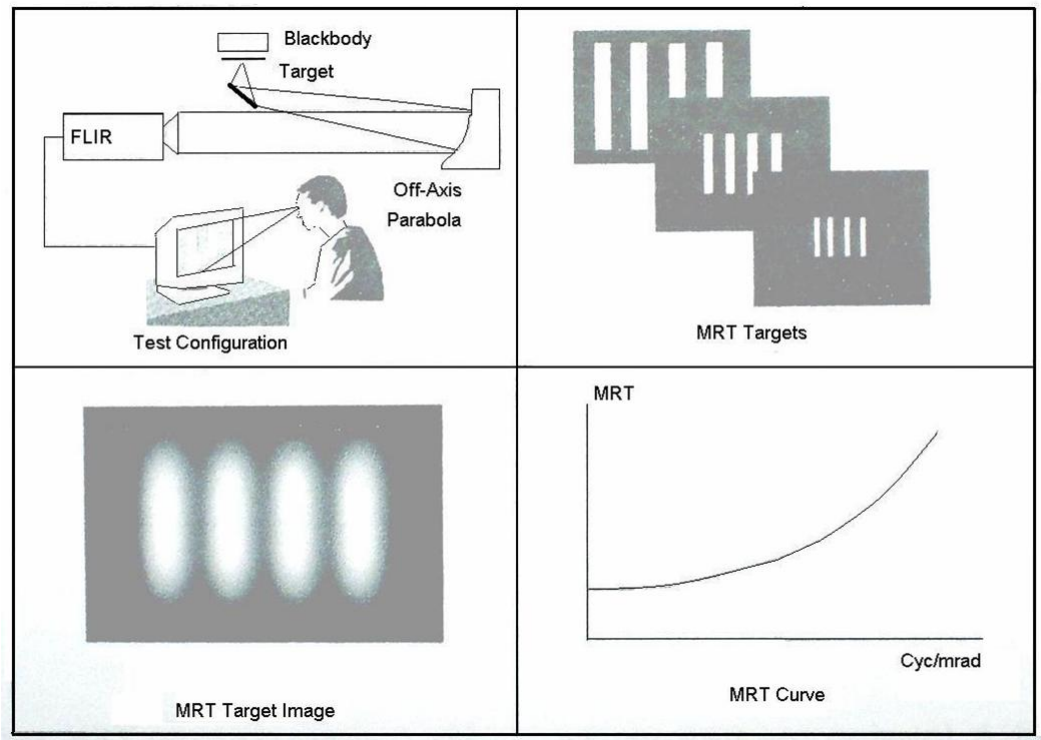


FIG. 4.4: Teste MRT (KRAPELS et al., 2002)

#### 4.6 O CRITÉRIO DE JOHNSON

Nos anos 50, JOHNSON (1958) no U. S. Army Engineer Research and Development Laboratories (Laboratório de Pesquisa e Desenvolvimento de Engenharia do Exército Americano), em Fort Belvoir, desenvolveu uma série de experimentos psicofísicos sobre percepção de intensificadores de imagem.

Os alvos de diferentes tamanhos e divididos em nove classes foram colocados em diferentes distâncias em solo amigo e foram vistos através de um intensificador de imagens por um grande número de observadores. Cada observador foi perguntado sobre o que era visto em cada imagem. A cada distância, um teste padrão de quatro barras era também incluído no experimento e o número mínimo de linhas captadas referente à dimensão mínima de cada alvo foi determinada. Depois de coletar um grande número de informações, JOHNSON (1958) analisou-os estatisticamente. Ele constatou uma forte correlação entre o quanto pôde ser relatado pelos observadores a respeito do alvo e o número mínimo de linhas captadas. A média sobre todas as classes de alvos também foi determinada. Assim, as médias dos valores obtidos (com uma probabilidade de 50% de o observador reconhecer o alvo) cruzadas com as respectivas informações fornecidas pelos observadores acerca da possibilidade de detecção, orientação, reconhecimento e identificação dos alvos constituem



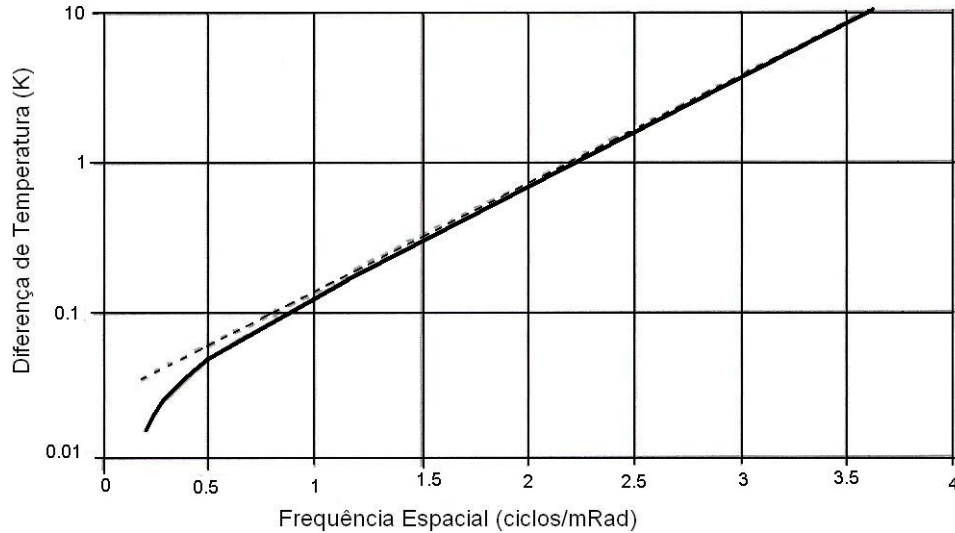


FIG. 4.5: Curva MRTD de um típico imageador térmico (RICHARDSON e KING, 2000)

o chamado "Critério de Johnson", cujos valores encontram-se tabelados na Seção 4.7.

Os valores tabelados do Critério de Johnson são essencialmente independentes do contraste de cena entre alvo e paisagem, já que as características do ambiente foram rigidamente mantidas durante o procedimento experimental. Constatou-se ainda que estudos similares utilizando outros tipos de alvos não foram capazes de contradizer os resultados originais de JOHNSON (1958).

#### 4.7 O MODELO DA DIFERENÇA DE TEMPERATURA ÚNICA

RICHARDSON e KING (2000) empregaram a técnica MRTD descrita anteriormente para gerar uma única diferença de temperatura para um Carro de Combate Principal. Para sintetizar a técnica, pode-se dizer que o alvo é considerado como composto de muitas áreas cada uma com uma temperatura e uma emissividade diferentes e que a potência total emissiva do alvo na faixa dos comprimentos de onda de interesse é dado por:

$$P_{Alvo} = \sum_i P_{Alvo}^i \quad (4.14)$$

$$\sum_i P_{Alvo}^i = \sum_i M_{Alvo}^i A_{Alvo}^i \quad (4.15)$$

Onde:

$M_{Alvo}^i = (\overline{F}(\lambda_2 T) - \overline{F}(\lambda_1 T))\sigma T^4 =$  Potência emissiva total por unidade de área do i-ésimo elemento

$A_{Alvo}^i =$  Área do i-ésimo elemento.

A paisagem imediatamente adjacente ao alvo é considerada composta de muitas áreas e sua potência total emissiva pode ser calculada da mesma forma. Entretanto, a condição que deve ser mantida nesses cálculos é que o somatório das áreas do alvo é igual ao somatório das áreas de paisagem adjacentes ao alvo:

$$A = \sum_i A_{Alvo}^i = \sum_j A_{Paisagem}^j \quad (4.16)$$

Assim, é possível escrever a diferença entre as potências emissivas totais do alvo e da paisagem:

$$\Delta P = P_{Alvo} - P_{Paisagem} \quad (4.17)$$

A diferença entre as potências emissivas pode ser usada para descrever a diferença de temperatura equivalente com relação ao laboratório, cuja temperatura considerada é de  $293K$  ( $20^\circ C$ ), de tal forma que:

$$\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_\lambda(293 + \Delta T, \epsilon = 1) d\lambda = \frac{P' + \Delta P}{A} \quad (4.18)$$

Onde:

$P' =$  Potência emissiva de um corpo negro de área  $A$  à temperatura de  $293 K$ .

A solução da equação integral acima fornece a diferença de temperatura que deve ser aplicada como valor de entrada nos cálculos para os critérios de detecção, reconhecimento e identificação (critério de Johnson<sup>14</sup>). A frequência espacial está relacionada ao critério de Johnson e à dimensão crítica (comprimento crítico) do alvo pela seguinte expressão:

$$K = \frac{NR}{H} \quad (4.19)$$

---

<sup>14</sup>Vide Tabela 4.1

Onde:

$K$  = frequência espacial associada ao afastamento entre as barras (ciclos/mRad)

$N$  = Número de ciclos para detecção, reconhecimento ou identificação

$R$  = Alcance do alvo (km)

$H$  = comprimento crítico do alvo (m).

A Tabela 4.1 mostra o critério de Johnson.

TAB. 4.1: O Critério de Johnson (RICHARDSON e KING, 2000)

Critério	Número de Ciclos (N)
Detecção	$1,0 \pm 0,25$
Reconhecimento	$4,0 \pm 0,8$
Identificação	$6,4 \pm 1,5$

A atmosfera, por sua vez, é modelada em termos de uma diferença de temperatura atenuada:

$$\Delta T_R = \Delta T_0 \exp(-\varphi R) \quad (4.20)$$

Onde:

$\varphi$  = Coeficiente de atenuação atmosférica.

A curva MRTD, quando representada num diagrama log x linear, pode ser aproximada num grande trecho por uma reta:

$$\log(\Delta T_R) = mK + n \quad (4.21)$$

Onde:

$m$  = Coeficiente angular da reta

$n$  = Coeficiente linear da reta.

Assim, é possível combinar as expressões fornecidas e escrever a seguinte fórmula:

$$R = \frac{H(\ln(\Delta T_0) + \ln(10)|n|)}{\ln(10)mN + \varphi H} \quad (4.22)$$

Onde o termo " $\ln(10)$ " refere-se à conversão entre logaritmo na base 10 e logaritmo natural.

A partir da análise fornecida até este ponto, torna-se possível calcular um único alcance de detecção, reconhecimento ou identificação para um objeto complexo, dados os parâmetros, condições físicas e as medidas das faces que compõem o objeto.

## 5 IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO POR RICHARDSON e COATH (2003)

Em outro artigo, RICHARDSON e COATH (2003)<sup>15</sup> se utilizam do modelo apresentado na seção 1.5 para realizar a sua verificação. A Figura 5.1 fornece os dados de entrada para os cálculos.

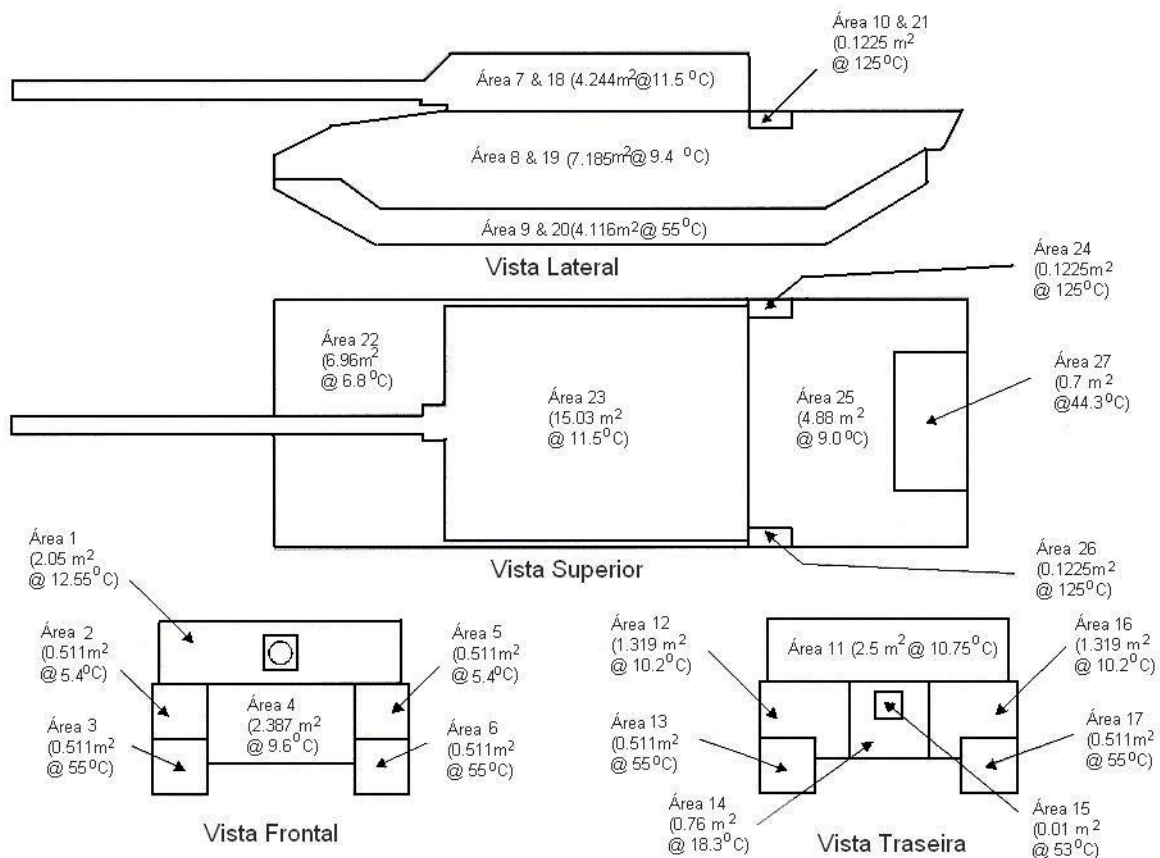


FIG. 5.1: Resultado da medição das temperaturas de cada face do Challenger II (RICHARDSON e COATH, 2003)

<sup>15</sup>Mark A. Richardson John A. Coath, Electro-Optics Group, Department of Aerospace, Power and Sensors, Cranfield University, Royal Military College of Science, Shrivenham, Swindon, Wilts. SN6 8LA, United Kingdom

## 5.1 MODELO DE EMISSIVIDADE DE CORPO NEGRO

### 5.1.1 VERIFICAÇÃO DO MODELO SIMPLES

Nesse estudo, o modelo simples foi verificado pelo autor e seu colaborador a partir de várias tentativas com veículos padronizados pintados com tintas cujas emissividades  $\epsilon$  são valores muito próximos à unidade. O ponto de partida foi o exame da temperatura radiométrica do alvo e do fundo. Isto foi realizado com um radiômetro calibrado para trabalhar na mesma faixa de comprimento de onda que o imageador térmico usado. Os resultados podem ser verificados na Tabela 5.1. Esses resultados revelam uma correspondência entre os valores calculados e medidos quando se consideram as incertezas associadas ao critério de JOHNSON (1958), apresentado na Tabela 4.1, página 51. Pode-se perceber claramente que os resultados obtidos são notadamente relevantes.

TAB. 5.1: Resultados da verificação do modelo simples (RICHARDSON e COATH, 2003)

	Alcance calculado (km)	Alcance medido (km)
Detecção	11,80	11,500±0,025
Reconhecimento	3,36	3,550±0,025
Identificação	2,14	2,250±0,025

## 5.2 EXTENSÃO DO MODELO PARA INCLUSÃO DE MATERIAIS DE BAIXA EMISSIVIDADE

Quando a emissividade do material da superfície do objeto é reduzida, isto significa que há um aumento considerável na reflexão da radiação incidente. Trata-se do resultado da Lei de Kirchhoff. Dessa forma, a energia proveniente do alvo é devida à emissão e à reflexão radiantes, tornando-se necessária a inclusão de uma componente de reflexão ao modelo. A Equação 5.2 mostra a nova fórmula da potência emissiva do alvo.

$$M_{Alvo}^i = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T_{Alvo}}) - 1]} d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1 - \epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T'_{Paisagem}}) - 1]} d\lambda \quad (5.1)$$

Ou:

$$M_{Alvo}^i = \epsilon_{\lambda,Alvo} \overline{F_{IR}}(T_{Alvo}) \sigma T_{Alvo}^4 + (1 - \epsilon_{\lambda,Alvo}) \overline{F_{IR}}(T'_{Paisagem}) \sigma T'_{Paisagem} \quad (5.2)$$

Onde:

$T'_{Paisagem}$  = Temperatura radiométrica da paisagem refletida (geralmente, o céu).

### 5.2.1 VERIFICAÇÃO DO MODELO ESTENDIDO

Numa tentativa de reprodução dos cálculos, uma série de experimentos foram conduzidos por RICHARDSON e COATH (2003) em alvos de emissividade conhecida. O alvo empregado foi um objeto quadrado de 14 milímetros que teve sua temperatura de superfície continuamente monitorada por um termopar. A paisagem imediatamente adjacente ao alvo também teve sua temperatura continuamente monitorada ( $T_{Paisagem}$ ), assim como o ambiente mais externo ( $T'_{Paisagem}$ ). A temperatura do alvo sofreu incrementos até tornar o objeto detectável por uma câmera térmica. A câmera térmica utilizada é um sistema menos poderoso do que aquele que foi utilizado anteriormente, na Seção 4.5, Figura 4.5. A Figura 5.2 mostra os pontos obtidos.

As temperaturas de contato do alvo, paisagem imediatamente adjacente ( $T_{Paisagem}$ ) e paisagem mais externa ("reflected background" -  $T'_{Paisagem}$ ) são os dados de entrada no modelo para que se possa obter a diferença de temperatura  $\Delta T$  descrita pela Equação 4.18. Esta diferença de temperatura obtida é, então, aferida de acordo com os pontos da Figura 5.2, obtendo-se um valor de frequência que permite o cálculo do alcance experimental para vários valores de emissividade do alvo. Os valores de alcance experimental são, então, comparados ao alcance do laboratório de 4,8 metros, para esta experiência (calculado pelo modelo a partir da curva da Figura 4.5). Mais uma vez, foram obtidos resultados experimentais relevantes quando comparados aos valores calculados a partir da curva da Figura 4.5, como mostra a Tabela 5.2.

A gama de resultados favoráveis revela a possibilidade de aplicação do modelo estendido ao problema de redução de assinatura IR de alvos militares pela modificação da estrutura das superfícies emissivas, com um desempenho razoável dentro das expectativas de predição das condições de combate.

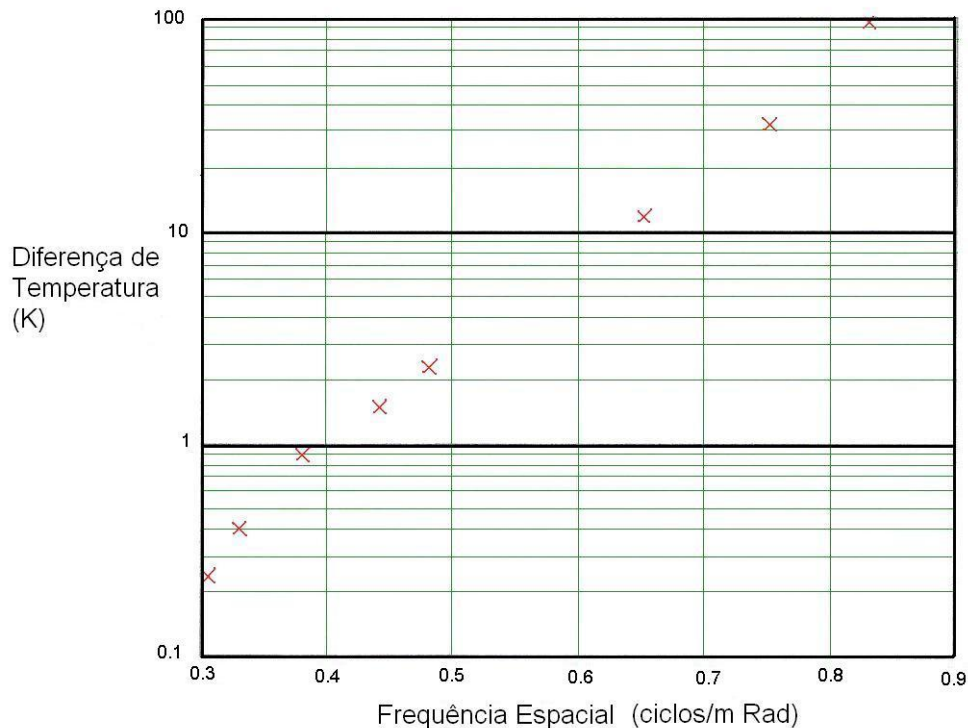


FIG. 5.2: Curva MRTD do imageador situado no Laboratório (RICHARDSON e COATH, 2003)

### 5.3 CONCLUSÕES SOBRE O ESTUDO DE RICHARDSON E COATH (2003)

Um modelo simples de diferença de temperatura baseado na curva MRTD foi desenvolvido e verificado a partir do exame de dados experimentais.

RICHARDSON e COATH (2003) geraram dados de diferença de temperatura ( $\Delta T$ ) para o carro de combate principal em estudo, antes e depois de vários tratamentos superficiais (tintas) que possibilitaram a variação de emissividade superficial, numa ampla gama de valores. Os dados foram utilizados no modelo simples e no modelo estendido, possibilitando-se a obtenção de valores de alcance, captados por um típico sistema de imageamento térmico, da viatura em um terreno a uma temperatura ambiente média dos países europeus nórdicos (algo em torno de 253 K).

