

**MINISTÉRIO DA DEFESA
EXÉRCITO BRASILEIRO
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA**

(Real Academia de Artilharia, Fortificação e Desenho, 1792)

Identificação da Assinatura Térmica na Faixa do Infravermelho de Aeronaves

Orientadora:

Prof^ª Bruna Rafaella Loiola

Orientado:

Carlos André de Paula Costa Mota

Rio de Janeiro

2019

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

Carlos André de Paula Costa Mota

Identificação da Assinatura Térmica na Faixa do Infravermelho de Aeronaves

Projeto de Fim de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica e de Armamento do Instituto Militar de Engenharia, como requisito parcial para obtenção de graus em Engenharia Mecânica e de Armamento.

Orientadora: Prof^a Bruna Rafaella Loiola

Rio de Janeiro

2019

CIP - Catalogação na Publicação

de Paula Costa Mota, Carlos André
Identificação da Assinatura Térmica na Faixa do
Infravermelho de Aeronaves / Carlos André de
Paula Costa Mota. – Rio de Janeiro, 5.
58 f.

Orientador: Bruna Rafaela Loiola.

Projeto Final de Curso (graduação) – Instituto
Militar de Engenharia, Bacharel em Engenharia
Mecânica e de Armamento, 5.

1. Aeronave. 2. Assinatura infravermelha. 3.
ANSYS Fluent. 4. Pluma. 5. Fuselagem. I. Rafaela
Loiola, Bruna, orient. II. Título

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

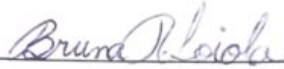
Carlos André de Paula Costa Mota

Identificação da Assinatura Térmica na Faixa do Infravermelho de Aeronaves

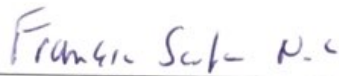
Projeto de Final de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica e de Armamento do Instituto Militar de Engenharia, como requisito parcial para obtenção de graus em Engenharia Mecânica e de Armamento.

Orientadora : Prof^ª Bruna Rafaella Loiola

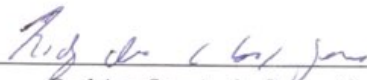
Aprovado em 10 de outubro de 2019 pela seguinte Banca Examinadora:



Bruna Rafaella Loiola - D.Sc



Francesco Scofano Neto - D.Sc



Rodrigo Otavio de Castro Guedes - D.Sc

Rio de Janeiro

2019

Resumo

No cenário tecnológico atual, torna-se importante a compreensão do funcionamento de sensores para aplicação em diferentes áreas. No que diz respeito à detecção de aeronaves de defesa, a identificação a partir da assinatura térmica toma um papel significativo no que toca aos conceitos de furtividade ou aquisição de alvos.

Desta forma, o presente trabalho tem por objetivo investigar numericamente a identificação de assinatura infravermelha de aeronaves. Para essa análise, as radiações provenientes da pluma e da fuselagem de uma aeronave incidentes em uma superfície de análise são avaliadas por meio do ambiente computacional ANSYS Fluent, considerando uma geometria bidimensional e o modelo de radiação *Discrete Ordinates* (DO). As simulações foram efetuadas considerando meio não participante e meio com efeitos de absorção e espalhamento. Os casos analisados com meio participante mostram uma atenuação da radiação no eixo de simetria da aeronave, devido à absorção, porém um aumento da radiação em azimutes laterais devido ao espalhamento. Além disso, verificou-se que os efeitos da pluma são maiores em relação ao da fuselagem em azimutes centrais, enquanto os da fuselagem predominam em azimutes laterais.

Palavras-chaves: Aeronave, fuselagem, pluma, assinatura infravermelha, ANSYS Fluent.

Abstract

In the current technological scenario, it is important to understand the functioning of sensors for application in different areas. Regarding to the detection of defense aircraft, identification from the thermal signature plays a significant role in the concepts of stealth or target acquisition.

Thus, the present work aims to numerically investigate the infrared signature identification of aircraft. For this analysis, the radiation from the plume and the fuselage of an aircraft incident on an analysis surface is evaluated using the ANSYS Fluent computational environment, considering a two-dimensional geometry and the *Discrete Ordinates* (DO) radiation model. The simulations were performed considering non-participating media and media with absorption and scattering effects. The cases analyzed with participant media show a radiation attenuation in the aircraft symmetry axis due to absorption, but an increase of radiation in lateral azimuths due to scattering. Furthermore, it was found that the effects of the plume are greater than that of the fuselage in central azimuths, while those of the fuselage predominate in lateral azimuths.

Keywords: Aircraft, fuselage, plume, infrared signature, ANSYS Fluent.

Conteúdo

Lista de Figuras	8
Lista de Tabelas	9
1 Introdução	12
1.1 Objetivos	12
2 Sensores infravermelho e furtividade	14
2.1 Breve histórico dos sensores infravermelhos	14
2.2 Estudo da furtividade de uma aeronave	15
2.3 Assinatura radar	16
2.4 Assinatura térmica	17
2.5 Características infravermelhas atmosféricas	20
2.5.1 Transmissividade atmosférica	21
2.5.2 Radiância atmosférica	22
2.6 Trabalhos de referência na área	23
3 Problema físico e formulação matemática	25
3.1 Radiação térmica	25
3.2 Leis da radiação térmica	25
3.3 Potência emissiva	26
3.4 Intensidade Radiativa	27
3.5 Radiação em corpo negro	28
3.6 Propriedades da radiação em superfícies reais	30

3.6.1	Absorção, reflexão e transmissão em superfícies reais	31
3.7	Propriedades da radiação em gases	32
4	Método de solução	34
4.1	CFD (<i>Computational fluid dynamics</i>)	34
4.2	Modelos de radiação utilizando ANSYS Fluent	34
4.2.1	<i>Discrete Transfer Radiation Model</i> - DTRM	36
4.2.2	<i>Discrete Ordinates</i> - DO	36
4.2.3	Modelo P-1	37
4.2.4	Modelo Rosseland	37
4.2.5	<i>Surface-to-surface</i> - S2S	38
5	Estudo de caso	40
5.1	Verificação	40
5.2	Pluma	45
5.2.1	Geometria	45
5.2.2	Malha	46
5.2.3	Condições de contorno	46
5.2.4	Resultados	48
5.3	Fuselagem da Aeronave	51
5.3.1	Geometria	51
5.3.2	Malha	52
5.3.3	Condições de contorno	52
5.3.4	Resultados	53
5.4	Discussão e comentários	55

6 Conclusão	56
Referências	57

Lista de Figuras

1.1	Míssil e armamento IGLA, exemplo de MANPADS	12
2.1	Experimento de Herschel. A, B representam o suporte, CD o prisma, posicionado na janela, E representa o espectro de cores formado e 1, 2 e 3 são os termômetros utilizados no experimento [2].	14
2.2	Um alvo será detectado quando o eco do mesmo for superior ao ruído de fundo. O Steatlh atua diminuindo a intensidade do sinal refletido e os sistemas de contra-medida eletrônica elevando a intensidade do ruído de fundo [10].	17
2.3	As entradas do motor do lado de cima de um bombardeiro B-2, que direcionam o ar para os motores enterrados, são claramente visíveis nesta fotografia. O uso de motores enterrados e entradas stealth especialmente configuradas provaram contra-medidas efetivas contra sensores IR [9]. . .	18
2.4	Aeronave AC-130U Spooky disparando seus flares.	19
2.5	Fontes de radiação IR dos aviões de combate [1].	19
2.6	Distribuição e detalhamento da assinatura IR de uma aeronave [1]. . . .	20
2.7	Transmissividade atmosférica para verão em latitudes médias e climas tropicais [15].	21
2.8	Espectro de radiação no solo de um céu claro para verões em médias latitudes. [15].	22
3.1	Espectro de ondas eletromagnéticas (para radiação que viaja através do vácuo) [20].	26
3.2	Poder emissivo espectral do corpo negro para diferentes temperaturas [19].	29
3.3	Intensidade espectral do corpo negro para diferentes temperaturas.	30
3.4	Diagrama da troca radiante em um meio semi-transparente [19].	31
5.1	Modelo geométrico do caso de verificação [18].	41
5.2	Geometria do caso de verificação no software	41
5.3	Malha do caso de verificação no software	42