RICHARDSON e COATH (2003) pôde constatar que os resultados de seus cálculos demonstraram uma significativa redução (>50%) na capacidade de detecção pela aplicação de várias tintas com emissividades inferiores àquela padrão do carro. Mostrou também que, normalmente, uma tinta com valores de emissividade entre 0,4 e 0,75 oferece uma redução substancial na capacidade de detecção do alvo, de modo que a escolha de um único valor de emissividade é um compromisso entre mais de um parâmetro do alvo, que



TAB. 5.2: Resultados da verificação do modelo estendido (RICHARDSON e COATH, 2003)

Emissividade do Alvo	Temperatura de contato do alvo ( $^{\circ}C$ )	Temperatura de contato da paisagem imediatamente adjacente( $^{\circ}C$ )	Diferença de temperatura do modelo	Alcance de detecção calculado(km)	Erro (comparado ao alcance do laboratório de 4.8 m)
1,00	21,5	20,9	0,61	5,0	4%
0,82	23,0	21,8	0,59	4,9	2%
0,42	24,1	20,8	0,62	5,0	4%
0,13	39,1	21,8	0,51	4,8	0%

pode afetar a detectabilidade necessária.

Daquele estudo observou-se que, para se escolher o melhor revestimento (tinta) aplicável, deve-se levar em consideração um valor de emissividade alto o suficiente que possibilite um contraste de cena baixo, mas que, ao mesmo tempo, seja baixo o suficiente para que o valor do alcance de detectabilidade não sofra um aumento drástico, já que esse valor do alcance representa o limite acima do qual um carro poderá trafegar livre de ter sua imagem capturada.

## 6 METODOLOGIA

Conforme foi dito na Seção 1.4, a proposta deste estudo é modelar e simular o fenômeno da assinatura térmica de veículos militares utilizando a ferramenta computacional MATLAB. Aqui resgata-se o modelo de Richardson - tanto na sua forma simples como estendida - e utiliza-se temperaturas condizentes com o clima do Brasil aplicadas numa viatura do Exército Brasileiro.

Com a finalidade de aproximar a simulação à realidade, viabilizando futuras validações experimentais, decidiu-se utilizar os dados sobre temperatura e geometria de uma viatura de combate Leopard 1 A 1 em manutenção pela Organização Militar (OM) Parque Regional de Manutenção da 1ª Região Militar<sup>16</sup> (PqRMnt/1), situada em Magalhães

---

<sup>16</sup>A história do PqRMnt/1 tem início quando a participação do Brasil na Segunda Guerra evidenciou a necessidade de modernização da Força Terrestre. Foi então que surgiu o Plano de Reorganização do Exército, baseado num acordo firmado entre os governos brasileiro e americano, que prescreveu a criação, no Brasil, de uma réplica de um Parque de Manutenção do Exército dos Estados Unidos. Assim, em 16 de junho de 1944, durante a gestão do Gen Eurico Gaspar Dutra como Ministro da Guerra, foi fundado o Parque Central de Motomecanização (PqCMM), que inicialmente funcionou no Palácio da Guerra, atual Palácio Duque de Caxias.

Somente a partir de 2 de janeiro de 1945 é que o PqCMM passou a ocupar uma área com, aproximadamente, 196.000 m<sup>2</sup>, em Magalhães Bastos, zona Oeste do Rio de Janeiro, constituindo-se no primeiro Parque de Manutenção do Exército Brasileiro. Segundo o seu Regulamento Geral, o PqCMM realizaria a recuperação do material de motomecanização, as reparações de veículos, conjuntos e subconjuntos que, por sua complexidade, escapassem às atribuições dos escalões inferiores e a fabricação de peças isoladas ou conjuntos elementares que, a juízo da extinta Diretoria de Motomecanização, fossem considerados essenciais às condições econômicas da manutenção; eventualmente, poderia ainda efetuar estudos de tipos e transformações de material, fabricação de protótipos e estudos de produção e montagem, de acordo com as diretivas emanadas da Diretoria de Motomecanização.

A envergadura de suas atividades era de tal monta que o PqCMM influenciou decisivamente na criação, em 1946, do Curso de Engenharia Mecânica e Automóveis, na então Escola Técnica do Exército, atual Instituto Militar de Engenharia, nascedouro de muitos engenheiros que prestaram e continuam prestando serviços à nossa singular unidade de manutenção.

É importante salientar que o PqCMM foi um dos agentes pioneiros da motomecanização no País e contribuiu, assim, para a capacitação, que possibilitou a implantação de nossa indústria automobilística.

Sentindo a necessidade de reestruturar o seu sistema de manutenção, o Exército extinguiu, criou e transformou organizações integrantes de tal sistema.

Em conseqüência, o Parque expandiu, progressivamente, sua esfera de atuação, capacitando-se, também, na recuperação e/ou fabricação de materiais nas áreas de Artilharia Antiaérea, Intendência, Comunicações, Engenharia e Saúde.

Bastos, na cidade do Rio de Janeiro. Para obtenção destes dados, após autorização do Comandante da OM, fez-se medições no local com o apoio do pessoal da equipe da Seção de Manutenção de Blindados (Seç Mnt Bld) e da equipe da Seção de Manutenção de material de Comunicações (Seç Mnt Com)<sup>17</sup>.

Os dados foram coletados nos meses de março, abril e início de maio de 2007 e se encontram no Apêndice B. Para as medições, foi utilizado o termômetro infravermelho modelo *MT – 350*, da *Minipa*, cuja faixa de utilização é de  $-30^{\circ}C$  a  $550^{\circ}C$ , com precisão de  $\pm 2^{\circ}C$  (de  $-30^{\circ}C$  a  $100^{\circ}C$ ) ou  $\pm 2\%$  (de  $101^{\circ}C$  a  $550^{\circ}C$ ), raio de visão de 0,1 metro de diâmetro e alcance de até 1 metro de distância.

A seguir, numa outra etapa, foi adotada uma curva característica real para uma análise mais criteriosa dos dados coletados.

Finalmente, introduziu-se os fatores de forma das superfícies do blindado nos cálculos.

## 6.1 MODELAGEM PARA A VIATURA LEOPARD 1A1

A viatura de combate, a exemplo do que foi executado com a viatura Challenger por RICHARDSON e KING (2000) foi dividida em várias áreas e tomada a média das temperaturas em cada uma dessas áreas para cada situação meteorológica da paisagem. A Figura 6.1 mostra o esquema que fornece os dados geométricos de entrada do método para o Leopard. Para o cálculo da medida de cada área em cada vista considerada, foram utilizados dados de manual da viatura (Apêndice C) conforme a Figura 6.2. Os dados de temperatura podem ser visualizados no Apêndice B - Procedimento Experimental.

Conforme foi dito anteriormente, o modelo desenvolvido por RICHARDSON e KING

---

A partir de 1° de janeiro de 1989, o PqCMM foi transformado no PqRMnt/1, continuando, entretanto, com as mesmas missões definidas à época de sua criação.

Somente em 1992 é que foi formalmente definida a missão do PqRMnt/1: prover o apoio da manutenção de 4° Escalão na área da 1ª RM e de 3° Escalão às OM não apoiadas por BLog, sediadas ou em trânsito no território da 1ª RM, mantendo todos os tipos de materiais empregados pelo Exército.

No final da década de 90, o PqRMnt/1 recebeu a missão de realizar o recebimento técnico dos Carros de Combate Leopard 1A1, de fabricação alemã e adquiridos do Exército Belga, além de prestar o apoio em manutenção de 3° e 4° escalões às unidades dotadas com esse material, no âmbito da 1ª RM.

Recentemente, o PqRMnt/1 recebeu da Diretoria de Manutenção a missão de gerenciar, tecnicamente, no âmbito de todo o Exército Brasileiro, os projetos de manutenção de viaturas sobre rodas, das viaturas da família Leopard e do material de Artilharia Antiaérea de dotação da Força Terrestre. Foi-lhe atribuído, ainda, o encargo de certificação de qualidade dos Batalhões Logísticos da 1ª RM.

<sup>17</sup>As Seções de Manutenção de Blindados e de manutenção de Material de Comunicações são integrantes da Divisão de Produção do PqRMnt/1

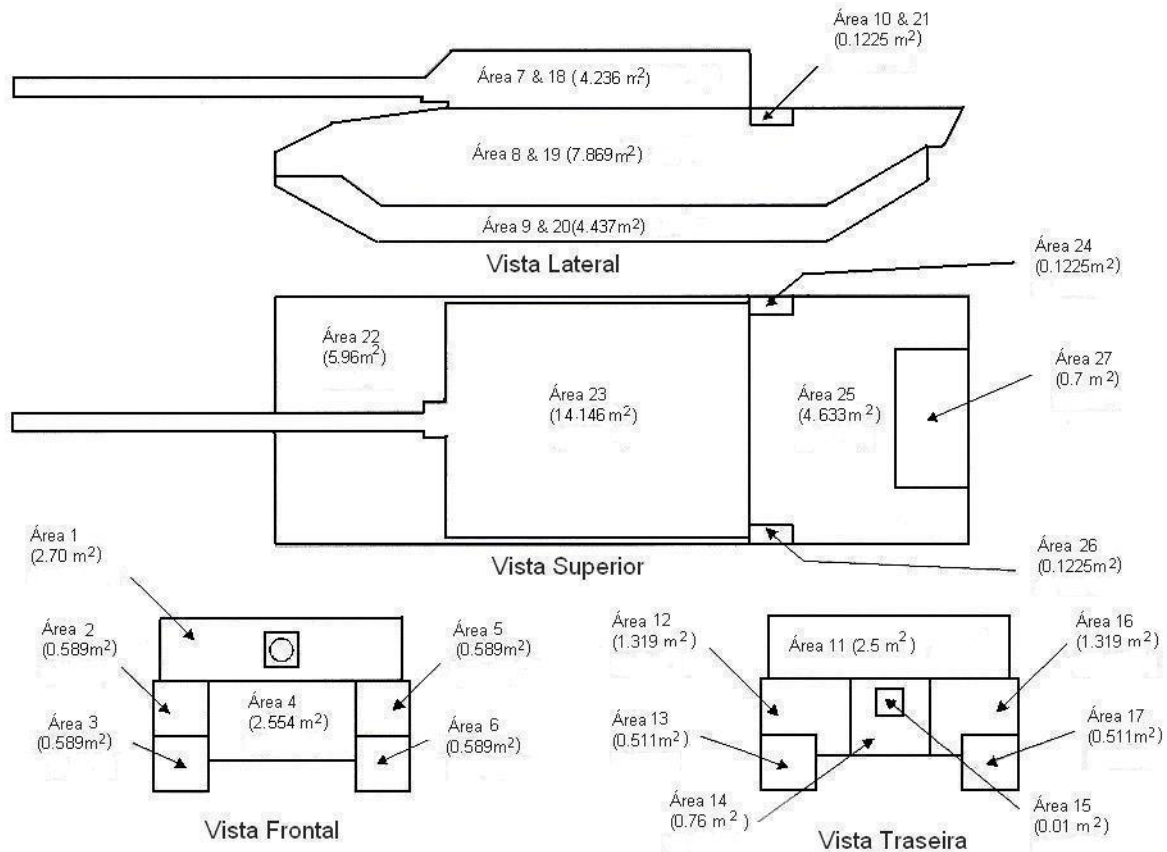


FIG. 6.1: Esquema das vistas e divisões de áreas de cada uma das faces do Leopard

(2000) pode ser usado para prever a diminuição na capacidade de detecção, reconhecimento ou identificação de um veículo, quando são usados meios de redução de sua assinatura térmica, bem como para identificar as áreas de um carro de combate que requerem melhor tratamento de suas assinaturas térmicas.

As premissas básicas para o estudo de caso do Leopard são as mesmas utilizadas na modelagem com o Challenger II. Primeiramente, é proposto um modelo que não prevê as reflexões possíveis entre os meios considerados. Nesta simulação, apenas são consideradas a radiação emitida pelo objeto e a emitida pelo ambiente ("background"), as quais compõem, respectivamente, a potência emissiva do alvo e a potência emissiva da paisagem. Este modelo se apresenta condizente quando são empregados materiais com comportamento próximo ao de um corpo negro, ou seja, que tendem a absorver toda a radiação incidente, cuja emissividade é próxima à unidade, e de forma que a reflexão é mínima.

Na sequência, são considerados os efeitos de reflexão, propiciando o tratamento das diversas faixas de emissividade dos materiais e meios que podem compor o presente estudo de situação. É feito então o balanço energético da troca radiante entre as superfícies.

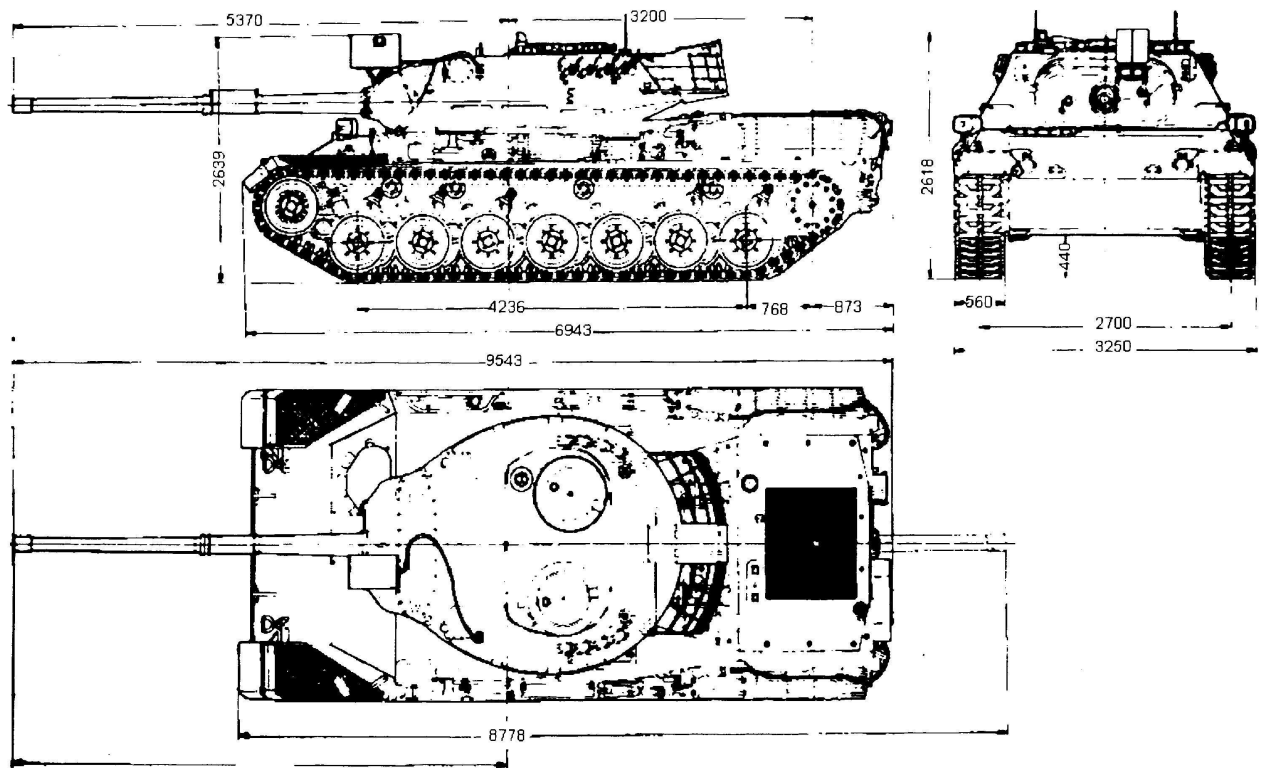


FIG. 6.2: Croqui da geometria externa da viatura Leopard 1 A1 (Manual do Carro de Combate Leopard 1A1)

Assim, especificamente neste caso, em que ainda não se consideram os efeitos de forma geométrica, devem ser feitas algumas considerações.

A radiação IR **do ambiente** a ser computada no experimento é obtida pela componente de emissão, que é função da temperatura ambiente, da componente de reflexão oriunda do alvo e da componente de reflexão do ambiente mais externo, que pode-se chamar de componente de reflexão do céu. Note-se, porém, que a radiação IR **do alvo** computada no experimento é obtida por uma componente de emissão, que se compõe de uma combinação da parte da radiação solar incidente que é absorvida e da geração própria de calor pelo objeto - o que determina as diferentes temperaturas em cada área do alvo - e pela componente de reflexão da energia proveniente do meio de reflexão, ou seja, tipicamente do céu ("reflected background"). Neste último caso (componente de reflexão da radiação do alvo), fica desconsiderada a reflexão pelo alvo da energia proveniente do meio imediatamente adjacente ao objeto/alvo ("background"). Essas suposições estão

compatíveis com os resultados encontrados no estudo de RICHARDSON e KING (2000).

### 6.1.1 EFEITOS DA REFLEXÃO DO AMBIENTE MAIS EXTERNO

Segundo RICHARDSON e KING (2000), e conforme pode ser facilmente constatado, o contraste na cena infravermelha sofre variações ao longo do dia, das condições meteorológicas e da atividade do carro de combate. Uma das variações mais consideráveis é a produzida pelas nuvens, que, ausentes, proporcionam um céu nitidamente azul ou, presentes em quantidade, revelam um céu extremamente carregado, densamente nublado. No Parque Regional de Manutenção, estas variações podem produzir diferenças de temperaturas no ambiente de 38° Celsius no verão durante um dia ensolarado, para 31° Celsius também no verão durante um dia nublado, sendo ambas as temperaturas medidas em horários próximos ao meio-dia.

RICHARDSON e KING (2000) concluíram em seu estudo que uma redução considerável (maior do que 50%) pode ser obtida por uma única alteração na emissividade superficial de todas as faces, mas a emissividade ótima difere significativamente entre a situação meteorológica de céu azul e de céu nublado. Ao se adotar um valor de emissividade ótimo para um dos casos compromete-se severamente o outro.

Assim, devem ser consideradas diferentes situações meteorológicas no estudo de radiação térmica de um blindado.

De volta à problemática da troca radiante entre o alvo, o ambiente próximo e o ambiente mais externo, o problema físico pode ser descrito pelas seguintes equações:

$$M_{Alvo}^i = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T_{Alvo}}) - 1]} d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1 - \epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T'_{Paisagem}}) - 1]} d\lambda \quad (6.1)$$

E:

$$M_{Paisagem}^i = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T_{Paisagem}}) - 1]} d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1 - \epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T_{Alvo}}) - 1]} d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1 - \epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T'_{Paisagem}}) - 1]} d\lambda \quad (6.2)$$

Onde, conforme já mencionado:

$T_{Paisagem}$  = Temperatura da paisagem imediatamente adjacente

$T'_{Paisagem}$  = Temperatura da paisagem refletida (geralmente, o céu).

Ao contrário do que intuitivamente possa sugerir, a equação que descreve a potência emissiva do alvo é dada pelas Equações 5.1 (igual à Eq. 6.1) e 5.2, descritas na página 55, e não por:

$$M_{Alvo}^i = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T_{Alvo}}) - 1]} d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1 - \epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T'_{Paisagem}}) - 1]} d\lambda + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1 - \epsilon_{\lambda, Alvo} c_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{c_2}{\lambda T_{Paisagem}}) - 1]} d\lambda$$

(6.3)

Estes aspectos foram levados em conta no programa MATLAB e consolidados por meio das seguintes instruções:

```
M_i_target = E * M_i + (1-E) * M_linha_background;% a reflexao da paisagem  
próxima é desprezível -> M_background
```

Ao invés de:

```
M_i_target = E * M_i + (1-E) * (M_linha_background + M_background);
```

Já as expressões para potência emissiva do ambiente e potências emissivas totais do alvo e do ambiente equivalem às seguintes instruções no programa em MATLAB (Apêndice D):

```
M_i_background = E * M_background + (1-E) * (M_i + M_linha_background);
```

```
P_target = M_i_target * A_i % potencia emissiva total do alvo no espectro  
do infra-vermelho
```

```
P_background = M_i_background * A_i % potencia emissiva total da paisagem  
no espectro do infra-vermelho
```

Pelo que foi mencionado no Capítulo 3, referente ao estudo das equações de radiação térmica, as energias radiantes em jogo podem ser observadas como uma diferença aparente da temperatura entre o objeto e seus arredores. Numa primeira aproximação, não serão consideradas, neste procedimento, a reflexão entre as superfícies de diferentes formas participantes no processo (fatores de forma). Algumas hipóteses (premissas) devem ser estabelecidas. As propriedades radiantes são uniformes e independentes de direção. As temperaturas são prescritas em cada região (área). As superfícies (meios) são refletores e emissores difusos, ou seja, cujas emissividades e refletividades são independentes da direção. E, finalmente, as superfícies (áreas) consideradas são todas opacas, isto é, não transmitem, apenas refletem ou absorvem energia.