5.4	Radiação térmica ao longo da superfície de controle.	44
5.5	Radiação incidente ao longo da face analisada.	44
5.6	Geometria da turbina empregada.	45
5.7	Geometria do espaço de trabalho da simulação relativa ao caso da pluma.	46
5.8	Malha relativa ao caso da pluma.	46
5.9	Janela de valores relativos às propriedades do fluido no software.	48
5.10	Radiação ao longo do domínio para o caso da pluma considerando meio não participante.	49
5.11	Radiação incidente da pluma considerando meio não participante.	49
5.12	Radiação ao longo do domínio para o caso da pluma considerando efeitos de absorção e espalhamento.	50
5.13	Comparação entre radiações incidentes entre os casos para a pluma.	50
5.14	Geometria da fuselagem da aeronave empregada.	51
5.15	Domínio de trabalho para caso da fuselagem.	52
5.16	Malha utilizada para o caso de estudo da fuselagem da aeronave.	52
5.17	Resultado do caso da fuselagem da aeronave para um meio não participante.	54
5.18	Comparação entre os resultados entre meio não participante e condições climáticas diferentes.	54
5.19	Comparação entre os resultados da pluma e da fuselagem da aeronave, considerando meio não participante.	55

Lista de Tabelas

5.1	Caso de verificação: comparação entre resultados teóricos e da simulação.	44
5.2	Condições de contorno para o caso da pluma.	47
5.3	Condições de contorno para o caso da fuselagem da aeronave.	53

Lista de Símbolos

α	Absortividade
$\bar{\tau}_{eff}$	Tensor de tensões
ϵ	Quantidade de energia associada ao fóton
η	Número de onda
λ	Comprimento de Onda
μ_s	Coefficiente de espalhamento
μ_α	Coefficiente de absorção
ν	Frequência
Ω	Ângulo sólido
ω	Frequência angular
ρ	Refletividade
ρ_t	Massa específica
σ	Constante de Stefan-Boltzmann
τ	Transmissividade
τ_{ij}	Elemento do tensor de tensões
ε	Emissividade
A_k	Área da superfície k
c	Velocidade da onda eletromagnética
c_0	Velocidade da luz no vácuo
E	Potência emissiva
$E_{b\lambda}$	Potência emissiva espectral de um corpo negro
E_b	Potência emissiva de um corpo negro
E_x	Energia
F_{ij}	Fator de forma entre as superfícies i e j
$G_{\lambda,abs}$	Irradiação espectral absorvida
$G_{\lambda,ref}$	Irradiação espectral refletida
$G_{\lambda,tr}$	Irradiação espectral transmitida

G_λ	Irradiação espectral
h_p	Constante de Planck
I	Intensidade radiativa
I_λ	Intensidade radiativa espectral
k_b	Constante de Boltzmann
k_{eff}	Coefficiente efetivo de condutividade
n	Índice de refração do meio
p	Pressão
Q	Radiação incidente
q_r''	Fluxo térmico
$q_{in,k}''$	Fluxo térmico que incide na superfície k
$q_{out,k}''$	Fluxo térmico que deixa a superfície k
S_g	Termo de geração de radiação
T	Temperatura
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> /Fluidodinâmica computacional
IR	Infravermelho
RMC	<i>Reverse Monte Carlo</i> /Monte Carlo Reverso

1 Introdução

A evolução dos combates armados acabam por requisitar cada vez mais novas tecnologias que se sobreponham às aquelas existentes, de modo a obter vantagem sobre seu inimigo. O teatro de operações, portanto, viu diversas inovações, e uma delas foi a utilização de aeronaves que possibilitaram, a partir de helicópteros e aviões militares, a realização de objetivos tais como reconhecimento, ataques aéreos e outras ações que antes eram impossíveis.

A partir disso, o controle do espaço aéreo se tornou peça crucial para a estratégia de defesa, e portanto, diversas medidas contra aeronaves foram criadas de modo a combater as ofensivas aéreas. Para tanto, medidas de defesa contra ameaças aéreas foram criadas e cada vez mais aprimoradas, enquanto isso, em contrapartida, muito se trabalhou para que as aeronaves fossem dificilmente detectadas, tendo em vista sua alta importância para o cumprimento da missão. Diante do exposto, torna-se importante o estudo da assinatura térmica de aeronaves.

É, portanto, imprescindível reduzir as formas de detecção de uma aeronave para, assim aumentar sua furtividade. Nesse contexto, a assinatura térmica ganha uma grande importância nesse cenário, tendo em vista que a principal forma de abate de aviões/helicópteros são por mísseis guiados por calor. Deste modo, o estudo da radiação térmica na faixa infravermelho (IR) se torna essencial nessa área. Como comprovação desse fato, é dado que 89% dos abates de helicópteros/aviões se deram por mísseis guiados por infravermelho [1], além da larga utilização de equipamentos anti-aéreos portáteis, de fácil manuseio, os MANPADS (*Man Portable Air Defense Systems*).



Figura 1.1: Míssil e armamento IGLA, exemplo de MANPADS

1.1 Objetivos

Este trabalho tem por objetivo realizar uma análise relativa às emissões infravermelhas de diferentes fontes de uma aeronave, afim de se averiguar a assinatura térmica da mesma. Para isso, foram executadas simulações numéricas com intuito de se mensurar a radiação térmica percebida por um detector por meio do software ANSYS Fluent, utili-

zando o modelo *Discrete Ordinates*, comparando os efeitos relacionados ao meio no qual se desenvolve a simulação assim como a resposta para duas fontes térmicas diferentes, a pluma e a fuselagem de uma aeronave.

Deste modo, o capítulo 2 deste trabalho apresenta um estudo histórico sobre sensores infravermelho e explana conceitos sobre furtividade e uma visão geral relativa à assinatura térmica, exibindo estudos de outros trabalhos realizados na área.

O capítulo 3, por sua vez, se concentra em expor conceitos de radiação térmica, problema físico que envolve o caso de estudo, apresentando conceitos teóricos e toda a formulação matemática que fundamenta o tema de assinatura térmica na faixa do infravermelho.

O estudo do software a ser utilizado para a simulação numérica, ANSYS Fluent, é presente no capítulo 4, onde os modelos presentes no ambiente computacional são exibidos, explicando as considerações, vantagens e desvantagens de cada um.

A realização da simulação, resultados e discussões estão apresentadas no capítulo 5 do trabalho, onde são explanados os casos relativos à análise da emissão infravermelha da pluma e da fuselagem da aeronave, tal como o caso de verificação do software.

2 Sensores infravermelho e furtividade

2.1 Breve histórico dos sensores infravermelhos

A descoberta da radiação infravermelha é atribuída à Frederick William Herschel (1738 - 1822), um foi um astrônomo alemão naturalizado inglês. A partir de diversos experimentos, Herschel percebeu que, ao analisar a luz solar com um prisma, cada cor formada em seu espectro possuía um poder de aquecimento diferente. Para tal, em um de seus artigos publicados em 1800 [2], no qual ele procura provar a hipótese que fez anteriormente, de que a extensão da refrangibilidade dos raios de calor é provavelmente mais ampla que as das cores prismáticas [2, 3]. Herschel posicionou um suporte logo após o espectro de luz que era obtido pelo prisma, desenhou algumas linhas paralelas com certo espaçamento e posicionou termômetros, de modo a verificar a variação térmica que acontecia numa faixa de luz "não visível", ou seja, buscava verificar o quanto se alterava a temperatura após o término do espectro de cores criado pela radiação solar. (Fig. 2.1)

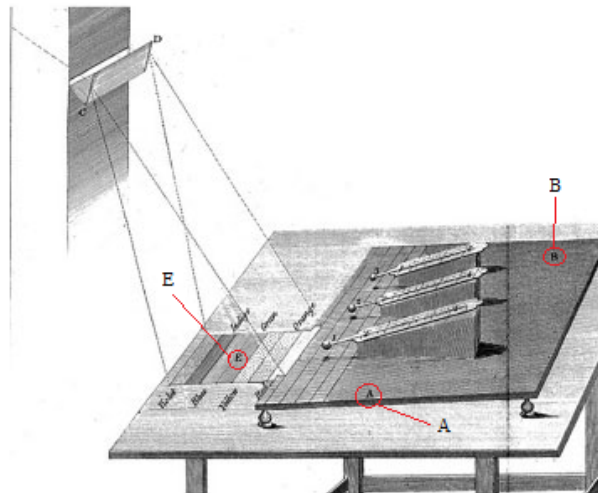


Figura 2.1: Experimento de Herschel. A, B representam o suporte, CD o prisma, posicionado na janela, E representa o espectro de cores formado e 1, 2 e 3 são os termômetros utilizados no experimento [2].

Diante do exposto, Herschel partiu diretamente para a faixa que estava além do vermelho total e verificou a variação de temperatura para essa região. A partir dos resultados encontrados, Herschel chegou às seguintes conclusões: (i) há raios vindo do Sol que são menos refrangíveis do que aqueles que afetam a visão e que possuem alto poder de aquecimento e nenhum de iluminar; (ii) o máximo poder de aquecimento está entre os raios invisíveis e a menos de meio polegada além do vermelho visível (considerando a projeção utilizada) [3]. Deste modo, verifica-se a existência do que Herschel nomeou como "raios caloríficos" além da parte vermelha do espectro luminoso que, assim como a luz visível, eram refletidos, refratados, absorvidos e transmitidos [4].

Após a descoberta de Herschel, pouco evoluiu a respeito dessa área, e isso se

deu por conta da falta de sensibilidade e não existência de sensores precisos [4]. Durante o século 19, Thomas Seebeck desenvolveu conceitos de termoeletricidade que foi primordial para a evolução da maneira de como medir as variações de temperatura. Esses conceitos foram utilizados por Leopoldo Nobili para a criação do primeiro termopar e após isso, Macedonio Melloni utilizou a criação de Nobili para a aferição de temperatura, sendo os resultados 40 vezes mais sensíveis que os termômetros da época [5]. Anos mais tarde, Samuel Pierpont Langley criou o primeiro bolômetro, que consiste num detector térmico, no qual o seu princípio de funcionamento se dá pela variação das resistências dada uma radiação infravermelha incidente. Com esse bolômetro, era possível detectar o calor de uma vaca a 400 metros de distância [6].

A evolução dos sensores térmicos foi de suma importância para a criação de sensores infravermelhos, por conta da grande sensibilidade e acurácia na aferição de pequenas diferenças de temperatura. Outro importante braço para o desenvolvimento desses sensores foi a descoberta dos efeitos de fóton, tal como o efeito da fotocondutividade descoberta por Smith, em 1873 [7]. No período das duas grandes guerras, muito se desenvolveu na área dos detectores de fótons e conversores de imagem [5]. Em 1917, W. Case desenvolveu o primeiro fotocondutor infravermelho [8]. Diante disso, estudos nessa área continuaram sendo desenvolvidos e, os anos 30 foram provavelmente os mais significantes na história do desenvolvimento infravermelho com a criação do *Radio Corporation of America (RCA) IR image tube*. Com o estabelecimento do Comitê Nacional de Pesquisa em Defesa, o desenvolvimento desse tubo foi acelerado. Em 1942, o tubo entrou em produção como o conversor de imagem *RCA 1P25*. Este foi um dos tubos usados durante a Segunda Guerra Mundial como parte do "Snooperscope" e "Sniperscope", que foram usados para observação noturna com fontes de iluminação infravermelha [5].

2.2 Estudo da furtividade de uma aeronave

Os Estados Unidos aplicaram o conceito de aeronaves furtivas na Operação *Desert Storm* - na Guerra do Golfo em 1991 - por meio de operações com o caça F-117 Nighthawk. Nesta operação, os comandantes utilizaram esses conceitos para atacar alvos estratégicos antes que as defesas aéreas fossem neutralizadas ou destruídas. Menos de uma década depois, tanto o caça F-117 quanto o bombardeiro B-2 demonstraram capacidades semelhantes na Operação *Allied Force*, de 1999, sobre a Sérvia. Novamente, o uso de *stealth* (atuação furtiva) permitiu que forças amigas atacassem profundamente de maneira imediata, reduzisse o risco e as perdas, surpreendesse o inimigo e melhorasse significativamente a efetividade em combate, permitindo que aeronaves que seriam encarregadas de operações de apoio atacassem outros alvos. As vantagens operacionais oferecidas pelas aeronaves F-117 e o B-2 comprovaram a eficiência de tecnologia *stealth* e esse conceito começou a ser considerado como vital no empregado em projetos aeronaves militares. Depois de anos observando as operações militares dos EUA, outras nações também estão convencidas das vantagens da tecnologia *stealth*, e estão se movendo para se adaptar à esse novo cenário. A Rússia e a China adotaram medidas furtivas em uma série de novos projetos de aeronaves que estão atualmente em desenvolvimento e devem

entrar em produção na próxima década [9].

Tendo em vista todo contexto histórico, é extremamente desejável uma aeronave furtiva, de modo que esta não seja detectada pelos diversos sistemas da defesa inimiga. Sendo assim, é de crucial importância saber se uma aeronave pode ser detectada por suas "assinaturas", que são: Radar, térmica, visual, acústica, dentre outros.

Sendo assim, temos que as principais assinaturas que estão diretamente relacionadas à sistemas de radares e traqueamento são as assinaturas radar e térmica, portanto, faremos uma explanação sobre esses dois importantes tópicos no tocante à furtividade de uma aeronave.

2.3 Assinatura radar

Para entender a furtividade, precisamos entender o princípio de funcionamento básico de um radar. Os radares funcionam enviando energia eletromagnética de radio-frequência (RF) de uma fonte transmissora e procurando reflexões de um objeto em um receptor. O intervalo de tempo entre a emissão e o recebimento do eco de retorno fornece a distância do objeto devido a onda do radar viaja a velocidade constante (velocidade da luz).

Um objeto será detectado pelo radar quando a relação S/R (sinal/ruído) no receptor atingir o limiar de detecção, A potência do sinal de reflexão está competindo com algum sinal de interferência a fim de ser detectada ou reconhecida.

A medida que deve ser tomada para que seja diminuída a assinatura radar de uma aeronave é a de minimizar a energia eletromagnética refletida de volta para um radar para que ele não possa distinguir o sinal de retorno dos sinais criados pela desordem ambiental e ruído de sua eletrônica interna, a aeronave terá que se aproximar muito até que o sinal atinja o limiar de detecção no receptor. Outra forma de diminuir o alcance de detecção é através de sistemas de interferência que aumentam o ruído que chega ao receptor [10].

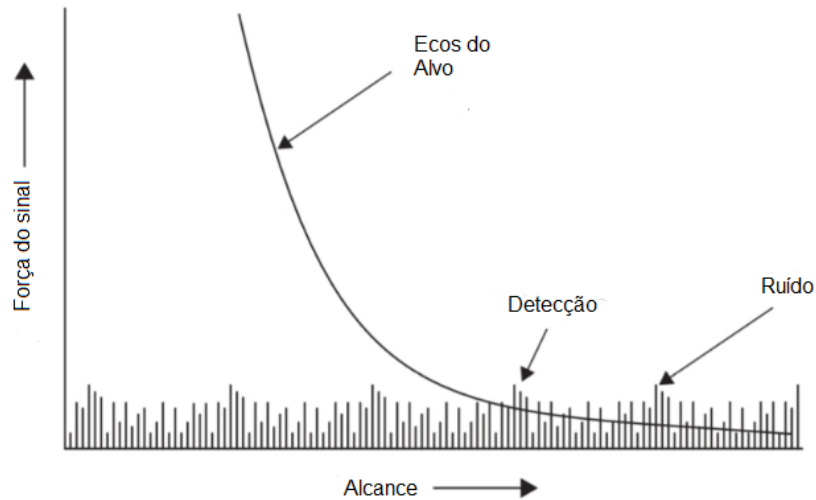


Figura 2.2: Um alvo será detectado quando o eco do mesmo for superior ao ruído de fundo. O Stealth atua diminuindo a intensidade do sinal refletido e os sistemas de contra-medida eletrônica elevando a intensidade do ruído de fundo [10].

Deste modo, diferentes tipos de radares foram criados assim como as contra-medidas para detecção. É interessante saber que os radares para diferentes propósitos atuam em diferentes bandas de frequência, sendo assim, sistemas de defesa podem ser implementados com foco nessas bandas. Outro importante fator, considerando a efetividade dos radares, é a alta velocidade das aeronaves, o que implica que os radares devem possuir elevado alcance e alta velocidade para detecção.

Essa métrica de detectabilidade (RCS – *Radar Cross Section/Seção Reta Radar*) normaliza a refletividade de um alvo em relação ao radar comparando-o a uma esfera de metal, ou seja, RCS é o tamanho aparente ao radar tendo uma esfera de metal como referência. Em termos mais leigos, RCS é o tamanho da assinatura radar de um objeto. Quanto mais elevado o valor de RCS maior pode ser a distância em que esse objeto pode ser detectado pelo radar.

Os seres humanos tem um RCS de cerca de 1m^2 , retornam tanta energia de radar quanto uma esfera com uma seção geométrica de 1m^2 . Simplificando, se uma pessoa partir essa esfera exatamente ao meio a área do círculo formado pela camada interna terá 1m^2 . O RCS é medido em metros quadrados (m^2) ou em decibéis por m^2 (dBsm ou dB), na qual 100m^2 equivale a 20dB, 1m^2 a 0 dB e $0,1\text{m}^2$ a -10dB.

2.4 Assinatura térmica

Além da assinatura radar que é medida por RCS, deve-se estudar a assinatura térmica, notada pela radiação infravermelho, gerada por diferentes fontes em uma

aeronave.