O programa confeccionado na linguagem do software MATLAB, para cada situação meteorológica, recebe as temperaturas de cada área em cada face e as manipula para produzir uma diferença de temperatura equivalente ( $\Delta T$ ) que comparada a uma temperatura de referência - que no caso é de 20° Centígrados - e, sujeita a uma atenuação energética provocada pela atmosfera, produz uma resposta de detecção na câmera. Neste estudo, optou-se por trabalhar apenas com o parâmetro detecção por ser o mais restritivo, já que ele sujeita as frentes de combate amigas a um primeiro risco que não poderá ser negligenciado.

Os valores do coeficiente de atenuação atmosférica variam de 0,2 (caso de céu azul e ensolarado) a 1 (dia nublado). Para um dia parcialmente nublado, é adotado o valor intermediário de 0,6. Para a noite é arbitrado o valor de 0,4, já que durante o procedimento experimental noturno as condições atmosféricas oscilavam entre céu parcialmente nublado e azul, limpo ou enluarado.

A resposta obtida é expressa por meio de vetores de números alocados numa matriz celular, os quais representam a diferença de temperatura em Kelvin, o alcance em quilômetros (ou seja, a distância de alcance a partir do sistema de imageamento inimigo que representa o raio de visada para seu sistema de armas), e o contraste adimensional produzido na paisagem pelo blindado naquela situação meteorológica. Então, num contexto de assinatura térmica, fica claro que o objetivo é que se consiga minimizar o contraste do alvo e os respectivos alcances.

No caso de introdução do fator de forma, o esquema de troca radiante já se apresenta um pouco mais complexo. Da mesma forma das hipóteses anteriores, considera-se para cada face uma troca radiante diferente e que produzirá, para cada situação meteorológica, uma emissividade ótima, ideal, obtida pelo balanço do menor contraste com o menor alcance.



Numa primeira abordagem, pode-se considerar a face como uma placa infinita e de largura  $L$  (comprimento crítico da face), a paisagem próxima como o meio de troca a uma temperatura nula e o meio de reflexão mais externo como uma placa também infinita e de largura  $L$ . Assim, o problema se resume ao de troca radiante entre placas paralelas de diferentes temperaturas, porém de temperaturas muito próximas (o que torna possível a solução do problema pela resolução de uma equação de Fredholm do segundo tipo). Uma vez escritas as equações e resolvido o problema da radiosidade adimensional para o alvo, a metodologia de aplicação é a mesma dos casos anteriores (realizados sem considerar o fator de forma geométrico) e os resultados são obtidos de forma semelhante. A Figura 6.3 mostra fisicamente a situação apresentada.

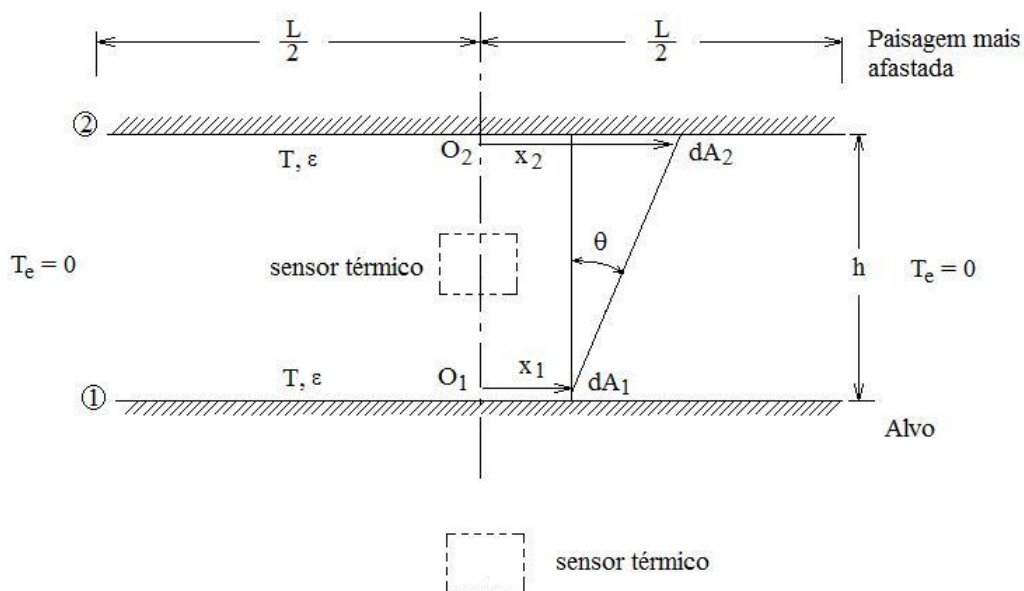


FIG. 6.3: Esquema da troca radiante com a introdução do fator de forma entre uma das faces do blindado e o ambiente de reflexão

Os dois próximos Capítulos descrevem como este tratamento poderia ser implementado.

A curva característica da câmera, utilizada para produzir os casos mencionados, é a mesma utilizada no Estudo de RICHARDSON e KING (2000), Figura 4.5 da Seção 4.5. Propõe-se ainda, neste trabalho, a produção de resultados modificando-se a curva característica da câmera fornecida, e mantendo-se as mesmas condições meteorológicas de entrada, para o mesmo carro de combate Leopard 1 A1. A nova curva característica

é obtida por um método de ajuste de curva aplicado a cinco pontos (x,y) fornecidos pela empresa *Elbit*. Da mesma forma que na curva anteriormente utilizada, a coordenada "x" (ou eixo das abscissas da curva de ajuste) se refere à frequência espacial e a coordenada "y" dos pontos (eixo das ordenadas da curva de ajuste) se refere à diferença de temperatura ( $\Delta T$ ). O método utilizado para ajuste dos pontos é o dos Mínimos Quadrados Ordinários, conforme Apêndice E. Os pontos estão alocados na figura 6.4. A curva originalmente utilizada é a reta em preto, cujos coeficientes angular(m) e linear(n) obtidos são ainda expressos na Figura 6.4. Já a curva obtida pelo ajuste dos pontos fornecidos posteriormente é a parábola em azul, e cujos coeficientes também aparecem na Figura 6.4.

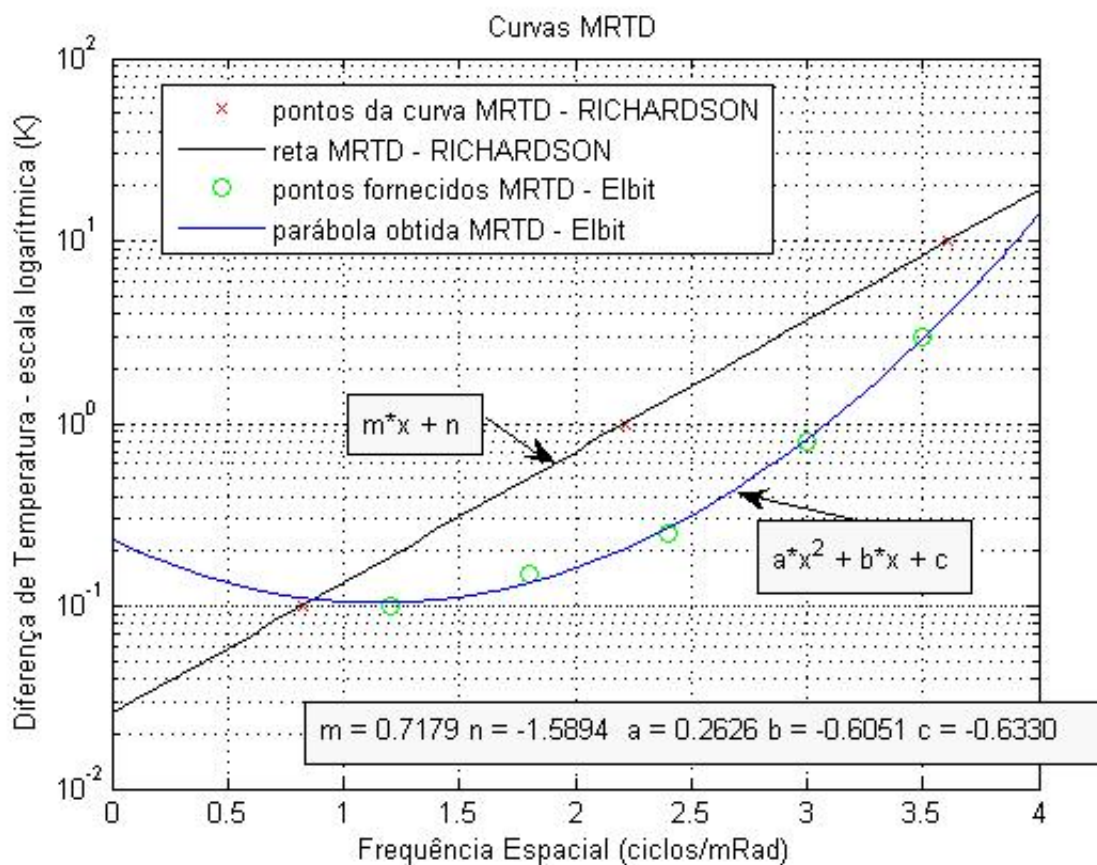


FIG. 6.4: Curvas MRTD características das câmeras utilizadas

No caso da curva característica da câmera de forma parabólica, da mesma maneira que na Seção 4.7, é realizado o mesmo desenvolvimento, com a divisão do blindado em superfícies isotérmicas, de acordo com o modelo de Richardson e obtém-se a mesma Equação 4.18, equação integral cuja variável é  $\Delta T$ . A solução da referida equação integral fornece a diferença de temperatura que deve ser aplicada como valor de entrada nos cálculos para

os critérios de detecção, reconhecimento e identificação (critério de Johnson<sup>18</sup>). Ainda da mesma forma anteriormente empregada no caso da curva característica reta, a frequência espacial está relacionada ao critério de Johnson e à dimensão crítica (comprimento crítico) do alvo dada pela Equação 4.19. A atmosfera, por sua vez, é modelada em termos de uma diferença de temperatura atenuada:

$$\Delta T_R = \Delta T_0 \exp(-\varphi R) \quad (6.4)$$

Onde:

$\varphi$  = Coeficiente de atenuação atmosférica.

A curva MRTD, quando representada num diagrama log x linear, e não se aplicando a aproximação por uma reta, pode ser expressa por:

$$\log(\Delta T_R) = aK^2 + bK + c \quad (6.5)$$

Onde:

$a, b, c$  = Coeficientes da parábola dos termos de maior para o menor grau, respectivamente.

Assim, é possível combinar as expressões fornecidas do que resulta a seguinte equação em função do alcance  $R$ :

$$aN^2 \ln(10)R^2 + (bHN \ln(10) + H^2\varphi)R + H^2(c \ln(10) - \ln(\Delta T_0)) = 0 \quad (6.6)$$

Onde, da mesma forma que no caso anterior, o termo " $\ln(10)$ " refere-se à conversão entre logaritmo na base 10 e logaritmo natural.

Agora, com as características técnicas reais do equipamento de imageamento térmico, isto é, dados técnicos reais de um fabricante ao invés de um segmento de reta representando a curva do sensor, torna-se possível calcular um único alcance de detecção para o blindado em estudo, dados os parâmetros, condições físicas e as medidas das faces que compõem o objeto, e obtendo-se, assim, respostas dotadas de verossimilhança, mais fidedignas. No

---

<sup>18</sup>Vide Tabela 4.1

Apêndice D podem ser observadas as equações envolvidas no estudo do caso da curva de forma parabólica.

Finalmente, a emissividade é o parâmetro que se deseja obter pela minimização das variáveis contraste do alvo e alcance para fins de comparação entre os resultados obtidos nas diferentes situações, condições meteorológicas, para diferentes blindados (porém, neste estudo somente Leopard e Challenger) e de acordo com a curva de utilização MRTD da câmera (aproximada - reta - ou real - parábola). Pretende-se obter um valor de emissividade ótimo para o Leopard 1A1 em operação em condições de combate brasileiras. O valor obtido indica uma propriedade característica de uma tinta ou cobertura que adequadamente aplicada será relevante para a diminuição da assinatura térmica da viatura de combate. Os resultados permitirão concluir acerca de procedimentos e sugestões para diminuição da detectabilidade.

Futuramente, o valor ótimo de emissividade obtido possibilitará auferir - o que já está além do escopo deste trabalho - qual o melhor revestimento a ser aplicado no veículo em estudo, conferindo-lhe a proteção almejada contra ataques inimigos.

## 7 O FATOR DE FORMA

Uma troca radiante é afetada pela orientação geométrica das superfícies envolvidas em relação umas às outras. Para melhor estudar esta interação ambiental, criou-se o chamado "fator de forma" capaz de descrever matematicamente os efeitos do arranjo geométrico na troca radiante entre duas superfícies.

### 7.1 FATOR DE FORMA DIFUSO

A figura abaixo considera elementos infinitesimais de duas superfícies que se compõem de materiais, por hipótese, emissores e refletores difusos.

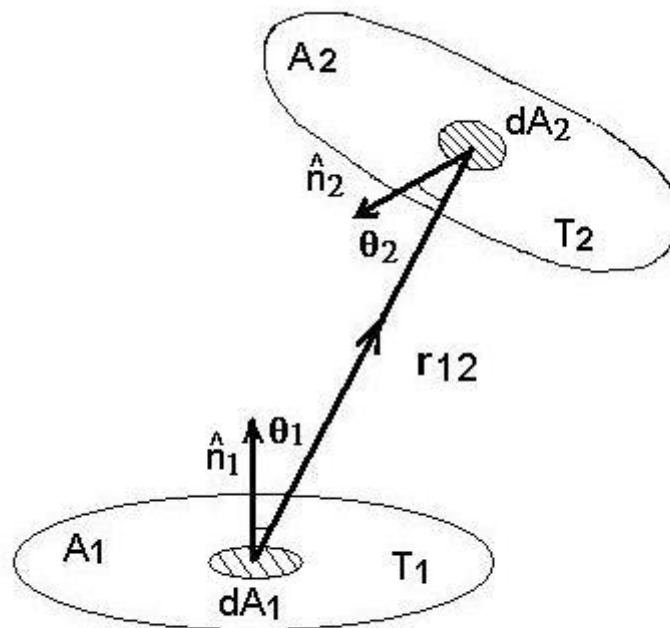


FIG. 7.1: Coordenadas para a definição do fator de forma difuso

De acordo com a figura 7.1 verifica-se como é modelada a troca radiante entre duas superfícies com diferentes orientações espaciais. A quantidade de energia radiante que deixa a primeira superfície e atinge a segunda diretamente, por unidade de tempo e em determinado comprimento de onda (ou frequência espectral) é dada por:

Como:

$$I_\nu = \frac{dE_\nu}{dA \cos\theta d\Omega d\nu dt} \quad (7.1)$$

$$dq_1 = dA_1 I_1 \cos\theta_1 d\Omega_{12} \quad (7.2)$$

Onde:

$d\Omega_{12}$  = Ângulo sólido sob o qual um observador em  $dA_1$  enxerga  $dA_2$ , ou seja, é a área  $dA_2$  projetada dividida pelo quadrado da distância entre os elementos de área

$$d\Omega_{12} = \frac{dA_2 \cos\theta_2}{r^2} \quad (7.3)$$

Logo:

$$dq_1 = dA_1 I_1 \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2 dA_2}{r^2} \quad (7.4)$$

Já a energia que deixa  $dA_1$  em todas as direções do espectro hemisférico é dada por:

$$q_1 = dA_1 \int_{\phi=0}^{2\pi} \int_{\theta_1=0}^{\pi/2} I_1 \cos\theta_1 \sin\theta_1 d\theta_1 d\phi \quad (7.5)$$

Assim:

$$q_1 = \pi I_1 dA_1 \quad (7.6)$$

O fator de forma difuso entre dois elementos de superfície é então definido como sendo a relação entre a energia que sai de  $dA_1$  e atinge  $dA_2$  diretamente (Equação 7.4), e a energia que deixa  $dA_1$  em todas as direções do espaço hemisférico (Equação 7.6):

$$dF_{dA_1-dA_2} = \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2 dA_2}{\pi r^2} \quad (7.7)$$

Onde:

$dF_{dA_1-dA_2}$  = Fator de forma difuso entre  $dA_1$  e  $dA_2$

Analogamente, pode-se escrever:

$$dF_{dA_2-dA_1} = \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2 dA_1}{\pi r^2} \quad (7.8)$$

Onde:

$dF_{dA_2-dA_1}$  = Fator de forma difuso entre  $dA_2$  e  $dA_1$

Das Equações 7.7 e 7.8, depreende-se a relação de reciprocidade:

$$dA_1 dF_{dA_1-dA_2} = dA_2 dF_{dA_2-dA_1} \quad (7.9)$$

## 7.2 FATOR DE FORMA DIFUSO ENTRE UM ELEMENTO DE SUPERFÍCIE $DA_1$ E UMA SUPERFÍCIE FINITA $A_2$

O fator de forma difuso entre um elemento de superfície  $dA_1$  e uma superfície finita  $A_2$  é a fração da energia radiante deixando o elemento de superfície  $dA_1$  em todas as direções do espaço hemisférico que atinge diretamente a superfície  $A_2$ . Assim:

$$F_{dA_1-A_2} = \int_{A_2} dF_{dA_1-A_2} = \int_{A_2} \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2}{\pi r^2} dA_2 \quad (7.10)$$

Onde:

$F_{dA_1-A_2}$  = Fator de forma difuso entre  $dA_1$  e  $A_2$

Por outro lado, o fator de forma difuso entre uma superfície finita  $A_2$  e um elemento de superfície  $dA_1$  é a fração da energia radiante deixando a superfície  $A_2$  em todas as direções do espaço hemisférico que atinge diretamente o elemento de superfície  $dA_1$ . Da definição de fator de forma tem-se:

$$F_{A_2-dA_1} = \frac{\int_{A_2} \left( \frac{I_2 \cos\theta_1 \cos\theta_2 dA_1}{r^2} \right) dA_2}{\int_{A_2} \left( \int_{\phi=0}^{2\pi} \int_{\theta_2=0}^{\pi/2} I_2 \cos\theta_2 \sin\theta_2 d\theta_2 d\phi \right) dA_2} \quad (7.11)$$

Ou:

$$F_{A_2-dA_1} = \frac{dA_1}{A_2} \int_{A_2} \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2}{\pi r^2} dA_2 \quad (7.12)$$

Do que decorre:

$$dA_1 dF_{dA_1-A_2} = A_2 F_{A_2-dA_1} \quad (7.13)$$

### 7.3 FATOR DE FORMA DIFUSO ENTRE DUAS SUPERFÍCIES FINITAS $A_1$ E $A_2$

De acordo com o mesmo raciocínio da Seção anterior, o fator de forma difuso entre duas superfícies finitas  $A_1$  e  $A_2$  é dado pela fração entre a energia radiante deixando a superfície  $A_1$  que atinge  $A_2$  diretamente e a energia radiante deixando a superfície  $A_1$  em todas as direções do espaço hemisférico.

Logo:

$$F_{A_1-A_2} = \frac{1}{A_1} \int_{A_1} \int_{A_2} \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2}{\pi r^2} dA_2 dA_1 \quad (7.14)$$

$$F_{A_2-A_1} = \frac{1}{A_2} \int_{A_1} \int_{A_2} \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2}{\pi r^2} dA_2 dA_1 \quad (7.15)$$

E, igualmente, existe uma relação de reciprocidade:

$$A_1 F_{A_1-A_2} = A_2 F_{A_2-A_1} \quad (7.16)$$



#### 7.4 PROPRIEDADES DOS FATORES DE FORMA DIFUSOS PARA UM INVÓLUCRO

A mesma relação de reciprocidade é válida para superfícies isotérmicas, emisso-  
ras/refletoras difusas e, cada uma, com área finita " $A_i$ ", onde  $i = 1, 2, 3, \dots, N$ .

A relação de reciprocidade entre quaisquer duas superfícies,  $A_i$  e  $A_j$  do invólucro é:

$$A_i F_{A_i-A_j} = A_j F_{A_j-A_i} \quad (7.17)$$

Ou, de forma compacta:

$$A_i F_{i-j} = A_j F_{j-i} \quad (7.18)$$

E, além disso, os fatores de forma para um invólucro obedecem:

$$\sum_{k=1}^N F_{i-k} = 1 \quad (7.19)$$

É importante observar que, se a superfície considerada for plana ou convexa:  $F_{ii} = 0$ , ou seja, nenhuma parcela da radiação deixando a superfície atinge ela mesma. Se a superfície for côncava,  $F_{ii} \neq 0$ , ou parte da radiação que deixa a superfície atinge ela mesma.

## 8 TROCA RADIANTE EM UM INVÓLUCRO

Já foi visto que uma troca radiante é afetada pela orientação geométrica das superfícies envolvidas em relação umas às outras por meio do estudo do chamado "fator de forma", capaz de descrever matematicamente os efeitos do arranjo geométrico na troca radiante entre duas superfícies. A partir de agora, passa-se a examinar a troca radiante entre as superfícies de um invólucro que contém um meio não participante, ou seja, que não emite, absorve ou espalha radiação, não manifestando nenhum efeito sobre a radiação que o atravessa.

Note-se, entretanto, que no presente estudo os efeitos do meio já estão inseridos no método de Richardson, como por exemplo, na expressão da atenuação atmosférica e na consideração de que o ambiente compõe uma superfície a mais no invólucro.