Em projetos furtivos anteriores, este problema foi resolvido colocando as entradas de motor e escape na parte superior da aeronave e enterrando o motor tanto quanto possível na estrutura da aeronave (Fig. 2.3). Gases quentes do motor podem ser ainda mais resfriados usando técnicas de mistura no sistema de exaustão.

Essa posição do motor evita que os sensores infravermelhos baseados no solo tenham uma visão clara do motor ou sua exaustão e cria um isolamento térmico com a pele da aeronave. Essa configuração é um desafio de projeto, mas que foi superado em várias outras plataformas. O uso de motores enterrados e entradas stealth provou ser muito eficaz contra sensores infravermelhos [9].



Figura 2.3: As entradas do motor do lado de cima de um bombardeiro B-2, que direcionam o ar para os motores enterrados, são claramente visíveis nesta fotografia. O uso de motores enterrados e entradas stealth especialmente configuradas provaram contra-medidas efetivas contra sensores IR [9].

A detecção do alvo a partir da assinatura térmica se dá por conta da diferença entre a radiação infravermelho emitida por ele e pelo seu entorno. Para tanto, como a detecção é causada pelo contraste entre o meio e o corpo, é de se esperar que sensores térmicos levem em consideração o meio no qual serão empregados, assim como o projeto das aeronaves, por sua vez, devem ter essa mesma noção, seja para evitar ser detectado ou seja para adotar uma contramedida como, por exemplo, a utilização de *flares*, que são compostos por substâncias que, com sua queima, chegam a temperaturas próximas às de exaustão do motor, sendo assim, gerando bastante radiação infravermelho ao redor da aeronave e, portanto, diminuindo sua assinatura térmica, tendo em vista que o contraste entre o ambiente e o corpo se perderá.



Figura 2.4: Aeronave AC-130U Spooky disparando seus flares.

Diante do exposto, ao se projetar uma aeronave na qual se priorize a furtividade, deve-se estudar os conceitos de radiação térmica emitidos por uma aeronave, de modo a verificar quais são as principais fontes IR (infravermelho) e assim buscar maneiras de reduzir a intensidade das mesmas. Sendo assim, temos que as principais fontes de calor da aeronave são os gases emitidos no escapamento, as partes quentes do motor e o atrito aerodinâmico, conforme explicitado nas figuras 2.5 e 2.6, e a radiação IR total sendo a soma de todas as outras.

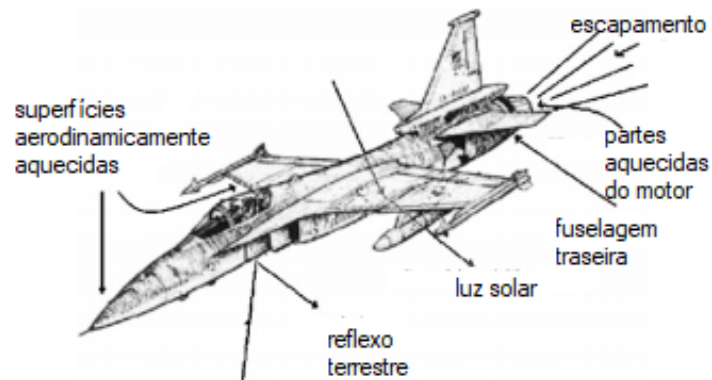


Figura 2.5: Fontes de radiação IR dos aviões de combate [1].



Figura 2.6: Distribuição e detalhamento da assinatura IR de uma aeronave [1].

2.5 Características infravermelhas atmosféricas

Presume-se que a atmosfera seja composta de placas horizontais de gás, cada uma emitindo, absorvendo e transmitindo radiação de acordo com sua concentração, temperatura e características espectrais. O oxigênio e o nitrogênio, que compõem cerca de 99% da atmosfera, são transparentes à radiação infravermelha. Outras moléculas presentes na atmosfera são os principais constituintes que afetam a radiação atmosférica [14].

As características radiativas da atmosfera são uma função de muitos parâmetros: temperatura, umidade, condições climáticas, composição, dentre outras características. Portanto, considerar diferentes condições atmosféricas leva a diferentes previsões computadas de assinaturas infravermelhas de aeronaves [15].

A atenuação da radiação IR na atmosfera é também altamente dependente do comprimento de onda da radiação, temperatura e composição dos gases participantes da radiação. O espectro de infravermelho cobre a faixa de 0,77 a 1000 μm ; isto é, entre a radiação visível (cor vermelha) e microondas. No entanto, principalmente duas janelas atmosféricas onde a transmitância é alta, 2–5 e 8–14 μm , são usadas para vigilância e rastreamento. A faixa de 2 a 5 μm é mais adequada para a detecção da radiação

proveniente da pluma (emissão dos gases no escapamento), enquanto a faixa de 8 a 14 μm se relaciona mais com as emissões provenientes das partes quentes da fuselagem [1].

2.5.1 Transmissividade atmosférica

A transmissividade atmosférica é relacionada à fração da radiação solar que passa pelas camadas da atmosfera e chega à superfície terrestre, ou seja, toda radiação que não foi absorvida pelos gases. Sendo assim, é um importante fator por conta de se relacionar com a radiação que é percebida pelos sensores.

A atmosfera é um bom absorvedor de radiação IR. O fluxo de calor emitido pela aeronave é seletivamente absorvido por vários gases atmosféricos e espalhado por partículas suspensas nela. Existem algumas bandas no espectro total de IR onde a absorção atmosférica é baixa e a transmissividade da radiação IR é alta. Essas bandas de comprimentos de onda são comumente conhecidas como janelas atmosféricas. Para fins de detecção e rastreamento de aeronaves, como usado em mísseis antiaéreos, o detector de infravermelho empregado deve operar dentro dessas faixas de comprimento de onda nos quais a transmissividade é alta [15].

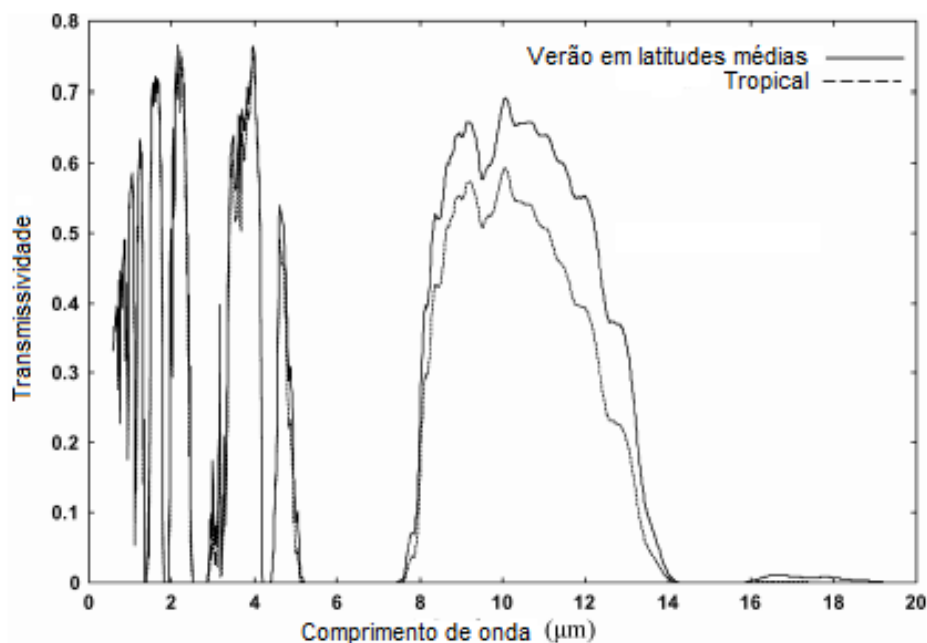


Figura 2.7: Transmissividade atmosférica para verão em latitudes médias e climas tropicais [15].

2.5.2 Radiância atmosférica

A radiância atmosférica é o ruído de radiação de fundo para detectores de IR e é responsável por reduzir o nível total de assinatura de IR da aeronave. A distribuição espectral da radiação atmosférica é principalmente devida à emissão térmica pelos gases atmosféricos e pelo espalhamento da luz solar. No entanto, o espalhamento de radiação por partículas na atmosfera é proeminente apenas nas bandas visível e infravermelha próxima do espectro eletromagnético [15]. Deste modo, a aferição da radiância atmosférica é de grande importância, tendo em vista que os detectores utilizam o contraste entre as radiações de fundo e do alvo a ser detectado.