Define-se invólucro como uma região completamente cercada por um conjunto de superfícies caracterizadas por suas propriedades radiantes e temperaturas (ou fluxo de calor), de forma que se consiga contabilizar toda a radiação chegando ou saindo de qualquer uma destas superfícies.

A Figura 8.1 mostra como se opera a troca radiante em relação a uma das superfícies do invólucro.

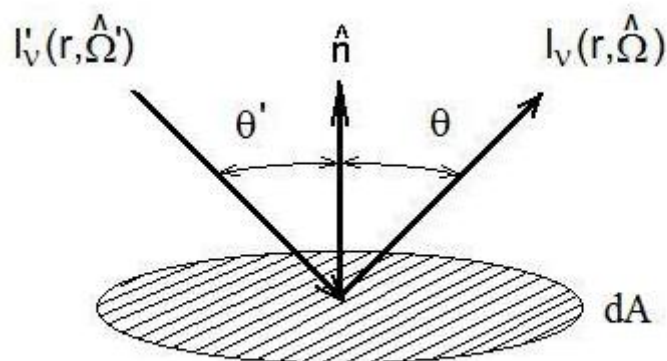


FIG. 8.1: Esquema da troca radiante em uma superfície

No caso geral, é possível escrever para a intensidade de energia espectral direcional que deixa uma superfície, de acordo com o esquema da Fig. 3.1 da Seção 3.2:

$$I_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega}) = \epsilon_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega}) I_{\nu b}(T(\mathbf{r})) + \int_{\Omega'=2\pi} \rho''_\nu I'_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega}') \cos\theta' d\Omega' \quad (8.1)$$

Onde:

$I_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega})$  = Intensidade de radiação direcional espectral que deixa a superfície

$\mathbf{r}$  = Vetor da direção de incidência da radiação na superfície considerada

$\hat{\Omega}$  = Ângulo sólido da direção de reflexão do raio incidente

$\epsilon_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega})$  = Emissividade direcional espectral da superfície considerada

$I_{\nu b}(T(\mathbf{r}))$  = Intensidade de radiação hemisférica espectral emitida pelo corpo negro a uma mesma temperatura

$T(\mathbf{r})$  da superfície - potência emissiva espectral do corpo negro

$T(\mathbf{r})$  = Temperatura da superfície em função da posição

$\Omega'$  = Ângulo sólido preenchido por todas as direções de incidência

$\rho''_\nu$  = Refletividade bidirecional espectral da superfície considerada

$I'_\nu$  = Intensidade de radiação direcional espectral incidente na superfície considerada

$d\Omega'$  = Ângulo sólido infinitesimal preenchido pela incidência direcional

$\theta'$  = Ângulo de incidência com relação à normal

Assim, em observância à Fig.8.1, tem-se que o fluxo de calor é dado por:

$$q_\nu(\mathbf{r}) = \int_{\Omega=2\pi} \mathbf{I}_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega}) \cos\theta d\Omega - \int_{\Omega'=2\pi} \mathbf{I}_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega}') \cos\theta' d\Omega' \quad (8.2)$$

Onde:

$q_\nu(\mathbf{r})$  = Fluxo de calor direcional espectral (balanço energético)

$\Omega$  = Ângulo sólido preenchido por todas as possíveis direções de emissão/reflexão

$\theta$  = Ângulo de emissão/reflexão com relação à normal

$d\Omega$  = Ângulo sólido infinitesimal preenchido pela emissão/reflexão direcional

$I_\nu(\mathbf{r}, \hat{\Omega}')$  = Intensidade de radiação direcional espectral que chega a superfície

$\theta'$  = Ângulo de incidência com relação à normal

## 8.1 ANÁLISE SIMPLIFICADA

Contudo, podem ser adotadas determinadas simplificações de modo a facilitar o cálculo das parcelas envolvidas sem comprometer a validade dos resultados. Com isso, pode-se dividir a superfície de um invólucro em um número finito de regiões e considerar: as propriedades radiantes uniformes e independentes de direção, a temperatura prescrita em

cada região, as superfícies como emissores e refletores difusos (ou seja, com emissividade espectral e refletividade bidirecional espectral independentes de direção), a energia radiante deixando a superfície uniforme em cada região e as superfícies opacas ( $\rho = 1 - \alpha$ ).

As simplificações mencionadas permitem reescrever as Eq. 8.1 e 8.2 da seguinte forma:

$$I_{\nu i} = \epsilon_{\nu i} I_{\nu b}(T_i) + \rho''_{\nu i} \sum_{j=1}^N \int_{\Omega'=2\pi} I'_{\nu j} \cos\theta'_i d\Omega' \quad (8.3)$$

Onde:

$i$  = Superfície considerada ( $i = 1, \dots, N+1$ )

$j$  = Demais superfícies representadas no invólucro

$N$  = Número de superfícies do invólucro menos um.

$$q_{\nu i}(\mathbf{r}_i) = \pi \mathbf{I}_{\nu i}(\mathbf{r}_i) - \sum_{j=1}^N \int_{A_j} \mathbf{I}'_{\nu j} \cos\theta'_i \frac{\cos\theta_j d\mathbf{A}_j}{r_{ij}^2} \quad (8.4)$$

Onde:

$A_j$  = Área da superfície "j"

Define-se Radiosidade como sendo todo o fluxo que sai da superfície, ou seja, formada pelas parcelas provenientes da emissão e da reflexão de energia radiante. Assim:

$$R_{\nu i}(\mathbf{r}_i) = \int_{\Omega=2\pi} \mathbf{I}_{\nu i}(\mathbf{r}, \Omega) \cos\theta d\Omega \quad (8.5)$$

Onde:

$R_{\nu i}(\mathbf{r}_i)$  = Radiosidade da superfície "i"

Além das hipótese de simplificação adotadas, para uma análise simplificada considera-se os parâmetros independentes do vetor posição em cada superfície considerada. Desse modo:

$$R_{\nu i} = I_{\nu i} \int_{\Omega=2\pi} \cos\theta d\Omega \quad (8.6)$$

Porém:

$$\int_{\Omega=2\pi} \cos\theta d\Omega = \pi \quad (8.7)$$

Logo:

$$R_{\nu i} = \epsilon_{\nu i} \pi I_{\nu b}(T_i) + \rho''_{\nu i} \sum_{j=1}^N R_{\nu j} \int_{A_j} \frac{\cos \theta'_i \cos \theta_j dA_j}{r_{ij}^2} \quad (8.8)$$

$$q_{\nu i} = R_{\nu i} - \frac{1}{\pi} \sum_{j=1}^N R_{\nu j} \int_{A_j} \frac{\cos \theta'_i \cos \theta_j dA_j}{r_{ij}^2} \quad (8.9)$$

Mas como:

$$\pi \rho''_{\nu i} = \rho_{\nu i} \quad (8.10)$$

Onde:

$\rho_{\nu i}$  = refletividade hemisférica espectral

Fica:

$$R_{\nu i} = \epsilon_{\nu i} \pi I_{\nu b}(T_i) + \rho_{\nu i} \sum_{j=1}^N R_{\nu j} F_{i-j} \quad (8.11)$$

$$q_{\nu i} = R_{\nu i} - \sum_{j=1}^N R_{\nu j} F_{i-j} \quad (8.12)$$

As Equações 8.11 e 8.12 representam as expressões finais de radiosidade e fluxo de calor obtidas para uma análise simplificada, ou seja, para o caso dos parâmetros, como a própria radiosidade e o fluxo, independentes da posição na superfície considerada.

Já para o caso de uma análise generalizada, ou seja, cujos parâmetros dependem da posição considerada na superfície, podem ser também aplicadas as hipóteses supracitadas. Considerando, ainda, as superfícies do invólucro como cinzentas (propriedades radiantes não variam com as características espectrais) pode-se escrever:

$$R_i(\mathbf{r}_i) = \epsilon_i \pi \mathbf{I}_b(\mathbf{T}_i) + \rho_i \sum_{j=1}^N \int_{A_j} \mathbf{R}_j(\mathbf{r}_j) d\mathbf{F}_{dA_i-dA_j} \quad (8.13)$$

$$q_i(\mathbf{r}_i) = \mathbf{R}_i(\mathbf{r}_i) - \sum_{j=1}^N \int_{A_j} \mathbf{R}_j(\mathbf{r}_j) d\mathbf{F}_{dA_i-dA_j} \quad (8.14)$$

Na próxima Seção é descrito um método de análise em que é incluído o fator de forma. Os efeitos da reflexão e geométricos entre o alvo e o ambiente são considerados concomitantemente. Esta análise, embora não aplicada ao Leopard por considerar-se muito simplista, serve como exemplo de aplicação da chamada análise generalizada e como teoria introdutória para a análise simplificada, que será apresentada no próximo Capítulo.

## 8.2 INTRODUÇÃO DO FATOR DE FORMA NA MODELAGEM PARA O LEOPARD 1A1 - ANÁLISE GENERALIZADA

De acordo com o que já foi afirmado no Capítulo 6 e mostrado na Figura 6.3, considera-se a face como uma placa infinita e de largura "L" (comprimento crítico da face), a paisagem próxima como o meio de troca a uma temperatura nula e o meio de reflexão mais externo como uma placa também infinita e de largura "L". As duas superfícies estão separadas por uma distância "h". Assim, o problema se resume ao de troca radiante entre placas paralelas de diferentes temperaturas, porém de temperaturas muito próximas (o que torna possível a solução do problema pela resolução de uma equação de Fredholm do segundo tipo). Uma vez escritas as equações e resolvido o problema da radiosidade adimensional para o alvo, a metodologia de aplicação é a mesma dos casos anteriores (realizados sem considerar o fator de forma geométrico) e os resultados são obtidos de forma semelhante.

Portanto, são feitas as mesmas simplificações apresentadas no caso de uma análise generalizada, inclusive a aproximação das regiões por superfícies cinzentas.

Assim, o problema pode ser resolvido por meio do cálculo das soluções de um sistema de equações lineares. Inicialmente, conforme visto na Seção anterior, tem-se, para uma análise generalizada:

$$R_i(\mathbf{r}_i) = \epsilon_i \pi \mathbf{I}_b(\mathbf{T}_i) + \rho_i \sum_{j=1}^N \int_{x_1}^{x_2} \mathbf{R}_j(\mathbf{r}_j) d\mathbf{F}_{d\mathbf{x}_i-d\mathbf{x}_j} \quad (8.15)$$

Onde:

$x_1$  = Posição inicial na superfície considerada

$x_2$  = Posição final na superfície considerada

$$q_i(\mathbf{r}_i) = \mathbf{R}_i(\mathbf{r}_i) - \sum_{j=1}^N \int_{x_1}^{x_2} \mathbf{R}_j(\mathbf{r}_j) d\mathbf{F}_{d\mathbf{x}_i-d\mathbf{x}_j} \quad (8.16)$$

Mas:

$$\pi I_b(T_i) = \sigma T_i^4 \quad (8.17)$$

E, conforme visto na seção 3.2.4, página 36 (lei de Kirchhoff), e sendo  $N = 1$  (são duas faixas longas e paralelas consideradas), resulta:

$$\rho = 1 - \epsilon \quad (8.18)$$

$$R_i(\mathbf{r}_i) = \epsilon_i \sigma \mathbf{T}_i^4 + (1 - \epsilon) \int_{x_1}^{x_2} \mathbf{R}_j(\mathbf{r}_j) d\mathbf{F}_{d\mathbf{x}_i-d\mathbf{x}_j} \quad (8.19)$$

$$q_i(\mathbf{r}_i) = \mathbf{R}_i(\mathbf{r}_i) - \int_{x_1}^{x_2} \mathbf{R}_j(\mathbf{r}_j) d\mathbf{F}_{d\mathbf{x}_i-d\mathbf{x}_j} \quad (8.20)$$

A equação para a radiosidade é uma equação conhecida por Equação integral de Fredholm do segundo tipo, ou seja, com a seguinte forma:

$$\Phi(x) = f(x) + \Lambda \int_{\eta_1}^{\eta_2} \kappa(x, \eta) \Phi(\eta) d\eta \quad (8.21)$$

Onde:

$x$  = Variável independente

$\eta$  = Segunda variável independente

$\Phi$  = Radiosidade, função que se deseja calcular

$f(x)$  = Função conhecida no equacionamento do problema

$\kappa(x, \eta)$  = Kernel ou núcleo da equação integral

$\Lambda$  = Constante conhecida no equacionamento do problema

$\eta_1$  = Valor inicial do limite de integração

$\eta_2$  = Valor final do limite de integração

Assim, empregando-se as adimensionalizações necessárias e fazendo com que cada termo da equação da radiosidade corresponda ao respectivo termo da equação de Fredholm, pode-se aplicar o método de Galerkin para a obtenção do sistema linear que se pretende resolver.

O fator de forma diferencial para duas placas paralelas e infinitas é dado por:

$$dF_{dx_1-dx_2} = \frac{1}{2}d(\text{sen}\theta) \quad (8.22)$$

Onde:

$$\text{sen}\theta = \frac{x_2 - x_1}{[(x_2 - x_1)^2 + h^2]^{1/2}} \quad (8.23)$$

E o fator de forma difuso fica:

$$dF_{dx_1-dx_2} = \frac{1}{2} \frac{h^2}{[(x_2 - x_1)^2 + h^2]^{3/2}} dx_2 \quad (8.24)$$

E agora, substituindo-se a Equação 8.24 na Equação 8.19, obtém-se a seguinte equação para a radiosidade:

$$R(x_1) = \epsilon_i \sigma T^4 + \frac{1}{2}(1 - \epsilon) \int_{-L/2}^{L/2} \frac{h^2}{[(x_2 - x_1)^2 + h^2]^{3/2}} R(x_2) dx_2 \quad (8.25)$$



A qual pode ser expressa na forma adimensional pela Equação 8.21.

Portanto, na seqüência, são estabelecidas as seguintes adimensionalizações e equivalências da Eq. 8.25 com relação à Eq. 8.21:

$$x \equiv \frac{x_1}{L}, \quad \eta \equiv \frac{x_2}{L}, \quad \gamma \equiv \frac{h}{L}, \quad (8.26)$$

$$\Phi \equiv \frac{R}{\epsilon\sigma T^4}, \quad f(x) \equiv 1, \quad \Lambda \equiv (1 - \epsilon)\frac{\gamma^2}{2}, \quad (8.27)$$

$$\kappa(x, \eta) \equiv \frac{1}{[(x - \eta)^2 + \gamma^2]^{3/2}} \quad (8.28)$$

Onde  $\gamma$  é uma constante auxiliar, razão entre a distância entre as superfícies e o comprimento da placa.

Uma vez que se consiga resolver a Eq. 8.21 e a função radiosidade é determinada, a distribuição de calor ao longo da superfície da "placa" pode ser obtida por:

$$q(x) = \frac{\epsilon}{1 - \epsilon}[\sigma T^4 - R(x)], \text{ com } \epsilon \neq 1 \quad (8.29)$$

Ou:

$$\frac{q(x)}{\epsilon\sigma T^4} = \frac{1}{1 - \epsilon}[1 - \epsilon\Phi(x)], \text{ com } \epsilon \neq 1 \quad (8.30)$$

Assim, a quantidade de calor que deixa a superfície em direção ao ambiente externo por unidade de tempo e por unidade de comprimento é dada por:

$$Q = \int_{-L/2}^{L/2} q(x)dx = \frac{\epsilon}{1 - \epsilon}[\sigma T^4 L - \int_{-L/2}^{L/2} R(x)dx], \text{ com } \epsilon \neq 1 \quad (8.31)$$

Ou:

$$\frac{Q/L}{\epsilon\sigma T^4} = \frac{1}{1-\epsilon} \left[ 1 - \epsilon \int_{-1/2}^{1/2} \Phi(x) dx \right], \text{ com } \epsilon \neq 1 \quad (8.32)$$

A solução da Equação 8.21 é descrita no Apêndice A.

## 9 EFEITOS DA TROCA RADIANTE ENTRE AS ÁREAS CONSIDERADAS

No Capítulo 3, foram apresentadas as Equações da potência emissiva espectral do corpo negro e de intensidade de radiação espectral de um corpo negro em função da potência emissiva, respectivamente, Eq. 3.5 e Eq. 3.6. E a potência emissiva total, por sua vez, é a potência emissiva espectral do corpo integrada ao longo de todo o espectro (Eq. 3.4).

Assim, utilizando-se o índice de refração do ar como igual a unidade, a potência emissiva espectral por unidade de área foi descrita na página 42 pela Eq. 4.2. E, a exemplo da integral dessa expressão que foi avaliada na rotina em MATLAB para a implementação dos resultados, o fluxo emissivo de corpo negro na faixa de comprimento de onda da radiação infravermelha também é dado por:

$$q_b(T) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 [exp \frac{c_2}{\lambda T} - 1]} d\lambda \quad (9.1)$$

Onde:

$q_b(T)$  = fluxo emissivo ou potência emissiva na faixa do infravermelho de um corpo negro

Para um corpo cinzento, então:

$$q(T) = \epsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 [exp \frac{c_2}{\lambda T} - 1]} d\lambda \quad (9.2)$$

Onde:

$q(T)$  = fluxo emissivo ou potência emissiva na faixa do infravermelho de um corpo cinzento

Pelo que foi estudado no Capítulo 8, pode-se escrever, a partir da Equação 8.15 (considerando-se corpo cinzento e na faixa do infravermelho), só que para uma análise simplificada:

$$R_i = \epsilon_i \pi I_b(T_i) + \rho_i \sum_{j=1}^N R_j F_{i-j} \quad (9.3)$$

Onde:

$F_{i-j}$  = Fator de forma difuso entre a superfície "i" e a superfície "j", ou seja, como a superfície "i" enxerga a superfície "j"

Note-se que, na análise anterior (Capítulo 8) foi considerada a interação geométrica entre o alvo, visto como uma superfície plana, e o ambiente mais externo (céu), o que foi modelado por meio de duas faixas longas e paralelas. Neste Capítulo, pretende-se analisar a influência da troca radiante que ocorre entre as áreas do alvo, como por exemplo, da área 11 com a área 25 da figura 6.1, esquema da página 60. Portanto, neste caso, deve-se realizar a análise simplificada.

Consequentemente, o que até o momento considerou-se como **potência emissiva** do alvo ( $M_i$ ) na avaliação do parâmetro  $\Delta T$ , conforme mencionado no Capítulo 6 e expresso no programa do Apêndice D, agora passa a ser, numa visão mais realista do problema, a **radiosidade** de cada área em cada uma das vistas do alvo. Logo, o termo  $M_i$ , em vez de ser expresso pela integral da potência emissiva é, além disso, composto ainda de uma componente de reflexão da radiação proveniente das outras áreas adjacentes do alvo, conforme a área em análise enxerga ou não cada uma das outras superfícies do alvo, inclusive em outras vistas. Isso leva a um sistema de equações em função das potências emissivas de cada superfície (que por sua vez são função das respectivas temperaturas) e cujas incógnitas são as radiosidades.

Uma vez calculadas todas as radiosidades, estas são inseridas na rotina original (Apêndice D) no lugar do termo  $M_i$ .

Pelo que foi dito, de um total de 27 áreas, tem-se, para a área 1, por exemplo:

$$R_1 = \epsilon_1 \pi I_b(T_1) + (1 - \epsilon_1) \sum_{j=1}^{27} R_j F_{1-j} \quad (9.4)$$

Assim:

$$\sum_{j=1}^{27} \left[ \frac{\delta_{ij} - (1 - \epsilon_i) F_{i-j}}{\epsilon_i} \right] R_j = \pi I_b(T_i) \quad (9.5)$$

Onde:

$\delta_{ij}$  = operador delta de kronecker, em que se  $i = j \Rightarrow \delta_{ij} = 1$ ; se  $i \neq j \Rightarrow \delta_{ij} = 0$

Ou, na forma matricial:

$$M.R = I \quad (9.6)$$

Onde:

$M$  = Matriz quadrada dos coeficientes das radiosidades, conforme Eq. 9.6

$R$  = Vetor das radiosidades de todas as "27" áreas

$I$  = Vetor das potências emissivas totais de corpo negro para as temperaturas de cada superfície

Ou seja:

$$M = \begin{bmatrix} m_{1-1} & m_{1-2} & \cdots & m_{1-27} \\ m_{2-1} & m_{2-2} & \cdots & m_{2-27} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ m_{27-1} & m_{27-2} & \cdots & m_{27-27} \end{bmatrix} \quad (9.7)$$

Em que:

$$m_{ij} = \frac{\delta_{ij} - (1 - \epsilon_i)F_{i-j}}{\epsilon_i} \quad (9.8)$$

$$R = \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_{27} \end{bmatrix} \quad (9.9)$$

$$R = \begin{bmatrix} \pi I_b(T_1) \\ \pi I_b(T_2) \\ \vdots \\ \pi I_b(T_{27}) \end{bmatrix} \quad (9.10)$$

Ao analisar o efeito de interação entre cada uma das áreas duas a duas, chega-se a conclusão de que somente sete áreas são responsáveis pela troca radiante em função

da disposição geométrica adotada (troca devido à reflexão de uma fração da emissão de outra área adjacente que atinge a área considerada). Portanto enumera-se: a área 1 (vista dianteira) sofre influência da área 22, a área 11 (vista traseira) sofre influência das áreas 24, 25, 26 e 27, e, de forma análoga (note-se que a matriz  $M$  é simétrica), a área 22 (vista superior) sofre influência da área 1, e as áreas 24, 25, 26 e 27 (vista superior) também sofrem influência da área 11. Isso se não for considerada a interação entre as áreas e o solo. Logo a matriz  $M$  terá todos os termos da diagonal principal valendo 1, e os termos:

$$m_{1-22}, m_{22-1}, m_{11-24}, m_{11-25}, m_{11-26}, m_{11-27}, m_{24-11}, m_{25-11}, m_{26-11}, m_{27-11} \neq 0 \quad (9.11)$$

Os demais termos, no entanto, são nulos.