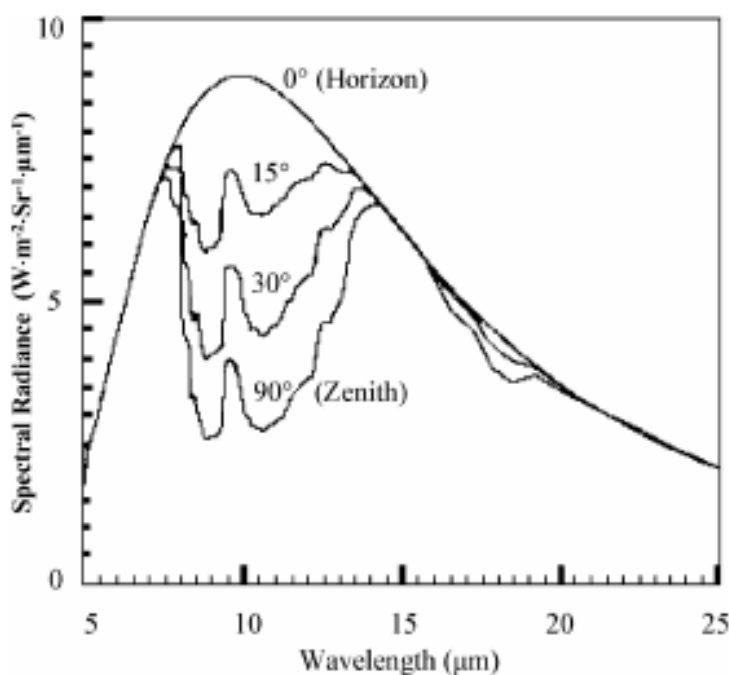


Figura 2.8: Espectro de radiação no solo de um céu claro para verões em médias latitudes. [15].

Ao projetar um avião, a radiação de fundo a ser usada como referência é a de corpo negro, para as diferentes temperaturas de emprego. Para tanto, ao fazer a análise de furtividade de uma aeronave, deve-se verificar o quão diferente é sua radiação quando comparada com a radiação de fundo. Deste modo, a Figura 2.8 explica o motivo pelo qual os sensores IR são utilizados geralmente na faixa de 8 a $12 \mu m$, tendo em vista que corresponde à faixa onde pode-se obter a maior discrepância entre radiação de corpo negro (à qual a aeronave geralmente utiliza como referência) e a radiação de fundo.

2.6 Trabalhos de referência na área

O assunto de assinatura térmica é vasto e é abordado de diferentes formas. Nessa área de estudo, podemos primeiramente citar o código LOWTRAN, que é largamente utilizado para a obtenção da transmissividade atmosférica. McGlynn et al. [17] verificaram em seu trabalho os erros relativos à medição IR de uma aeronave ao utilizar o modelo LOWTRAN de modo a mensurar o erro relativo à esse modelo. Berger [14] por sua vez desenvolveu um modelo que é largamente utilizado para a obtenção da radiância atmosférica. Com seu trabalho, Berger conseguiu prever de maneira aceitável as radiâncias atmosféricas, porém, para situações climáticas extremas, ainda é necessária a introdução de outros modelos.

Rao et al. [15], analisou o efeito da transmissão e da radiância atmosférica na medição da assinatura IR de uma aeronave que voa em baixas altitudes (5 km). Neste trabalho, foram obtidos os valores de transmissividade atmosférica a partir do código LOWTRAN-7 e a radiância atmosférica a partir do modelo de Berger. A partir disso, verificou-se a grande influência da radiância atmosférica, principalmente na faixa de 8 à 12 μm . Huang et al. [16] também fez um trabalho focado em como a radiação de fundo afetava na assinatura térmica da aeronave. Para isso, foram utilizados métodos CFD para obtenção dos resultados de radiação IR, assim como o código MODTRAN para a obtenção da transmissividade. O grande diferencial deste trabalho foi a avaliação do efeito do solo nas medições da assinatura térmica do avião. Como resultados, observou-se a diferença entre as medições obtidas para diferentes estações do ano, tal como a influência do solo, no qual verifica-se uma diferença entre as regiões inferiores e superiores da aeronave.

Jianwei et al. [18] desenvolveu um trabalho de como dimensionar a radiação IR de uma aeronave utilizando métodos CFD e RMC. Deste modo, o trabalho, diferente dos citados anteriormente, tem como objetivo quantificar a radiação IR total de uma aeronave, sem considerar as influências atmosféricas, radiações de fundo ou como a radiação do solo afeta nas medições dos sensores. Portanto, esse trabalho demonstrou o quão efetivo é o emprego desses métodos numéricos para as simulações em questão, assim como demonstrou quantitativamente a contribuição para a radiação total em cada parte do avião, para diferentes ângulos de detecção.

Mahulikar et al. [1] fizeram um trabalho que, em linhas gerais, simulava a assinatura térmica de um avião considerando a contribuição de cada parte separadamente, assim como as influências atmosféricas e do solo para a detecção. Deste modo, este trabalho pode ser visto como uma revisão de vários estudos feitos nessa área, assim como um histórico no seu uso, tanto relativo à emprego, medidas e contra-medidas existentes ao longo da história. Esse artigo apresenta alguns resultados relacionados às áreas de maior contribuição na radiação emitida por um avião, tal como a faixa de comprimento de onda na qual se verifica uma maior influência das relações atmosféricas usadas nas medições.

No presente trabalho, a assinatura infravermelha devido a radiação proveniente da pluma e da fuselagem de uma aeronave inspirada no modelo Saab JAS 39 Gripen

serão investigadas numericamente no ambiente computacional ANSYS Fluent considerando distintas condições atmosféricas.

3 Problema físico e formulação matemática

Antes de se pensar em como modelar assinatura térmica de uma aeronave, deve ser bem entendido o problema físico envolvido. Deste modo, é de extrema importância o entendimento da teoria de radiação térmica.

3.1 Radiação térmica

A radiação térmica é a energia emitida pela matéria que se encontra em uma temperatura não nula. A energia do campo de radiação é transportada por ondas eletromagnéticas se diferenciando da convecção e a condução, que necessitam de um meio material para que ocorra o transporte de energia. Na radiação, entretanto, este não é necessário e, inclusive, a transferência de calor tem maior efetividade quando ocorre no vácuo. A radiação emitida por uma superfície qualquer tem sua origem na energia térmica da matéria.

3.2 Leis da radiação térmica

Como explicitado anteriormente, a transferência de calor por radiação térmica ocorre a partir de ondas eletromagnéticas. Para tanto, se torna importante a obtenção de algumas características da onda. Portanto, sendo c_0 a velocidade da luz no vácuo e n o índice de refração do meio, a velocidade da onda é dada por:

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

Outras propriedades da onda devem ser medidas pela sua grande importância na caracterização da mesma. São elas [20, 21]:

- Frequência ν , medida em Hertz (Hz) ou s^{-1} ;
- Comprimento de onda λ , medido em μm ou nm ;
- Número de onda η , medido em cm^{-1} ;
- Frequência angular ω , medida em rad/s .

As quatro propriedades são relacionadas no seguinte equacionamento:

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

Cada fóton (onda que transporta a energia térmica) possui uma quantidade de energia, ϵ , associada à ele que, pela mecânica quântica, é determinada por:

$$\epsilon = h_p \nu \quad (3.3)$$

Onde h_p é a constante de Planck. Sendo assim, cada onda térmica também carrega uma quantidade de energia, que depende de uma das quatro propriedades mencionadas anteriormente, então, portanto, podemos classificar todo o espectro eletromagnético, conforme explicitado na Figura 3.1.

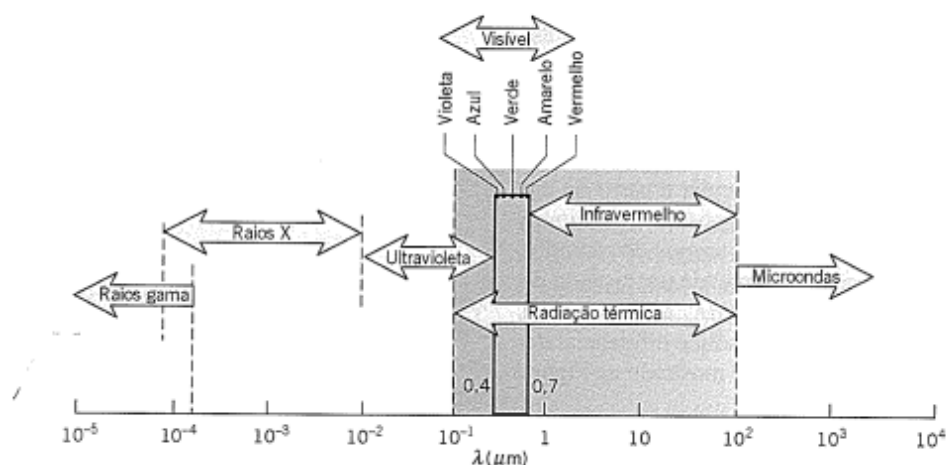


Figura 3.1: Espectro de ondas eletromagnéticas (para radiação que viaja através do vácuo) [20].