O problema que se apresenta agora, e importante para a avaliação das radiosidades em comento, é o do cálculo do fator de forma entre duas placas (retângulos) de dimensões conhecidas, mesmo comprimento, em contato por um dos lados, e que formam um ângulo de 90 graus entre si, que seria o caso dos fatores de forma entre as superfícies 1 para 22 (e vice-versa) e 11 para 25 (e vice-versa) da Fig. 6.1 da página 60.

Já, no caso dos fatores de forma entre as superfícies 11 para 24 (e vice-versa) e 11 para 26 (vice-versa) da Fig. 6.1, o fator de forma pode ser considerado como aquele entre um retângulo e um elemento diferencial plano formando um ângulo de 90 graus com o plano do retângulo. Entre as superfícies de números 11 para 27 (e vice-versa) da mesma Fig. 6.1, a analogia que se faz para o cálculo do fator de forma é entre um retângulo e uma área diferencial longa, uma faixa cujo comprimento é o da base do retângulo, de maneira que os planos das duas superfícies formam um ângulo de 90 graus. Nas próximas Seções, de forma a esclarecer o que foi mencionado e para melhor visualização geométrica, serão apresentados os respectivos fatores de forma.

## 9.1 FATOR DE FORMA ENTRE DOIS RETÂNGULOS FORMANDO UM ÂNGULO RETO

A Figura 9.1 mostra a analogia na orientação geométrica entre as áreas de números 1 e 22 do esquema de vistas do Leopard (página 60).

De acordo com MODEST (1993), o fator de forma entre duas placas, representadas por dois retângulos finitos, com um dos lados em comum e orientados à 90 um com relação

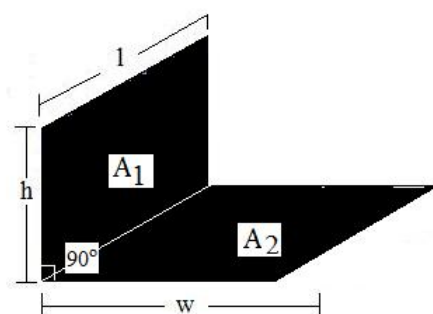


FIG. 9.1: Analogia entre as áreas 1 e 22, 11 e 25 do Leopard (MODEST, 1993)

ao outro, pode ser obtido do gráfico a seguir, Fig. 9.2:

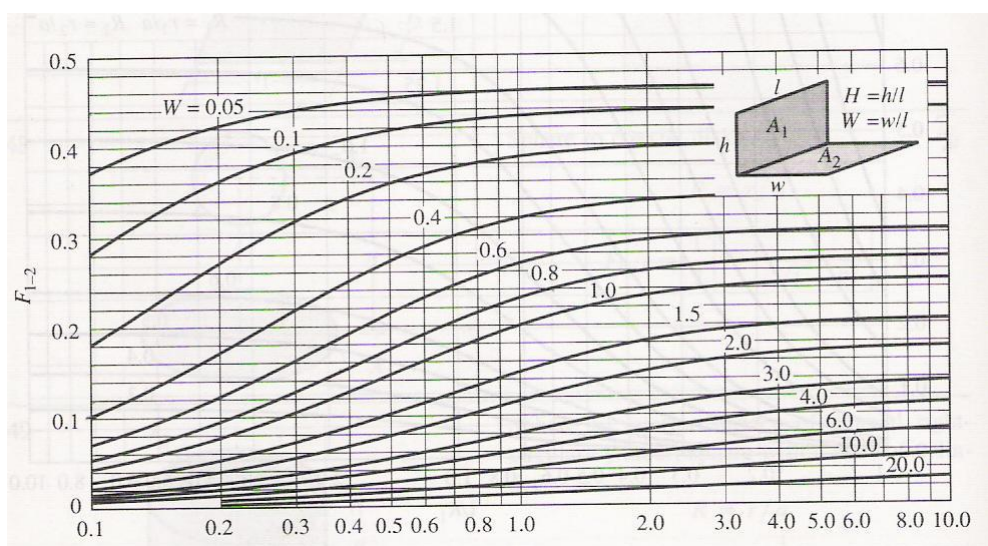


FIG. 9.2: Fator de forma entre dois retângulos perpendiculares com um lado em comum (MODEST, 1993)

## 9.2 FATOR DE FORMA ENTRE UM RETÂNGULO E UM ELEMENTO DIFERENCIAL PLANO

Para a determinação dos fatores de forma entre as superfícies 11 para 24 (e vice-versa) e 11 para 26 (vice-versa) da Fig. 6.1, tem-se a analogia entre um retângulo e um elemento diferencial plano formando um ângulo de 90 graus com o plano do retângulo. A Figura 9.3 mostra a disposição geométrica:

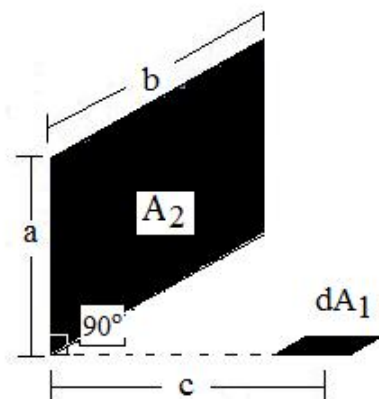


FIG. 9.3: Analogia entre as áreas 11 e 24, 11 e 26 do Leopard (MODEST, 1993)

Ainda segundo MODEST (1993), o fator de forma difuso do elemento de área de  $dA_1$  para a área  $A_2$  pode ser expresso por:

$$F_{d_1-2} = \frac{1}{2\pi} \left( \tan^{-1} \frac{1}{Y} - \frac{Y}{(X^2 + Y^2)^{1/2}} \tan^{-1} \frac{1}{(X^2 + Y^2)^{1/2}} \right) \quad (9.12)$$

Onde:

$$X = \frac{a}{b}$$

$$Y = \frac{c}{b}$$

$$-\frac{\pi}{2} < \tan^{-1} \xi < +\frac{\pi}{2}$$

Já para o cálculo do fator de forma da área  $A_2$  para o elemento de área de  $dA_1$ , utiliza-se a relação de reciprocidade expressa na Equação 7.13, página 72.

### 9.3 FATOR DE FORMA ENTRE UM RETÂNGULO E UMA FAIXA DIFERENCIAL LONGA

Do mesmo modo, para a determinação dos fatores de forma entre as superfícies 11 para 27 (e vice-versa) da Fig. 6.1, tem-se a analogia entre um retângulo e uma área diferencial longa, uma faixa cujo comprimento é o da base do retângulo, de maneira que os planos das duas superfícies formam um ângulo de 90 graus. A Figura 9.4 mostra a disposição geométrica:



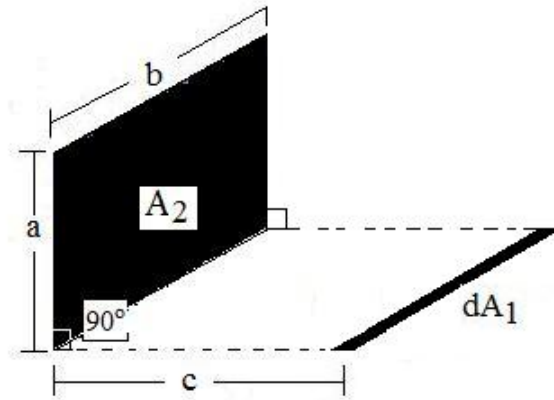


FIG. 9.4: Analogia entre as áreas 11 e 27 do Leopard (MODEST, 1993)

O fator de forma difuso entre o elemento de área  $dA_1$  e a área  $A_2$  pode ser expresso por (MODEST (1993)):

$$F_{d_1-2} = \frac{1}{\pi} \left( \tan^{-1} \frac{1}{Y} + \frac{Y}{2} \ln \frac{Y^2(X^2 + Y^2 + 1)}{(Y^2 + 1)(X^2 + Y^2)} - \frac{Y}{(X^2 + Y^2)^{1/2}} \tan^{-1} \frac{1}{(X^2 + Y^2)^{1/2}} \right) \quad (9.13)$$

Onde os parâmetros e a função trigonométrica inversa são calculados de forma idêntica:

$$X = \frac{a}{b}$$

$$Y = \frac{c}{b}$$

$$-\frac{\pi}{2} < \tan^{-1} \xi < +\frac{\pi}{2}$$

E o cálculo do fator de forma entre a área  $A_2$  e o elemento de área  $dA_1$  pode ser determinado pela relação de reciprocidade dada pela Eq. 7.13, conforme já mencionado para o caso anterior.

## 10 RESULTADOS E DISCUSSÕES

No capítulo 6 foi apresentada a metodologia utilizada para modelar três tipos de simulações diferentes. A primeira simulação (caso 1) diz respeito a uma comparação entre um modelo que não prevê as reflexões possíveis entre os meios considerados e um que prevê. No primeiro modelo desta simulação, apenas são consideradas a radiação emitida pelo objeto e a emitida pelo ambiente ("background"), as quais compõem, respectivamente, a potência emissiva do alvo e a potência emissiva da paisagem. Este modelo se apresenta condizente quando são empregados materiais com comportamento próximo ao de um corpo negro, ou seja, que tendem a absorver toda a radiação incidente, cuja emissividade é próxima à unidade, e de forma que a reflexão é mínima. No segundo modelo desta simulação, são considerados os efeitos de reflexão, propiciando o tratamento das diversas faixas de emissividade dos materiais e meios que podem compor o presente estudo de situação. É feito então o balanço energético da troca radiante num invólucro.

Foram realizadas todas as simulações para dez condições ambientais diferentes, porém escolheu-se aleatoriamente quatro casos em cada uma delas para serem reproduzidos neste Capítulo juntamente com as respectivas análises e considerações pertinentes.

A segunda simulação (caso 2) possibilitou a introdução de informações novas acerca da curva característica da câmera. Foi utilizada uma curva parabólica obtida por ajuste de pontos fornecidos pela empresa *Elbit*, conforme mencionado no Capítulo referente a metodologia. Optou-se por desenvolver-se a comparação entre os resultados das duas curvas (parabólica e reta) em relação ao modelo estendido, já que este modelo considera as interações térmicas de reflexão existentes entre o alvo e o ambiente de um modo geral (sem, contudo, considerar as diferentes formas geométricas de um e de outro), enquanto o anterior, as desconsiderava, somente computando a energia térmica de emissão radiante de cada elemento ou meio. A mudança na forma da curva produziu alterações significativas, visto que mais realistas, nos resultados de Contraste e Alcance de detecção.

A terceira simulação (caso 3) apresenta certo grau de complexidade, pois envolve as interações geométricas possíveis entre as áreas de cada vista do alvo, computando-as nos respectivos valores de fator de forma. Além disso, pela introdução destes fatores, e do conceito de radiosidade, as quantidades de energia captadas em cada situação e área de uma vista do alvo que sofre essa interação, aumentam ou diminuem, produzindo um balanço energético diferente e uma nova solução para a equação integral. Isso ocorre

TAB. 10.1: Resumo dos casos simulados

	Modelo	Curva característica da câmera	Consideração acerca de fator de forma e radiosidade
Caso 1	simples/estendido	reta	não
Caso 2	estendido	reta/parábola	não
Caso 3	estendido	parábola	sim

porque, agora, está-se considerando as reflexões não só do alvo em relação ao ambiente em geral, mas também as reflexões existentes entre determinadas áreas de faces distintas, conforme abordado no Capítulo 9.

As interações térmicas radiantes entre o solo e as áreas do blindado não foram consideradas em nenhum momento no presente estudo, o que complicaria em sobremaneira o modelo, e será deixado como sugestão para trabalhos futuros. A Tabela 10.1 mostra os três casos simulados.

Cabe ressaltar que estes foram apenas alguns casos das inúmeras possibilidades de estudo que podem ser realizados. Com estas simulações, pretende-se mostrar que o método de Richardson pode sofrer melhorias para adaptá-lo a elaboração de estudos acerca da detectabilidade de uma viatura em combate.

## 10.1 RESULTADOS DO PRIMEIRO CASO

De acordo com o Apêndice D, nas simulações foi utilizado o parâmetro referente à detecção de acordo com o critério de Johnson,  $N = 1$ , que representa a situação mais crítica para aqueles que desejam a "invisibilidade térmica" no terreno. O domínio em  $X$  foi discretizado utilizando as emissividades variando de 0 a 1, com 0,1 de intervalo. E o número de interações máximo a ser executado foi limitado a 50, no caso da resolução da equação integral por Newton-Raphson para o cálculo de  $\Delta T$ . Tal providência se mostrou útil para evitar os loops infinitos, quando a solução não se apresentava convergente. Com isso, o tempo de processamento computacional foi irrelevante, em um microcomputador AMD Turion 64 X 2 Dual-Core, 1024 MB RAM (1,73 Ghz).

Em muitos dos resultados, pode-se observar, primeiramente, que a resolução da equação integral pelo método de Newton-Raphson no número de iterações estipulado e para emissividades iguais a zero, 0,1 e, em algumas vistas, também para emissividades iguais a 0,2, apresentou dificuldades de convergência. No caso, poder-se-ia recorrer à consulta a tabelas de fração da radiação. Porém, optou-se por não se misturar dois métodos diferentes, um para cada faixa de valores de entrada, sob pena de se incluírem erros

numéricos de naturezas distintas num mesmo gráfico de resultados. Assim, não foram apresentados, nesses casos limites em que a convergência não se verificou, o valor dos parâmetros de alcance e contraste por se entender que esses resultados estão situados numa faixa de emissividades de menor interesse, não influenciando nas conclusões e procedimentos a serem sugeridos.

As figuras seguintes mostram os resultados da simulação. Nas Fig. 10.1, 10.3, 10.5 e 10.7 tem-se os gráficos de Alcance de detecção para cada situação meteorológica medida. Já as Figuras 10.2, 10.4, 10.6 e 10.8 mostram os resultados de contraste obtidos.

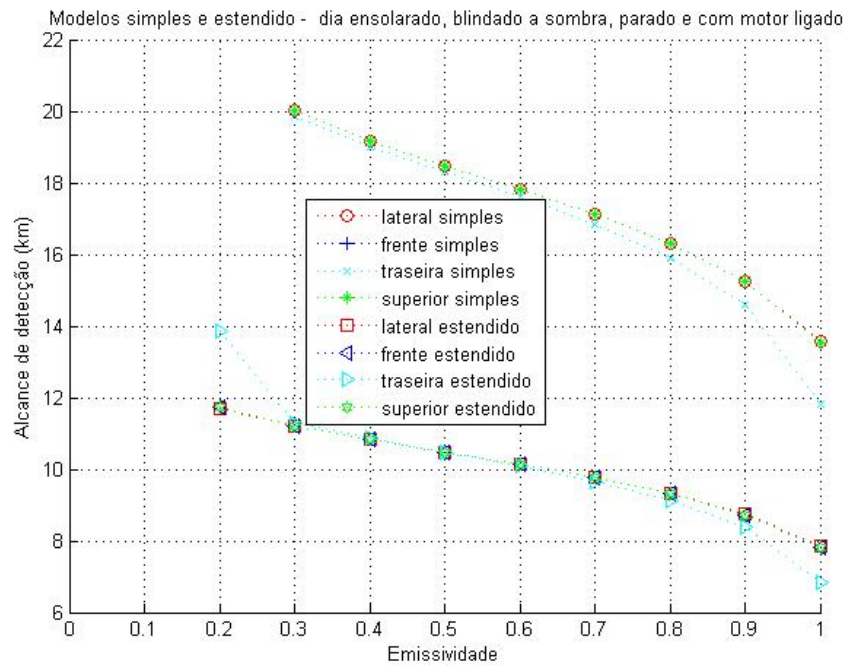


FIG. 10.1: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 1)

Para emissividades maiores ou iguais a 0,8 observa-se uma redução significativa do alcance de detecção: no modelo estendido o alcance atinge valores menores do que  $10km$  e a redução do alcance de um modelo em relação ao outro revela uma redução de cerca de  $10km$  no modelo estendido, nesta faixa de emissividades.

Com relação ao contraste, o modelo estendido mostrou que, para emissividades maiores do que 0,8, houve uma redução neste parâmetro de cerca de 0,05, de 0,1 a 0,05. Somente na vista frontal, para esta faixa de emissividades, a grandeza se manteve num valor muito próximo daquele obtido no modelo simples. Portanto, o modelo estendido, além de mais condizente com a realidade dos materiais estruturais existentes, apresentando variações menos abruptas em toda a faixa de emissividades, se mostrou mais vantajoso, neste caso, na redução da detectabilidade do alvo.

Modelos simples e estendido - dia ensolarado, blindado a sombra, parado e com motor ligado

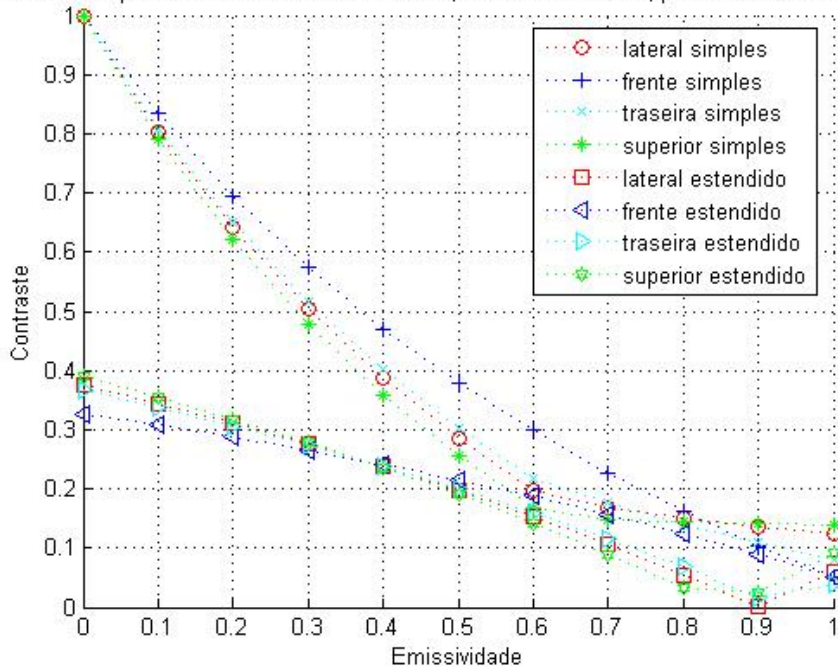


FIG. 10.2: Contraste (Condição meteorológica Nr 1)

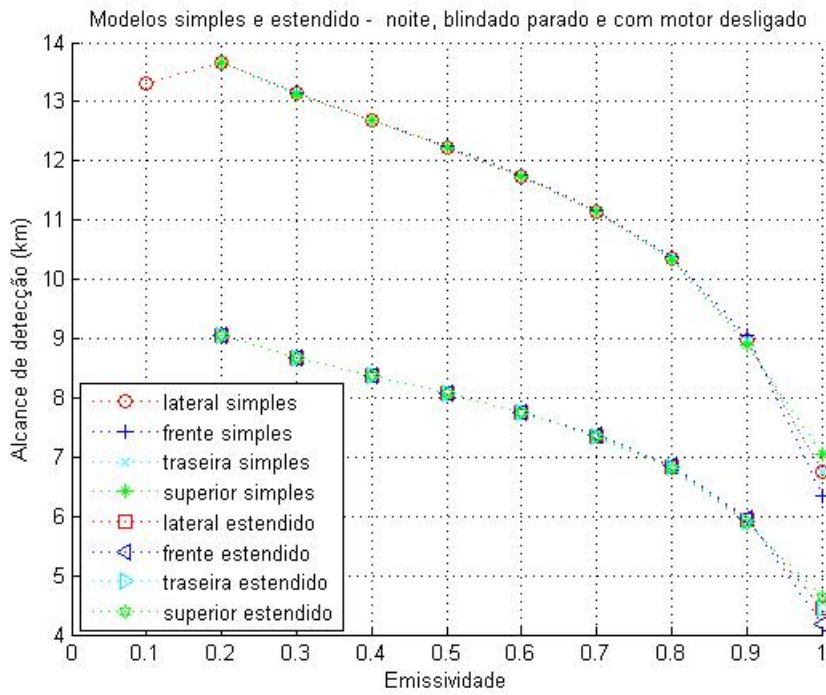


FIG. 10.3: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 3)

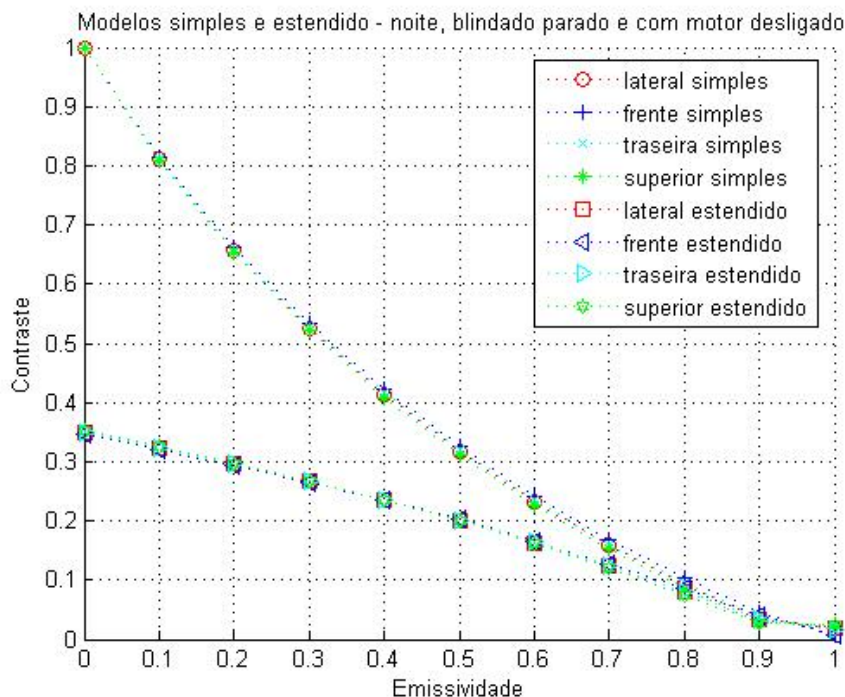


FIG. 10.4: Contraste (Condição meteorológica Nr 3)

No caso da condição 3, Fig. 10.3 e 10.4, observou-se, primeiramente, que para emissividades maiores ou iguais a 0,8 observa-se uma redução significativa do alcance de detecção: no modelo estendido o alcance atinge valores menores do que  $7km$  e a redução do alcance de um modelo em relação ao outro revela uma redução de cerca de  $4km$  no modelo estendido, nesta faixa de emissividades.