3.3 Potência emissiva

Cada meio continuamente emite radiação eletromagnética aleatoriamente em todas as direções, a uma taxa que depende da temperatura local e das propriedades do material. O fluxo de calor radiativo emitido de uma superfície é chamado de potência emissiva, E . Distinguimos entre a energia emissiva total e a espectral (isto é, fluxo de calor emitido por todo o espectro, ou a uma dada frequência por intervalo de frequência dado) de modo que:

- potência emissiva espectral, $E_\nu = \text{energia emitida} / \text{tempo} / \text{área de superfície} / \text{frequência}$
- potência emissiva total, $E = \text{energia emitida} / \text{tempo} / \text{área de superfície}$.

Os subscritos ν , λ ou η (dependendo da escolha da variável espectral) são escolhidos para expressar uma quantidade espectral. A radiação térmica de uma única

frequência ou comprimento de onda às vezes também é chamada de radiação monocromática (já que, na faixa visível, o olho humano percebe que as ondas eletromagnéticas têm as cores do arco-íris). A partir de suas definições que os poderes emissivo total e espectral são relacionados por [20]:

$$E(T) = \int_0^{\infty} E_{\nu}(T, \nu) d\nu \quad (3.4)$$

Tendo em vista a dependência entre o valor do poder emissivo relativo a propriedades da onda, podemos calcular a potência emissiva para uma determinada banda de comprimentos de onda, dada por:

$$E = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E_{\lambda} d\lambda = [(f(n\lambda_2 T) - f(n\lambda_1 T))] n^2 \sigma T^4 \quad (3.5)$$

Onde os valores de f podem ser descobertos à partir da distribuição de Wien.

3.4 Intensidade Radiativa

Enquanto o poder emissivo é utilizado para descrever o fluxo de calor radiativo de uma determinada superfície, a intensidade radiativa é definida como o fluxo de calor de uma superfície por unidade de área e ângulo sólido, logo, acrescenta a dependência direcional do campo radiativo.

Tal como a potência emissiva, a intensidade radiativa também pode ser definida como espectral e total.

- intensidade radiativa espectral, I_{λ} = fluxo de energia aditiva / tempo / área normal aos raios / ângulo sólido / comprimento de onda;
- intensidade radiativa total, I = fluxo de energia aditiva / tempo / área normal aos raios / ângulo sólido.

De maneira análoga, podemos relacionar a intensidade espectral à total de acordo com a equação que segue:

$$I(\mathbf{r}, \hat{\mathbf{s}}) = \int_0^{\infty} I_{\lambda}(\mathbf{r}, \hat{\mathbf{s}}, \lambda) d\lambda \quad (3.6)$$

Onde \mathbf{r} é um vetor de posição que fixa a localização de um ponto no espaço, e $\hat{\mathbf{s}}$ é um vetor de direção de unidade. A partir disso, pode-se relacionar o poder emissivo com a intensidade radiativa (e, portanto, a taxa de calor com a intensidade radiativa):

$$E(\mathbf{r}) = \int_{2\pi} I(\mathbf{r}, \hat{\mathbf{s}}) \hat{\mathbf{n}} \cdot \hat{\mathbf{s}} d\Omega \quad (3.7)$$

Assumindo que a intensidade é difusa, ou seja, igual em todas as direções, a intensidade total emitida por um corpo pode ser obtida a partir da equação 3.7, e equivale à:

$$I(T, \lambda) = \frac{E(T, \lambda)}{\pi} \quad (3.8)$$

Por sua vez, a intensidade de radiação pode ser obtida pela solução da equação de transferência radiativa, indicada pela equação 3.9:

$$\frac{dI}{ds} + (\mu_\alpha + \mu_s)I = \mu_\alpha n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\mu_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I \cdot \Phi \cdot d\Omega \quad (3.9)$$

Onde a intensidade I é função da posição e da direção, μ_α representa o coeficiente de absorção e μ_s representa o coeficiente de espalhamento e n representa o índice de refração do meio.

Se considerarmos um meio que não haja espalhamento (toda radiação é absorvida), a equação 3.9 se reduz à:

$$\frac{dI}{ds} + \mu_\alpha I = \mu_\alpha \frac{\sigma T^4}{\pi} \quad (3.10)$$

Onde, a partir da resolução da equação 3.10, pode ser calculado o valor da intensidade radiativa, que é dado por:

$$I(s) = \frac{\sigma T^4}{\pi} (1 - e^{-\mu_\alpha s}) + I_0 e^{-\mu_\alpha s} \quad (3.11)$$

3.5 Radiação em corpo negro

Um corpo negro é um corpo ideal que permite que toda a radiação incidente passe para dentro de si (sem refletir a energia) e absorve dentro de si toda essa radiação

incidente (sem repassar a energia). Esta propriedade é válida para radiações correspondentes a todos os comprimentos de onda e a todos os ângulos de incidência. Portanto, o corpo negro é um absorvedor ideal de radiação incidente [11].

Por essas propriedades, o corpo negro é usado como parâmetro para a classificação de outros tipos de materiais e, além disso, é um importante tópico no que diz respeito à radiação IR, tendo em vista que a emissão IR do corpo negro se trata de um valor de referência.

A distribuição espectral da radiação emitida varia com a temperatura. O poder emissivo espectral de um corpo negro é governado pela equação de Planck [12], que fornece o poder de emissão espectral de um corpo negro (a potência por unidade de área por unidade de comprimento de onda), $E_{b\lambda}$, por:

$$E_{b\lambda}(\lambda, T) = \frac{C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2/\lambda T) - 1]} \quad (3.12)$$

Onde: λ o comprimento de onda, T a temperatura, $C_1 = 2\pi h_p c_0^2$, $C_2 = h_p c_0/k_b$, sendo $h_p = 6,626 \cdot 10^{-34} m^2 kgs^{-1}$ a constante de Planck, $k_b = 1,38 \cdot 10^{-23} m^2 kgs^{-2} K^{-1}$ a constante de Boltzmann e c_0 a velocidade da luz no vácuo [13].

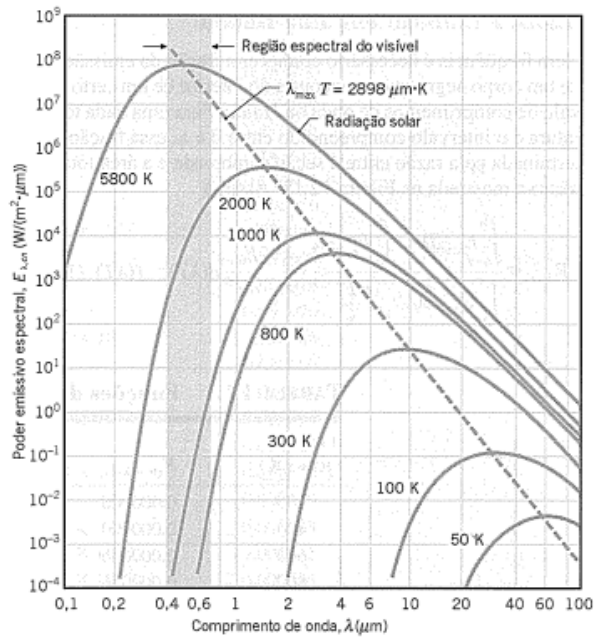


Figura 3.2: Poder emissivo espectral do corpo negro para diferentes temperaturas [19].

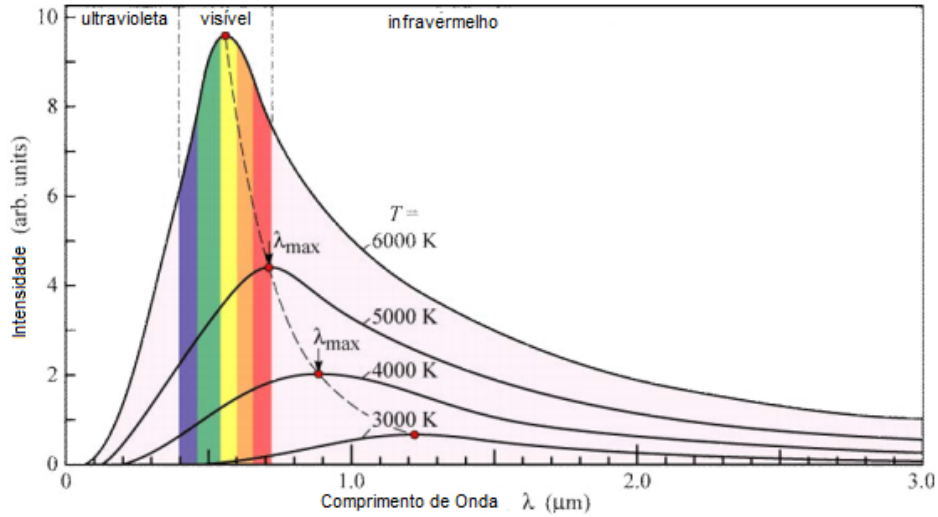


Figura 3.3: Intensidade espectral do corpo negro para diferentes temperaturas.

Levando em consideração o índice de refração do meio, a partir da equação 3.13 nos permite a obtenção da equação de Stefan-Boltzmann, ou seja, nos permite determinar a potência emissiva total de um corpo negro.

$$E_b(T) = \int_0^{\infty} E_{b\lambda}(T, \lambda) d\lambda \quad (3.13)$$

Ao substituirmos o valor de $E_{b\lambda}$ por aquele dado pela equação de Planck (Equação 3.12), obteremos:

$$E_b = n^2 \sigma T^4 \quad (3.14)$$

Onde:

$$\sigma = \frac{\pi^4 C_1}{15 C_2^4} = 5,670 \cdot 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4} \quad (3.15)$$

3.6 Propriedades da radiação em superfícies reais

A partir da definição de corpo negro como sendo uma superfície ideal, no sentido de que nenhuma superfície pode emitir mais radiação do que um corpo negro à mesma temperatura, analisa-se o comportamento de uma superfície real, tomando como referência o corpo negro se mensurar a radiação emitida por ela. Uma importante propriedade radiante conhecida por emissividade pode, então, ser definida como a razão entre

a radiação emitida por uma superfície real e aquela emitida por um corpo negro, ambos a mesma temperatura:

$$\varepsilon = \frac{\text{poder emissivo de uma superfície}}{\text{poder emissivo do corpo negro}} \quad (3.16)$$

3.6.1 Absorção, reflexão e transmissão em superfícies reais

Definindo a irradiação espectral G_λ como a radiação incidente sobre uma superfície por unidade de área e por intervalo de comprimento de onda, tem-se que esta pode incidir de todas as direções possíveis e ter sua origem em diversas fontes diferentes.

Sendo assim, numa situação mais geral, a irradiação interage num meio semitransparente, tal como uma placa de vidro. Como mostrado na Figura 3.4, a irradiação incidente em uma superfície pode ser dividida em diferentes porções, sendo refletidas, absorvidas ou transmitidas. A partir de um balanço da radiação no meio, tem-se que [19]:

$$G_\lambda = G_{\lambda,abs} + G_{\lambda,ref} + G_{\lambda,tr} \quad (3.17)$$

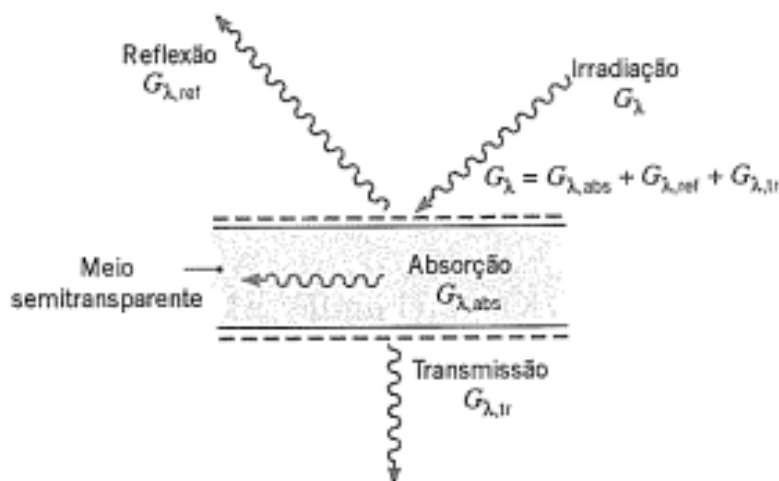


Figura 3.4: Diagrama da troca radiante em um meio semi-transparente [19].

Temos, portanto, três importantes propriedades à serem mensuradas, a refletividade (ρ), absortividade (α) e a transmitividade (τ):

$$\rho = \frac{\text{porção refletida da radiação incidente}}{\text{radiação total incidente}} \quad (3.18)$$

$$\alpha = \frac{\text{porção absorvida da radiação incidente}}{\text{radiação total incidente}} \quad (3.19)$$

$$\tau = \frac{\text{porção transmitida da radiação incidente}}{\text{radiação total incidente}} \quad (3.20)$$

Os valores das três propriedades variam entre 0 e 1 e, o equilíbrio descrito pela Equação 3.17, nos dá que:

$$\rho + \alpha + \tau = 1 \quad (3.21)$$

De maneira geral, a determinação dessas componentes é complexa, dependendo das condições nas superfícies, comprimento de onda, composição e espessura do meio. Em uma definição mais simples, diz-se que o meio é opaco à radiação incidente. Nesse caso considera-se $G_{\lambda, tr} = 0$ e a absorção e reflexão podem ser tratadas como fenômenos de superfície. É portanto apropriado falar da irradiação sendo absorvida ou refletida pela superfície, tendo dependência com o comprimento de onda e a natureza do material da superfície. No caso de uma superfície negra, toda a radiação incidente é absorvida e a absorvidade é igual a unidade.

3.7 Propriedades da radiação em gases

Similarmente a um meio sólido (ou a camada fina próxima à sua superfície), os gases podem absorver e emitir energia radiativa. Todos os átomos ou moléculas de gás carregam uma certa quantidade de energia, consistindo de energia cinética (energia translacional de uma molécula) e energia interna para cada molécula. A energia molecular interna, por sua vez, consiste em várias contribuições, principalmente dos níveis de energia eletrônica, vibracional e rotacional. Assim, um fóton passageiro pode ser absorvido por uma molécula elevando o nível de um dos estados de energia internos. Por outro lado, uma molécula pode liberar espontaneamente (emitir) um fóton para abaixar um de seus estados de energia internos .

Como a energia radiativa penetra através de uma camada de gás, ela gradualmente se atenua pela absorção. A experiência (e desenvolvimento teórico) mostra que essa absorção leva a um decaimento exponencial da radiação incidente, de modo que a transmissividade de uma camada de gás isotérmico homogênea pode ser escrita como [20]:

$$\tau_{\eta} = e^{-\mu_{\alpha} s} \quad (3.22)$$

onde s é a espessura da camada de gás. O decaimento exponencial da radiação incidente também é comumente chamado de lei de Beer. Na expressão para transmissividade utilizamos o número de onda η como variável espectral, uma vez que o número

de onda é comumente escolhido por pesquisadores que trabalham no campo da radiação gasosa. Como, no caso de uma camada de gás, a radiação incidente é transmitida ou absorvida, definimos a absorvidade espectral de uma camada de gás como:

$$\alpha_\eta = 1 - \tau_\eta = 1 - e^{-\mu_\alpha s} \quad (3.23)$$

Além disso, interação entre fótons ou ondas eletromagnéticas com pequenas partículas é um pouco diferente da interação com um gás ou sólido. Quanto a um meio homogêneo, a radiação que viaja através de uma nuvem de partículas pode ser transmitida, refletida ou absorvida. Além disso, a interação com uma partícula pode alterar a direção na qual um fóton viaja. Isso pode ocorrer por um de três mecanismos diferentes:

- o caminho de um fóton pode ser alterado, sem nunca colidir com a partícula, por difração;
- um fóton pode mudar de direção pela reflexão da partícula; e
- o fóton pode penetrar na partícula, mudando sua direção devido à refração.

Todos os três fenômenos juntos são conhecidos como espalhamento da radiação. A absorção ocorre quando a onda eletromagnética penetra na partícula. Portanto, na presença de espalhamento, a equação de transmissividade de uma camada de material, deve ser escrita por:

$$\tau_\eta = e^{-(\mu_\alpha + \mu_s)s} \quad (3.24)$$

A partir dessa equação, define-se o conceito de coeficiente de extinção, dado pela soma dos coeficientes de espalhamento e de absorção.

Vale ressaltar, portanto, que para o estudo de um caso que envolva conceitos de radiação térmica é importante que se saiba as características atmosféricas do caso em questão, pois são elas que fornecerão os valores para os coeficientes de espalhamento e de absorção, necessárias na resolução das equações que envolvem os conceitos de intensidade radiativa e potência emissiva.

4 Método de solução

Para a resolução do problema físico de radiação térmica, foi utilizado o software ANSYS Fluent, que, por sua vez, se baseia em simulações CFD para realização de análises na área de termofluidos.

4.1 CFD (*Computational fluid dynamics*)

CFD é uma metodologia computacional de simulação numérica utilizado para a análise da dinâmica e das relações existentes em problemas de mecânica dos fluidos. Estes métodos permitem, a partir da introdução de propriedades geométricas e das condições de contorno à serem estudadas, prever o que ocorrerá com a dinâmica do fluido.