Com relação ao contraste, o modelo estendido mostrou que, para emissividades maiores do que 0,8, houve uma redução neste parâmetro de cerca de 0,02, de 0,1 a 0,08. Portanto, o modelo estendido, além de mais condizente com a realidade dos materiais estruturais existentes, se mostrou mais vantajoso, neste caso, na redução da detectabilidade do alvo.

No caso da condição 7, Fig. 10.5 e 10.6, observou-se, primeiramente, que para emissividades maiores ou iguais a 0,8 observa-se uma redução significativa do alcance de detecção: no modelo estendido o alcance atinge valores menores do que  $6km$  e a redução do alcance de um modelo em relação ao outro revela uma redução de cerca de  $2km$  no modelo estendido, nesta faixa de emissividades.

Com relação ao contraste, o modelo estendido mostrou que, para emissividades maiores do que 0,8, houve uma redução neste parâmetro de cerca de 0,02, de 0,1 a 0,08. Portanto, o modelo estendido se mostrou mais vantajoso na redução da detectabilidade do alvo.

No caso da condição 9, Fig. 10.7 e 10.8, observou-se, primeiramente, que para emis-

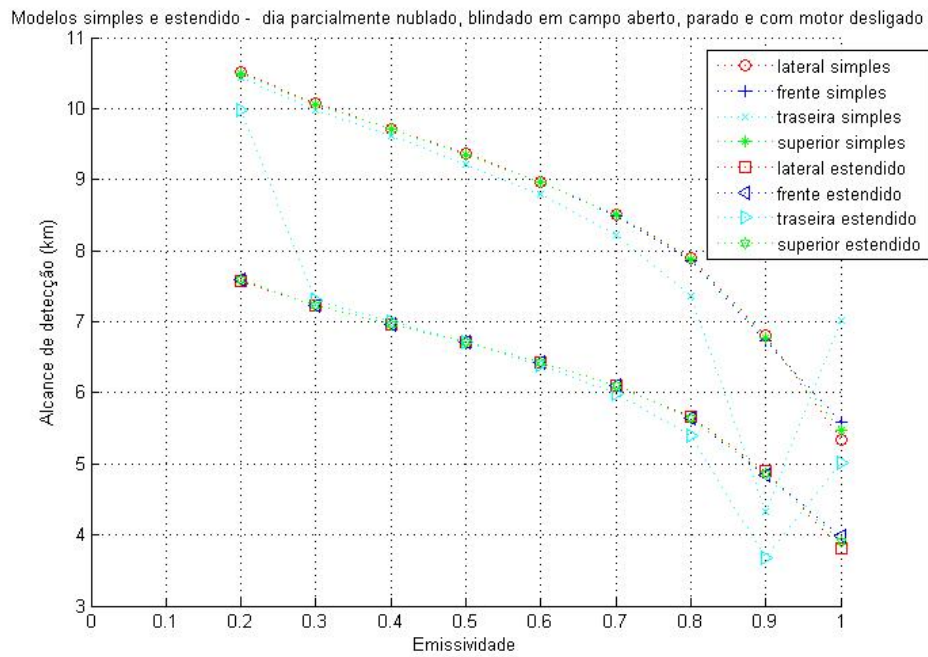


FIG. 10.5: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 7)

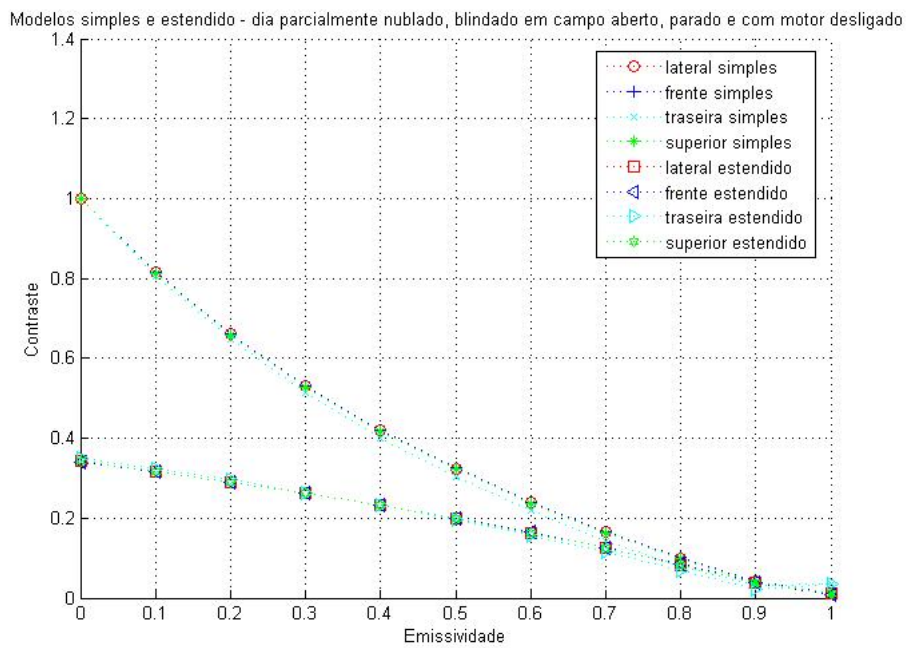


FIG. 10.6: Contraste (Condição meteorológica Nr 7)

Modelos simples e estendido - dia nublado, blindado em campo aberto, parado e com motor desligado

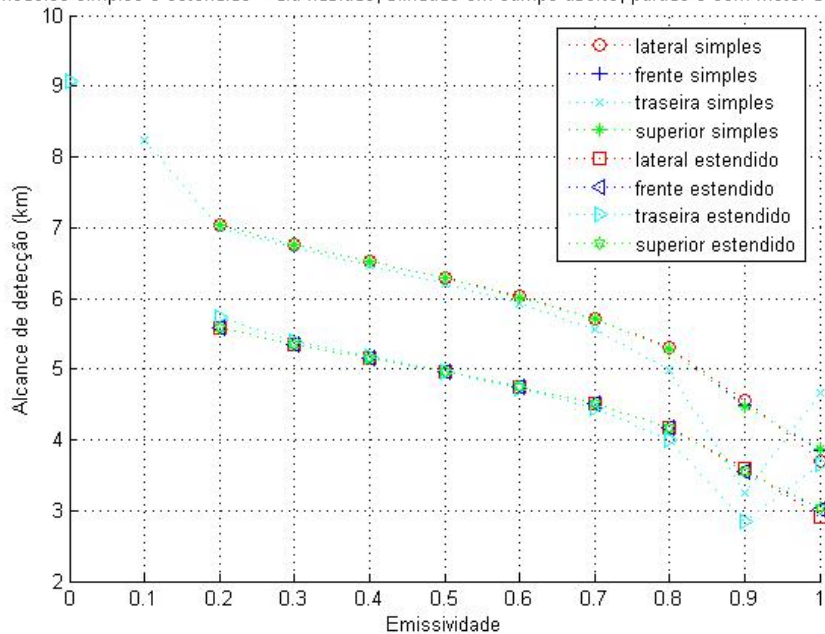


FIG. 10.7: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 9)

Modelos simples e estendido - dia nublado, blindado em campo aberto, parado e com motor desligado

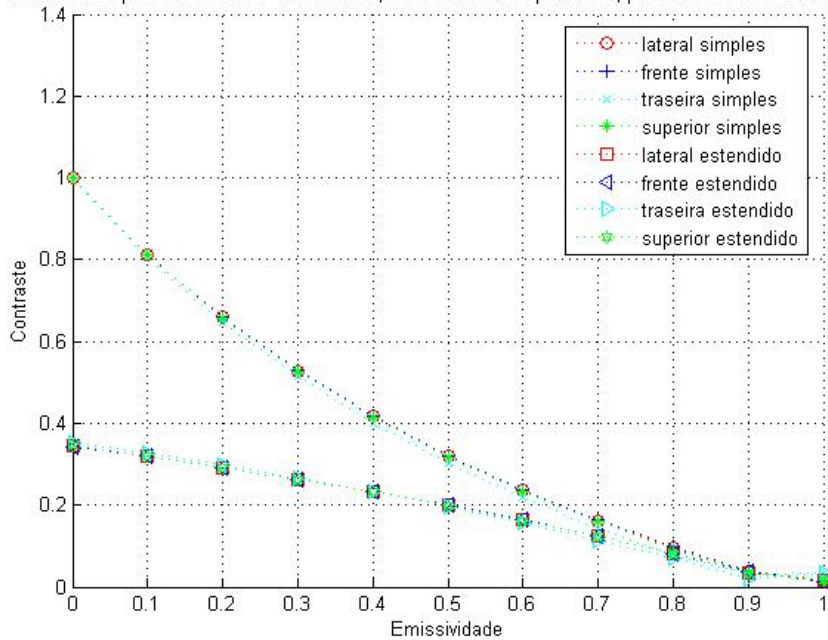


FIG. 10.8: Contraste (Condição meteorológica Nr 9)



sividades maiores ou iguais a 0,8 observa-se uma redução significativa do alcance de detecção: no modelo estendido o alcance atinge valores menores do que 5km e a redução do alcance de um modelo em relação ao outro revela uma redução de cerca de 1km no modelo estendido, nesta faixa de emissividades.

Com relação ao contraste, o modelo estendido mostrou que, para emissividades maiores do que 0,8, houve uma redução neste parâmetro de cerca de 0,02, de 0,1 a 0,08. Portanto, o modelo estendido se mostrou mais vantajoso na redução da detectabilidade do alvo.

Pôde-se perceber, dentre as condições analisadas, que a maior redução no alcance de detecção ocorreu na condição meteorológica Nr 1, enquanto que o melhor valor atingido no modelo estendido devido a redução do alcance é o da condição meteorológica Nr 9.

## 10.2 RESULTADOS DO SEGUNDO CASO

As figuras seguintes mostram os resultados da simulação quando se comparam os efeitos das curvas características da câmera de detecção - uma reta e uma parábola. Nas Fig. 10.9, 10.11, 10.13 e 10.15 tem-se os gráficos de Alcance de detecção para cada situação meteorológica medida. Já as Figuras 10.10, 10.12, 10.14 e 10.16 mostram os resultados de contraste obtidos.

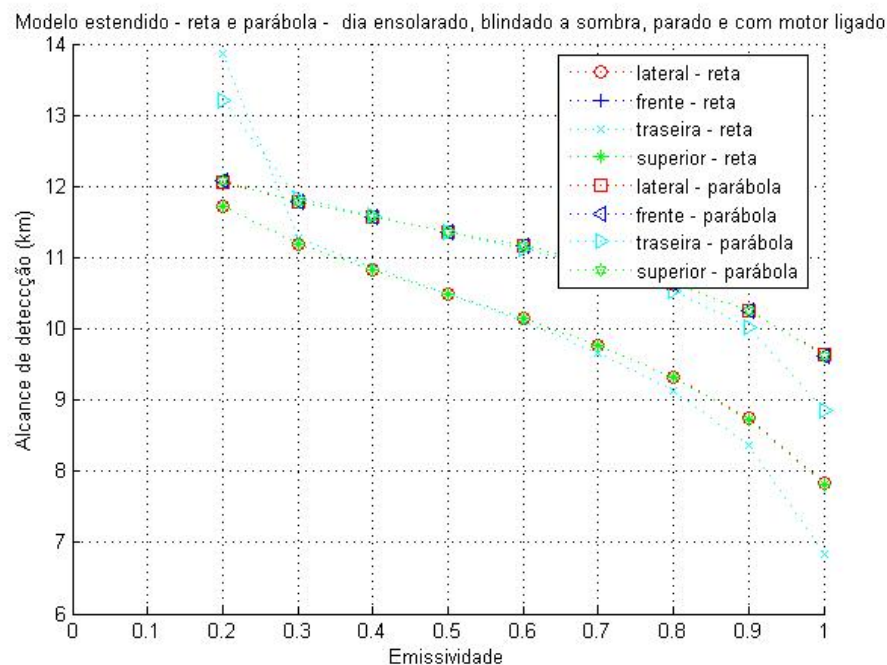


FIG. 10.9: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 1)

Como já era esperado, o contraste não sofreu variações ao modificar-se a curva caracte-

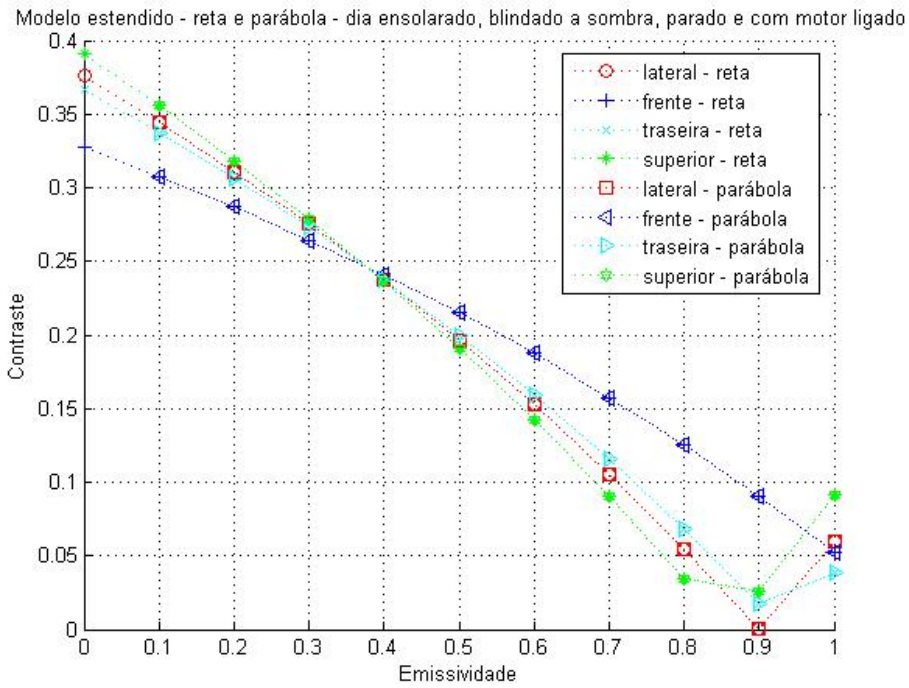


FIG. 10.10: Contraste (Condição meteorológica Nr 1)

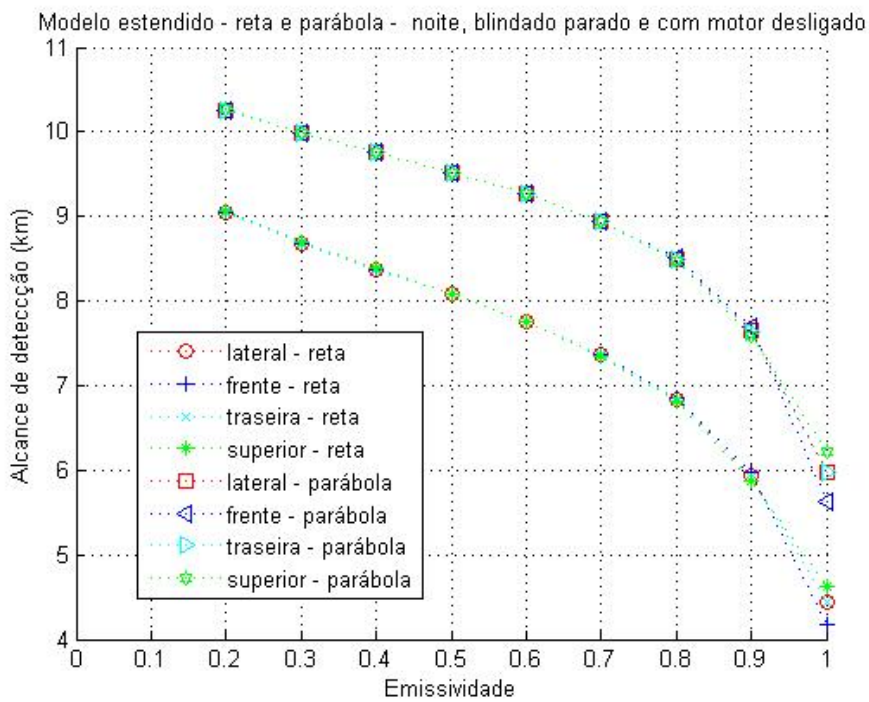


FIG. 10.11: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 3)

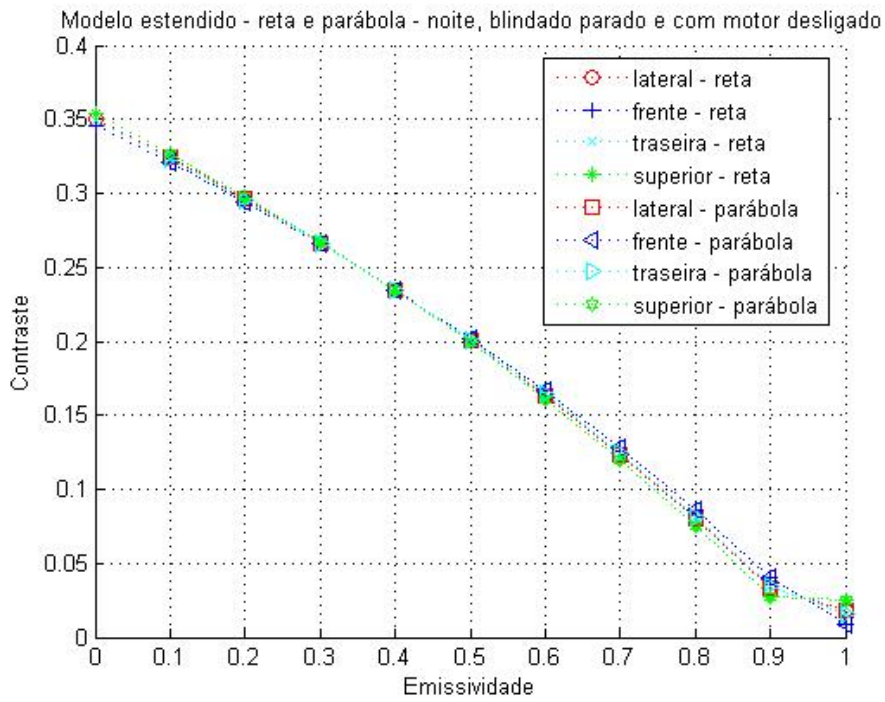


FIG. 10.12: Contraste (Condição meteorológica Nr 3)

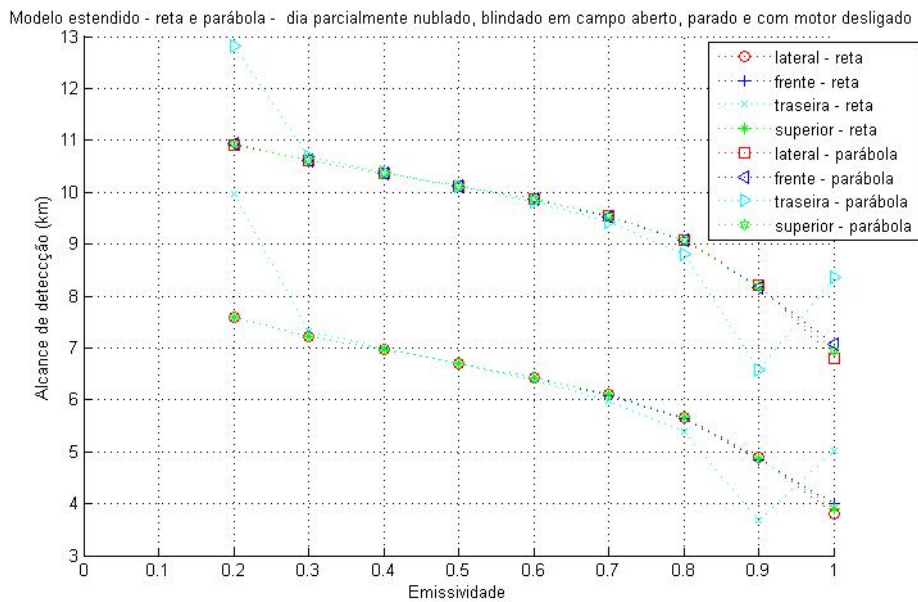


FIG. 10.13: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 7)

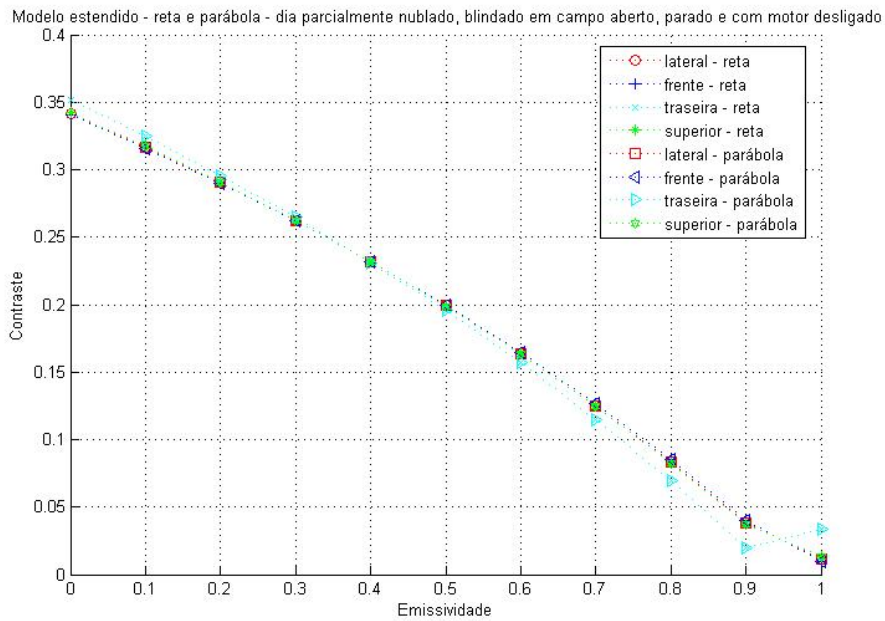


FIG. 10.14: Contraste (Condição meteorológica Nr 7)

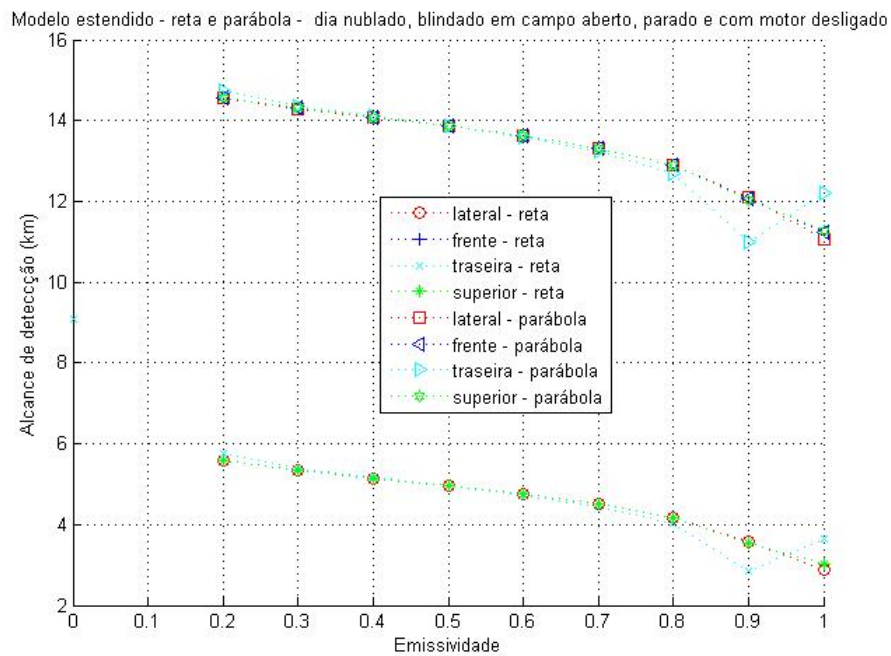


FIG. 10.15: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 9)

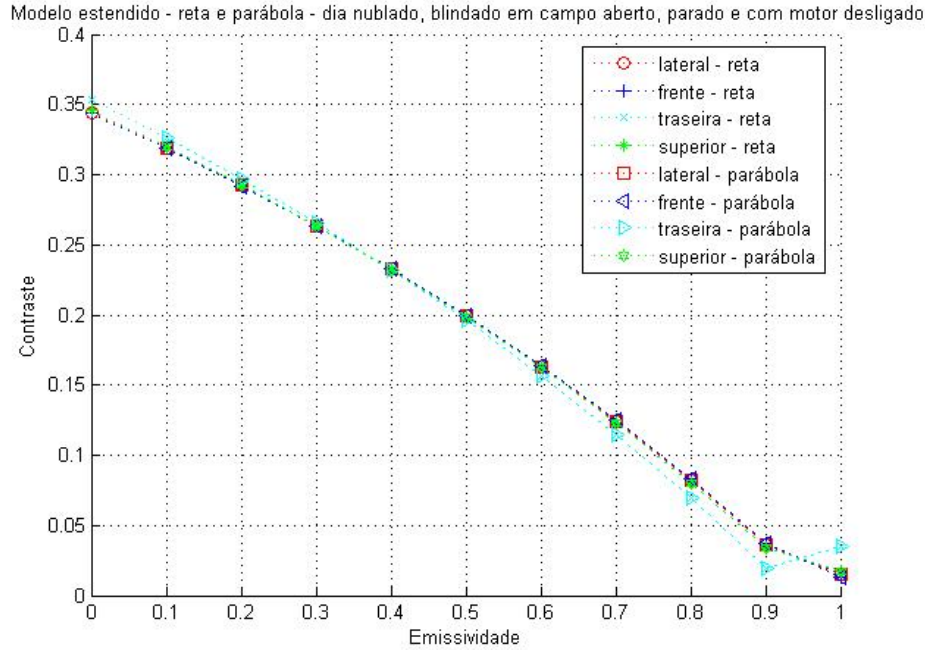


FIG. 10.16: Contraste (Condição meteorológica Nr 9)

ristica da câmera de uma reta para uma parábola, já que o contraste é um parâmetro que somente depende das temperaturas de entrada no método e dos detalhes geométricos, os quais não sofreram nenhuma alteração por força da mudança da forma da curva. Porém, com relação ao alcance de detecção, observou-se uma espécie de translação da curva de resultados no eixo vertical, mantendo-se basicamente a mesma forma, de modo que, com a curva parabólica, passou-se a obter valores mais altos de alcance.

### 10.3 RESULTADOS DO TERCEIRO CASO

As figuras seguintes mostram os resultados da simulação antes e depois de considerar-se os efeitos das trocas de calor existentes entre as superfícies componentes do alvo. Nas Fig. 10.17, 10.19, 10.21 e 10.23 tem-se os gráficos de Alcance de detecção para cada situação meteorológica medida. Já as Figuras 10.18, 10.20, 10.22 e 10.24 mostram os resultados de contraste obtidos.

No caso dos resultados corrigidos pela radiosidade, devido a inconsistência da divisão por zero na matriz dos coeficientes do sistema de equações para as áreas que sofrem influência geométrica (Capítulo 9, página 85), foram desconsiderados os casos de emissividade nula, entendendo-se que esses resultados referentes à origem do eixo x são números muito grandes, de modo que a respectiva curva apresenta um comportamento decrescente.

Observou-se, ainda, que a introdução da grandeza radiosidade, levando em consider-

Modelo estendido - curva parábola - com e sem fator de forma - dia ensolarado, blindado a sombra, parado e com motor ligado

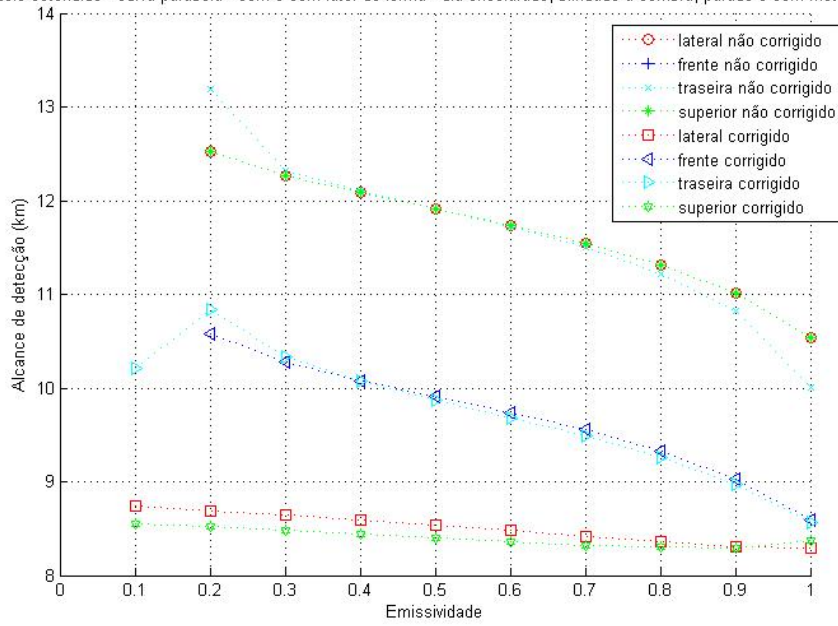


FIG. 10.17: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 1)

Modelo estendido - curva parábola - com e sem fator de forma - dia ensolarado, blindado a sombra, parado e com motor ligado

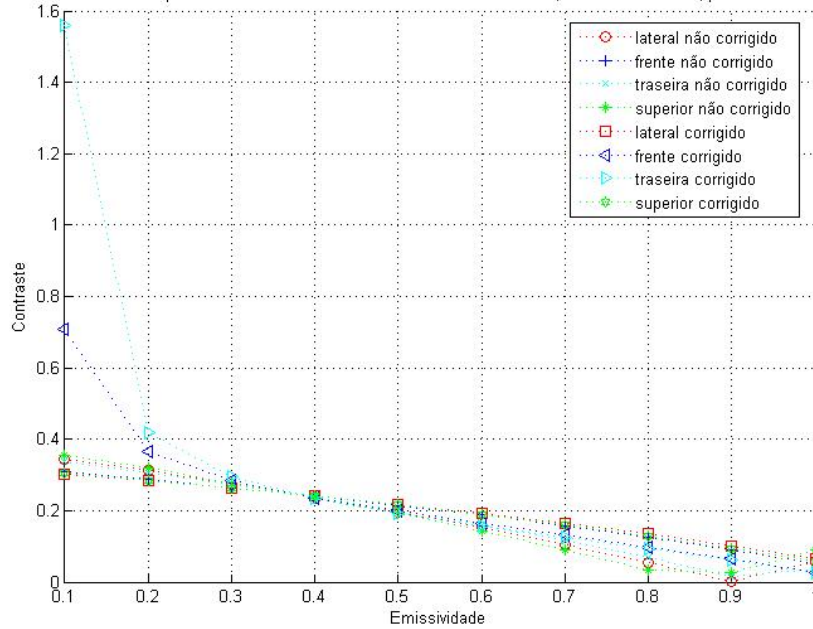


FIG. 10.18: Contraste (Condição meteorológica Nr 1)

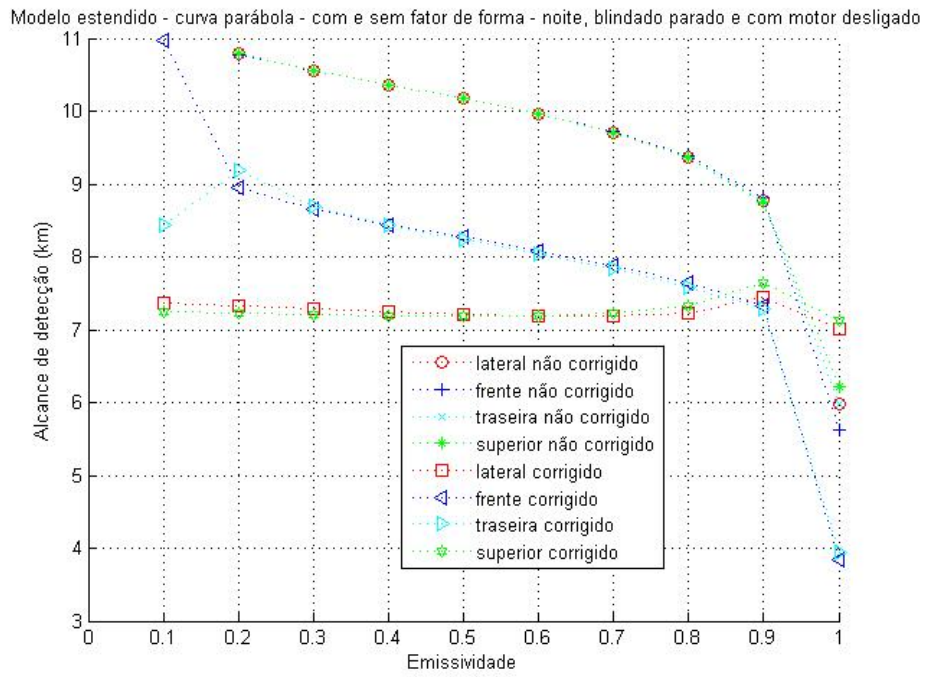


FIG. 10.19: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 3)

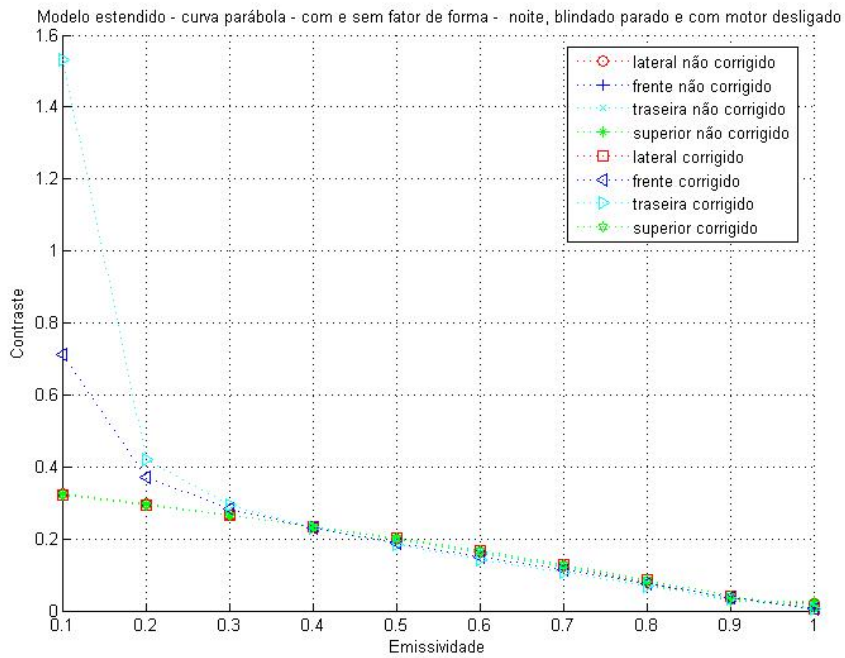


FIG. 10.20: Contraste (Condição meteorológica Nr 3)

Modelo estendido - curva parábola - com e sem fator de forma - dia parcialmente nublado, blindado em campo aberto, parado e com motor desligado

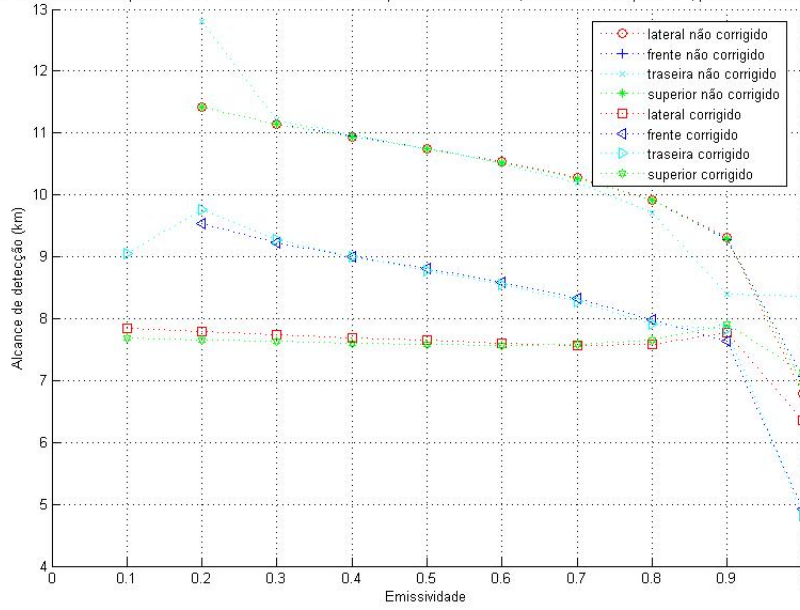


FIG. 10.21: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 7)

Modelo estendido - curva parábola - com e sem fator de forma - dia parcialmente nublado, blindado em campo aberto, parado e com motor desligado

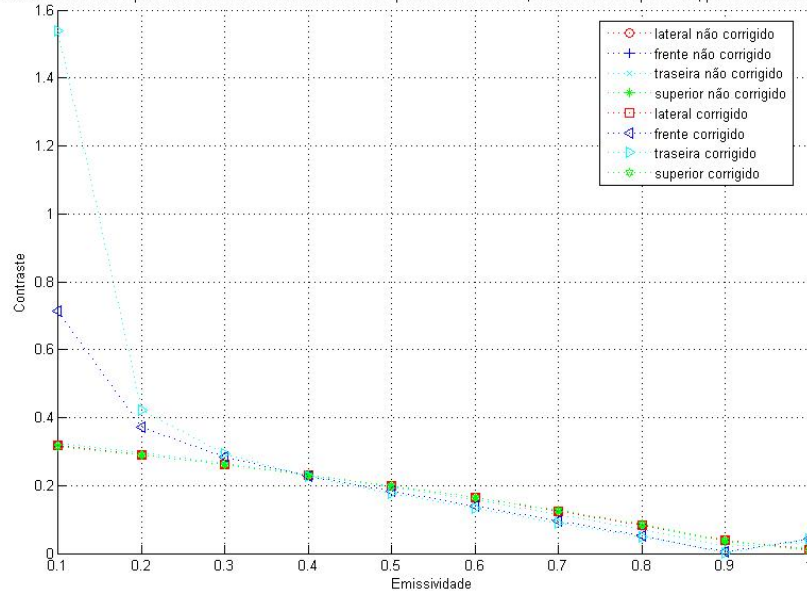


FIG. 10.22: Contraste (Condição meteorológica Nr 7)



Modelo estendido - curva parábola - com e sem fator de forma - dia nublado, blindado em campo aberto, parado e com motor desligado

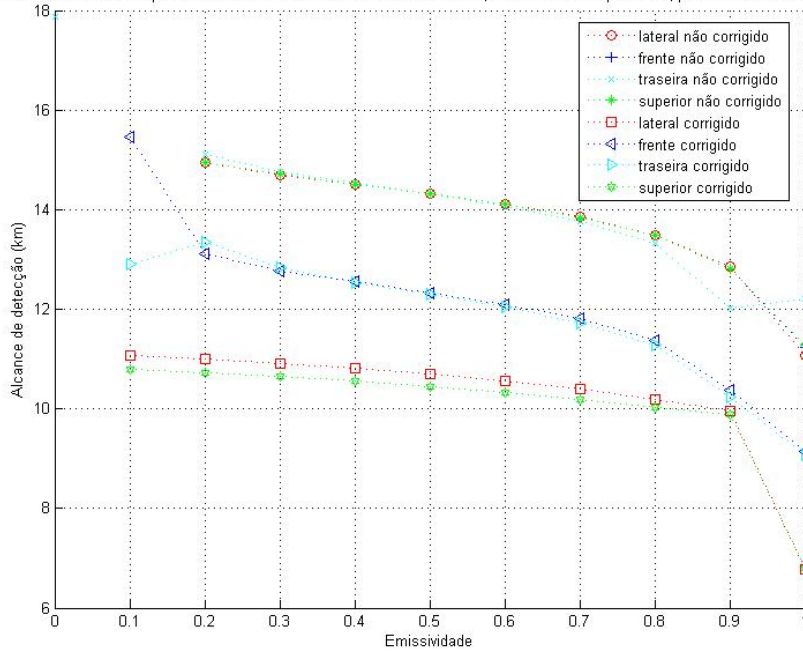


FIG. 10.23: Alcance de detecção (Condição meteorológica Nr 9)

Modelo estendido - curva parábola - com e sem fator de forma - dia nublado, blindado em campo aberto, parado e com motor desligado

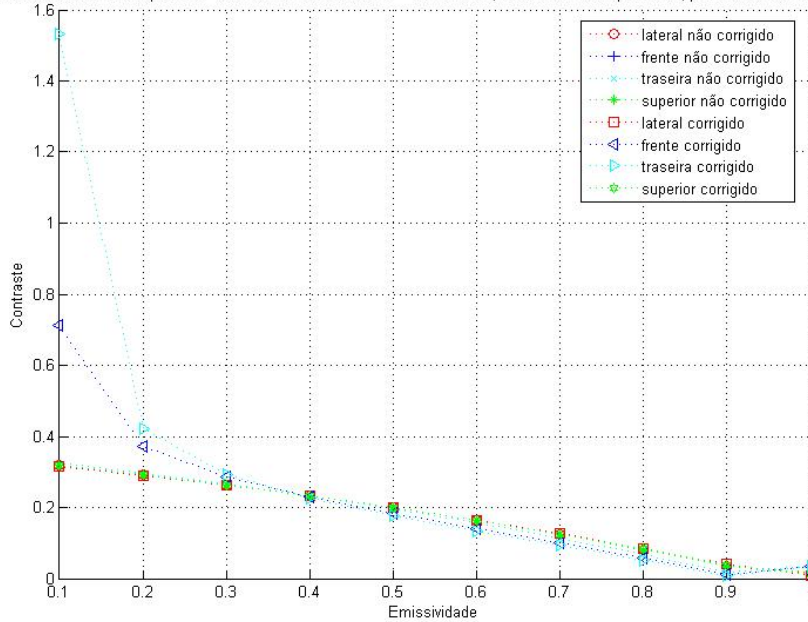


FIG. 10.24: Contraste (Condição meteorológica Nr 9)

ação os fatores de forma nas interações possíveis entre as áreas do alvo, possibilitou o surgimento de curvas de inclinação menos abruptas, como se as trocas internas entre as superfícies do alvo promovessem um maior equilíbrio térmico, tornando as temperaturas do alvo mais uniformes, principalmente nos casos de emissividades pequenas, hipótese em que as parcelas internas de reflexão sofrem um aumento considerável pela Lei de Kirchhoff. Devido ao "melhor equilíbrio térmico" proporcionado e ao fato das condições meteorológicas neste estudo sempre se apresentarem bem próximas às temperaturas do alvo, o objeto tende a se camuflar melhor no ambiente, de forma que o alcance de detecção, em geral, diminui e o contraste pouco se altera - a exceção das vistas traseira e frontal - quando se leva em conta as radiosidades.

## 11 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

O estudo de técnicas de furtividade no mundo teve origem desde os anos 50, utilizando o conceito das assinaturas visual, radar e posteriormente, a térmica. O estudo dessas técnicas e a aplicação dos métodos para a redução da assinatura térmica de veículos militares terrestres não são comuns na literatura. Diante desta realidade, surge a necessidade estratégica de se pesquisar sobre o assunto.

Particularmente, no Exército Brasileiro, esta pesquisa é pioneira no sentido de se estudar a assinatura térmica de uma viatura militar terrestre, tornando-se uma valiosa ferramenta.

Os sistemas infravermelhos visam detectar corpos que emitem calor. Pôde-se constatar experimentalmente no presente estudo que as principais fontes térmicas na viatura blindada de combate Leopard 1A1 situam-se nas áreas relativas ao escapamento do conjunto de força e ao próprio motor. Em regiões de clima tropical, caso do Brasil, pode-se também verificar uma perda no desempenho dos instrumentos de detecção devido à diminuição do contraste do objeto com o meio, quando comparados à performance nos países europeus.

Na realidade, sabe-se que por melhor que uma viatura, nave ou embarcação incorpore tecnologias avançadas para melhorar sua discrição, nunca poderá evadir-se completamente. A presença do objeto provoca alterações no meio que tornam susceptível a sua detecção.

Viu-se que a assinatura infravermelha é o resultado do fluxo radiante total originado pelo alvo, que consiste de duas parcelas: uma de emissão e outra de reflexão, proveniente de fontes externas refletidas pelo alvo. Entretanto, fisicamente, pôde-se perceber durante o procedimento experimental que a energia radiante do alvo é originada por três componentes distintas.

A primeira componente da assinatura térmica é provocada pela geração de energia por fontes internas (por exemplo, o motor da viatura). Esta componente é computada na parcela de emissão do alvo.

A segunda componente da assinatura térmica é devida à exposição solar. As superfícies do objeto absorvem rapidamente e retém o calor causado pela incidência, sendo posteriormente reemitido. Esta segunda componente também incorpora a parcela de emissão do alvo.

A terceira parcela da energia que deixa o alvo é causada pelos objetos e pelos meios

adjacentes ao alvo - como emissões de gases, nuvens do céu e outros alvos - que liberam energia, sendo esta energia captada pelo alvo em questão e refletida para o sensor térmico. Esta terceira componente é considerada na parcela de reflexão.

Os resultados obtidos neste trabalho permitiram inferir as seguintes conclusões:

a) Quanto aos resultados do modelo:

a.1) Na impossibilidade de conduzir-se a validação experimental com uma câmera real, de modo a verificar-se o real alcance de detecção com o uso da própria câmera, os resultados obtidos com o Challenger por RICHARDSON e COATH (2003) foram comparados qualitativamente com os do Leopard para se auferir a faixa ótima de emissividades a ser empregada num revestimento para uma viatura brasileira. Quando comparados, os modelos apresentaram curvas de contraste e alcance de detecção bem distintos, o que justifica a utilização do modelo em condições meteorológicas brasileiras variáveis para a realização das simulações, e produziu resultados bem peculiares;

a.2) Os resultados foram relativamente homogêneos referentes às vistas do blindado, umas com relação às outras. A forma das curvas de alcance obtidas em todos os casos revelam que ao se aumentar a emissividade, tende-se a minimizar o alcance, resultado da diminuição das reflexões. O modelo estendido produziu resultados melhores, como já era esperado, em que os alcances de detecção foram menores. A faixa ótima de emissividade obtida para o Leopard foi de 0,8 a 1, de forma que nesta faixa, para o modelo estendido, o alcance de detecção variou de cerca de 10 km a 4 km em alguns casos mais favoráveis, enquanto que, para o Challenger, nas condições européias, a faixa ótima obtida por RICHARDSON e COATH (2003) foi de 0,4 a 0,75, valores que correspondem a alcances de detecção de 10 km a 6 km. Em todos os gráficos de alcance, as curvas correspondentes aos casos estendido e corrigido (situações reais) apresentam alcance de detecção não superior à casa dos 15km ;

a.3) A mudança da forma da curva no sentido de tornar o procedimento mais fidedigno produziu resultados piores, o que já era esperado; enquanto que a correção implementada para fins da inserção dos fatores de forma produziu resultados mais favoráveis.

b) Quanto às limitações encontradas:

b.1) Não foi possível dar continuidade às medições de forma a inserir-se os efeitos da umidade do ar ou outras condições atmosféricas, como chuva, bem como de proposição de outras condições de funcionamento do Leopard, como por exemplo, de medições com o sistema rádio em operação ou após o tiro;

b.2) O modelo utilizado não levou em conta outros ângulos de observação das vistas do blindado além da posição perpendicular da câmera; e

b.3) A utilização de uma análise generalizada por ocasião dos efeitos da troca radiante das superfícies do alvo em relação a outras superfícies (inserção do fator de forma) não foi implementada, bem como os efeitos das trocas de calor por condução e convecção juntamente com a troca radiante.

## 11.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Algumas sugestões são apresentadas no sentido de que trabalhos futuros possam dar continuidade a pesquisa:

a) Novas simulações podem ser conduzidas considerando-se a proposição de um novo esquema de áreas em que, por exemplo, o cano do armamento seja separado da torre, ou então, o fato de uma condição atmosférica de diferente incidência solar de uma lateral para a outra tornar necessária a consideração de duas vistas laterais, com distribuições de temperaturas diferentes;

b) Pode ser empregada a análise generalizada e aspectos acerca das trocas por condução e convecção, inclusive num modelo que considere a interação entre o solo e a lagarta;

c) O modelo apresentado pode ser implementado considerando-se a viatura em movimento e a inclusão dos parâmetros de reconhecimento e identificação;

d) Modificações no modelo podem ser feitas para estudar a influência de diferentes objetos situados na paisagem, próximos e distantes do alvo;

e) Trabalhos experimentais de forma a se validar os modelos utilizados poderiam ser conduzidos em escala reduzida ou, ainda, com o auxílio do pessoal dos Regimentos de Carros de Combate, onde os carros se encontram hoje, na região sul do Brasil; e

f) Finalmente, modificações no modelo podem ser feitas para projetar-se uma viatura de combate pelo Exército Brasileiro, especialmente da nova família de blindados, de forma a utilizar dados estruturais (p. ex, forma geométrica) e superficiais (p. ex., de emissividades) que promovam uma redução de suas assinaturas térmica, radar e visual concomitantemente.

Uma outra vertente para o estudo de assinatura térmica em veículos militares pode ser explorada com a utilização de códigos numéricos mais complexos, como por exemplo, "PRISM", "GTSIG" e "MUSES". A aquisição de um destes códigos ou o desenvolvimento de um similar nacional permitiria um estudo mais completo do fenômeno de assinatura térmica. Neste caso, soluções simplificadas, como as apresentadas nesta Dissertação, poderiam ser utilizadas como um primeiro filtro para os códigos descritos acima, economizando, desta forma, recursos e tempo de processamento computacional.

## 12 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALLARD, E. F. **Patent No.: US 4,413,668**. 1983.
- BERALDI, A. Carros de Combate Leopard I no Exército Brasileiro. <http://sistemadearmas.sites.uol.com.br/ter/leopard1beraldi.html> acessado em 16/11/2006, 2006.
- CARDOSO, C. G. **Noite, A Hora do Predador**. 2005. URL <http://www.mar.mil.br/caaml/arquivos> acessado em 15/11/2006.
- CHANG, S. L. e RHEE, K. T. **Blackbody Radiation Functions**. Int. Commun. Heat Mass Transfer, (11):451–455, 1984.
- FONSECA, J. S. **Avião Invisível Não é Coisa do Outro Mundo – Parte 2**. Revista Vigília, 1997. URL <http://www.vigilia.com.br/sessao.php?categ=2&id=29> acessado em 20/11/2006.
- GEBUS, L. M. e SANDERS, J. S. **Passive Infrared Signature Augmentation of Full-Scale Plastic Targets**. Proceedings of the 13th Annual Ground Target Modelling Validation Conference, Houghton, MI, 2002.
- GUSTAFSSON, T., FALK, A. e OLSSON, O. **Patent No.: US 6,385,968 B1**. 2002.
- IYA, S. K. e GEORGE, M. R. **Patent No.: US 7,013,636 B2**. 2006.
- JAIN, P. K. **Visible And UV Components In The Spectral Distribution Of Blackbody Radiation**. Phys.Educ., (31):149–155, 1996.
- JOHNSON, J. **Analysis of Imaging Forming Systems**. Image Intensifier Symposium, Warfare Vision Branch, U. S. Army Engineer Research and Development Laboratories, Fort Belvoir, VA, págs. 249 – 273, 1958.
- JOHNSON, K. R., CURRAN, A. R. e GONDA, T. G. **Present State and Future of Infrared Signature Models**. Proceedings of the 3rd Annual Ground Target Modelling Validation Conference, Houghton, MI, 1992.
- KRAPELS, K., DRIGGERS, R., VOLLMERHAUSEN, R. e HALFORD, C. **Minimum resolvable temperature difference (MRT) procedure improvements and dynamic MRT**. Infrared Physics Technology, 43:17 – 31, 2002.
- LAWSON, D. **A Closer Look At Planck’s Blackbody Equation**. Physics Education, 32(5): 321–326, 1997.
- LEUPOLZ, A., SCHERBER, W. e ROTHMUND, W. **Patent No.: US 6,613,420 B1**. 2003.
- MATHIASSEN, D. U. **Patent No.: US 6,937,181 B2**. 2005.

- MILITARY POWER. F-117 Night Hawk - Estados Unidos. <http://www.militarypower.com.br/frame4-armas28.htm> acessado em 15/11/2006, 2006.
- MODEST, M. F. **Radiative Heat Transfer**. Mc Graw-Hill, Singapore, 1993.
- OZISIK, M. N. **Radiative Transfer And Interactions With Conduction and Convection**. Wiley.
- PLESA, C., TURCANU, D. e BODOC, V. **The use of infrared radiation for thermal signatures determination of ground targets**. Romanian Journal of Physics, 51(1-2): 63-72, 2006.
- RICHARDSON, M. A. **Reducing Complex Infrared Scenes to a Single Temperature Difference**. Journal Of Defense Science, 3(3):397, 1998.
- RICHARDSON, M. A. e COATH, J. A. **Low-resolution Signature Modelling Of A Main Battle Tank**. Proceeding of SPIE, 5075:28-38, 2003.
- RICHARDSON, M. A. e KING, S. J. **Modelling The Signature Vulnerability Of a Main Battle Tank**. Journal Of Battlefield Technology, 3(3):29-32, 2000.
- ROCHAEL, F., SILVA, F. F. e HEMERLY, T. M. **Estudo Numérico Sobre Redução da Assinatura Térmica Em Helicópteros**. Projeto Fim de Curso, Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 2006.
- TECHNOLOGY, A. Challenger II. <http://www.army-technology.com/projects/challenger2/specs.html> acessado em 25/10/2006, 2006.
- WIKIPÉDIA. B-2 Spirit. [http://pt.wikipedia.org/wiki/B-2\\_Spirit](http://pt.wikipedia.org/wiki/B-2_Spirit) acessado em 15/11/2006, 2006a.
- WIKIPÉDIA. Biometria. <http://pt.wikipedia.org/wiki/Biometria> acessado em 16/11/2006, 2006b.
- WIKIPÉDIA. Cão visto com infravermelho. [http://pt.wikipedia.org/wiki/Radiacao\\_infravermelha](http://pt.wikipedia.org/wiki/Radiacao_infravermelha) acessado em 18/11/2006, 2006c.
- WIKIPÉDIA. Sikorsky SH-60 Seahawk. [http://pt.wikipedia.org/wiki/Sikorsky\\_SH-60\\_Seahawk](http://pt.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_SH-60_Seahawk) acessado em 15/11/2006, 2006d.
- WIKIPÉDIA. Um F-117 em pleno vôo. [http://pt.wikipedia.org/wiki/F-117\\_Nighthawk](http://pt.wikipedia.org/wiki/F-117_Nighthawk) acessado em 18/11/2006, 2006e.

## 13 APÊNDICES



### 13.1 APÊNDICE A: SOLUÇÃO DA EQUAÇÃO INTEGRAL PELO MÉTODO DE GALERKIN

Para se resolver a Equação 8.21, do Capítulo 8.21, propõe-se uma função teste  $\bar{\Phi}$ , em que  $\bar{\Phi}(x)$  seja uma aproximação para a solução do problema da radiosidade adimensional:

$$\bar{\Phi}(x) = \sum_{v=0}^n c_v x^v = \sum_{v=0}^n c_v \Psi_v \quad (13.1)$$

Onde:

$x$  = Posição na superfície considerada

$n$  = Grau do polinômio que aproxima a solução

$c_v$  = Coeficiente do termo de grau "v" do polinômio

$\Psi_v$  = Monômio de grau "v" do polinômio

Segundo Galerkin, a equação de Fredholm em termos de  $\bar{\Phi}$  fica:

$$\bar{\Phi}(x) - f(x) - \Lambda \int_0^1 \kappa(x, \eta) \bar{\Phi}(\eta) d\eta = \Gamma(x) \quad (13.2)$$

Onde:

$\Gamma(x)$  = Resíduo

Multiplicando-se cada termo da equação acima por uma função  $\Psi_i(x)$  e integrando-se em "x", no intervalo de 0 até 1, em que 1 é o comprimento adimensional da superfície, vem:

$$\int_0^1 \bar{\Phi}(x) \Psi_i(x) dx - \int_0^1 f(x) \Psi_i(x) dx - \Lambda \int_0^1 \Psi_i(x) \int_0^1 \kappa(x, \eta) \bar{\Phi}(\eta) d\eta dx = \int_0^1 \Gamma(x) \Psi_i(x) dx \quad (13.3)$$

E igualando-se o termo  $\int_0^1 \Gamma(x) \Psi_i(x) dx$  a zero, tem-se:

$$\int_0^1 \bar{\Phi}(x) \Psi_i(x) dx - \Lambda \int_0^1 \Psi_i(x) \int_0^1 \kappa(x, \eta) \bar{\Phi}(\eta) d\eta dx = \int_0^1 f(x) \Psi_i(x) dx \quad (13.4)$$

Expressando-se a função teste " $\bar{\Phi}$ " em termos de " $\Psi_v$ ", escreve-se:

$$\sum_{v=0}^n c_v \int_0^1 \Psi_i(x) \Psi_v(x) dx - \Lambda \sum_{v=0}^n c_v \int_0^1 \int_0^1 \Psi_i(x) \Psi_v(\eta) \kappa(x, \eta) d\eta dx = \int_0^1 f(x) \Psi_i(x) dx \quad (13.5)$$

A Equação 13.5 é, na verdade, um sistema de equações em que os coeficientes "c<sub>v</sub>" do polinômio que se deseja obter são as incógnitas. Neste sistema, "n + 1" é o número de coeficientes a serem calculados. Desse modo:

$$\sum_{v=0}^n (C_{iv} - \Lambda D_{iv}) c_v = f_i \quad (13.6)$$

Onde:

$$C_{iv} = \begin{bmatrix} \int_0^1 1.1 dx & \int_0^1 1.x dx & \cdots & \int_0^1 1.x^{v-1} dx \\ \int_0^1 x.1 dx & \int_0^1 x.x dx & \cdots & \int_0^1 x.x^{v-1} dx \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \int_0^1 x^{i-1}.1 dx & \int_0^1 x^{i-1}.x dx & \cdots & \int_0^1 x^{i-1}.x^{v-1} dx \end{bmatrix} \quad (13.7)$$

$$D_{iv} = \begin{bmatrix} \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) 1.1 d\eta dx & \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) 1.\eta d\eta dx & \cdots & \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) 1.\eta^{v-1} d\eta dx \\ \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) x.1 d\eta dx & \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) x.\eta d\eta dx & \cdots & \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) x.\eta^{v-1} d\eta dx \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) x^{i-1}.1 d\eta dx & \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) x^{i-1}.\eta d\eta dx & \cdots & \int_0^1 \int_0^1 \kappa(x, \eta) x^{i-1}.\eta^{v-1} d\eta dx \end{bmatrix} \quad (13.8)$$

$$f = \begin{bmatrix} \int_0^1 1.1 dx \\ \int_0^1 1.x dx \\ \vdots \\ \int_0^1 1.x^{i-1} dx \end{bmatrix} \quad (13.9)$$

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} c_0 \\ c_1 \\ \vdots \\ c_{v-1} \end{bmatrix} \quad (13.10)$$

A potência emissiva da superfície em estudo, então, pode ser calculada substituindo-se a solução do sistema de equações (que fornece a função radiosidade) na Eq. 8.32. Assim, tem-se a seguinte expressão para um polinômio de segundo grau na função radiosidade:

$$\frac{Q/L}{\epsilon\sigma T^4} = \frac{1}{1-\epsilon} [1 - 2\epsilon(c_0x + c_2\frac{x^3}{3})|_0^{1/2}], \text{ com } \epsilon \neq 1 \quad (13.11)$$

Ou seja:

$$\frac{Q/L}{\epsilon\sigma T^4} = \frac{1}{1-\epsilon} [1 - \epsilon(c_0 + \frac{c_2}{12})], \text{ com } \epsilon \neq 1 \quad (13.12)$$

O programa em "MATLAB" utilizado para calcular a radiosidade encontra-se no Apêndice F.

Desta forma, neste Apêndice foi descrita uma metodologia para a solução das equações matemáticas (apresentadas no Capítulo 8) referentes à influência da reflexão de uma paisagem distante (tipicamente o céu) no cálculo da potência emissiva de uma face qualquer do veículo.

No entanto, esta análise, por ser bastante simplista não foi levada adiante, como já mencionado, e, ao invés disso, optou-se por introduzir fatores de forma que permitem levar em consideração a reflexão por superfícies próximas a uma outra determinada superfície. Assim, no Capítulo 9, pode-se constatar uma discussão dos efeitos da troca radiante entre as superfícies do blindado descritas na Figura 6.2.

## 13.2 APÊNDICE B: PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)



Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)



Apêndice B (cont.)

Apêndice B (cont.)

### 13.3 APÊNDICE C: CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS LEOPARD 1A1

## 13.4 APÊNDICE D: PRINCIPAIS PROGRAMAS EM MATLAB

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)



Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)



Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

Apêndice D (cont.)

13.5 APÊNDICE E: PROGRAMAS PARA CONSTRUÇÃO DO GRÁFICO DA CURVA  
MRTD NAS FORMAS RETA E DE UMA PARÁBOLA



Apêndice E (cont.)

13.6 APÊNDICE F: PROGRAMA PARA A ANÁLISE GENERALIZADA COM FATOR DE FORMA

Apêndice F (cont.)