Esta metodologia computacional se baseia nas equações de conservação de massa, momento e energia, principalmente nas equações de Navier-Stokes (Equações 4.1, 4.2, 4.3) como modelos matemáticos dos casos físicos, e, a partir de propriedades físicas, tais como pressão, temperatura, massa específica, viscosidade e outras, se torna possível, com a utilização desse método, análise de problemas físicos de transferência de calor, transferência de massa, mudança de fase, reações químicas, análises de escoamento de maneira geral, turbulência, etc.

$$\frac{\partial \rho_t}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho_t u_j] = 0 \quad (4.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_t u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho_t u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ji}] = 0, \quad i = 1, 2, 3 \quad (4.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_t e_0) + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho_t u_j e_0 + u_j p + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0 \quad (4.3)$$

4.2 Modelos de radiação utilizando ANSYS Fluent

O ANSYS Fluent é um software computacional que utiliza métodos CFD de modo que seja possível a modelagem e simulação de diversos problemas físicos relacionados à mecânica de fluidos e termodinâmica. Sendo assim, o software pode solucionar, a partir da equação da energia e dos métodos de transferência de calor desejados uma análise térmica do sistema.

Para o caso da radiação, o software dispõe de 5 modelos, nos quais podem ser adicionados os carregamentos térmicos devido à radiação solar, de modo que este também seja empregado nas simulações. São eles:

- Discrete Transfer Radiation Model (DTRM)
- Discrete Ordinates (DO)
- Modelo P1
- Modelo Rosseland
- Surface-to-surface (S2S)

De maneira geral, todos os modelos buscam solucionar a equação de transferência de calor radiativa (Eq. 3.9), onde cada modelo necessita de entradas diferentes e solucionam com outras abordagens, que serão explicitadas mais à frente. Além disso, os modelos de radiação demandam a resolução da equação da energia, que é descrita abaixo [22]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_t E_x) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho_t E_x + p)) = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) + S_g \quad (4.4)$$

Na equação 4.4, k_{eff} representa a coeficiente efetivo de condutividade, onde são considerados efeitos de turbulência; J_j o fluxo difusivo da espécie j e S_h o termo de geração de energia.

O manual de utilização do software [22] nos apresenta diversas vantagens e desvantagens de cada modelo possibilitando a escolha do mais adequado de acordo com o caso de estudo, como segue abaixo:

- Espessura ótica: a espessura ótica é dada por $\mu_a L$, sendo L um comprimento característico. Para espessuras com valores superiores a 1, os modelos mais indicados são o P1 e o Rosseland, sendo este último mais eficaz para espessuras maiores que 3. Os modelos DO e DTRM podem ser utilizados em todas as faixas de espessura ótica, porém, são mais custosos. Para espessuras menores que 1, os modelos DO e DTRM acabam por ser os únicos que podem ser utilizados;
- Espalhamento e emissividade: Os modelos P1, DO e Rosseland levam em conta os efeitos de espalhamento, enquanto o modelo DTRM desconsidera esse efeito. O modelo Rosseland, por sua vez, despreza a emissividade das paredes por conta de sua abordagem;
- Fontes de calor localizadas: Para problemas desse tipo, o modelo P1 pode superestimar os fluxos radiativos. Nesses casos, os modelos DO ou o modelo DTRM com um número suficientemente grande de raios pode ser o mais adequado;
- Transferência radiativa em invólucro com meio não participante: O modelo S2S é o mais adequado para este tipo de problema. Outros modelos podem ser utilizados, porém, não são sempre eficientes.

A seguir, serão apresentados com um detalhamento maior cada modelo, mostrando as equações utilizadas, vantagens e limitações, tomando como base o que é exposto no próprio manual do software.

4.2.1 *Discrete Transfer Radiation Model - DTRM*

O modelo DTRM tem como sua principal característica aproximar a radiação de uma quantidade de ângulos sólidos em apenas um raio, ou seja, discretizar a radiação que sai de um corpo por um limitado número de raios e realizar os cálculos a partir do método do traçado de raios.

Este modelo resolve a equação 3.9, desprezando os efeitos de espalhamento, fazendo com que o problema se reduza à equação 3.10, que tem, por sua vez, como resultado, a equação 3.11.

As técnicas de traçamento de raios utilizadas por este modelo podem prever de maneira satisfatória a transferência de calor que venha a ocorrer entre duas superfícies, sendo sua precisão limitada à malha e quantidade de raios utilizados.

4.2.2 *Discrete Ordinates - DO*

O modelo DO resolve a equação de transferência de calor radiativa (equação 3.9) para um número determinado número de ângulos sólidos, cada um associado à uma direção \vec{s} fixado no sistema cartesiano global. Seu processo é semelhante ao modelo DTRM, porém, como diferença, o modelo DO não faz o traçado prévio dos raios. O modelo DO considera a equação de transferência de calor radiativa na direção \vec{s} , portanto, a Equação 3.9 se escreve como:

$$\nabla \cdot (I(\vec{r}, \vec{s})\vec{s}) + (\mu_\alpha + \mu_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = \mu_\alpha n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\mu_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, s') \cdot \Phi(\vec{r} \cdot \vec{s}') \cdot d\Omega \quad (4.5)$$

Sendo assim, o modelo DO se assemelha ao modelo DTRM, porém, o modelo DO pode ser considerado mais completo, por levar em conta características como espalhamento e diferentes tipos de parede, o que não é levado em conta no modelo DTRM. Entretanto, pelo fato de resolver a equação de transferência de calor radiativa de maneira completa, é natural que seja demandado um esforço computacional mais elevado.

4.2.3 Modelo P-1

O modelo P de radiação é o caso mais simples do modelo P-N, no qual a intensidade radiativa é calculada em diferentes séries ortogonais de harmônicos esféricos. Ao modelar a radiação cinza (refere-se ao tipo de radiação que espera-se ver de uma superfície cinza), o fluxo de calor pode ser obtido pela equação que se segue:

$$q_r'' = -\frac{1}{3(\mu_a + \mu_s) - C\mu_s} \nabla G \quad (4.6)$$

Da equação acima, G representa a radiação incidente e C é o coeficiente da função de fase linear anisotrópica, que é propriedade do fluido. Sobre esse coeficiente, seus valores variam entre -1 e 1, um valor positivo indica que mais energia radiante é espalhada para frente do que para trás, e um valor negativo significa que mais energia radiante é espalhada para trás do que para frente. Um valor zero define dispersão isotrópica, isto é, espalhamento que é igualmente provável em todas as direções.

Assumindo $\Gamma = \frac{1}{3(\mu_a + \mu_s) - C\mu_s}$, temos que a equação de transporte de G é dada por:

$$\nabla \cdot (\Gamma \nabla G) - \mu_a G + 4\mu_a n^2 \sigma T^4 = S_g \quad (4.7)$$

O termo S_g representa um termo de geração de radiação que é definido pelo usuário. Podemos, portanto, assumir uma geração de radiação nula, obter uma expressão para $-\nabla q_r$, que pode ser substituída na equação de energia, e é dada por:

$$-\nabla \cdot q_r'' = \mu_a G - 4\mu_a n^2 \sigma T^4 \quad (4.8)$$

Esse modelo apresenta como uma de suas vantagens o baixo custo computacional, porém, pode ter perda de precisão para pequenas espessuras óticas.

4.2.4 Modelo Rosseland

O modelo Rosseland é utilizado para espessuras óticas médias, com recomendação de ser utilizada com valores de espessuras superiores à 3. Ele pode ser obtido a partir do modelo P-1, assumindo a intensidade como a de um corpo negro à temperatura do gás, portanto, $G = 4\sigma n^2 T^4$ (O modelo P-1, na verdade, resolve a equação de transporte para G). Portanto, pode-se chegar à expressão que representa o fluxo de calor, que é dado por:

$$q_r'' = -16\sigma\Gamma n^2 T^3 \nabla T \quad (4.9)$$

Sendo assim, pode-se aproximar $16\sigma\Gamma n^2 T^3$ como sendo uma expressão que represente o coeficiente de transferência de calor por radiação, utilizado para computar o campo de temperatura.

4.2.5 *Surface-to-surface - S2S*

O modelo S2S pode ser utilizado para a aferição de trocas de calor radiativas entre superfícies cinzas difusas. Para a realização destes cálculos, a troca entre superfícies leva em consideração um determinado fator de forma, que será descrito à frente. A principal consideração do modelo é que, qualquer absorção, transmissividade ou espalhamento da radiação pode ser desprezado, restando apenas os efeitos de refletividade.

Para tanto, o fluxo de calor que deixa uma superfície é composto pela energia emitida pelo corpo e do calor refletido por este, sendo o ultimo dependente do calor que incide na superfície. Portanto, o fluxo de calor que deixa a superfície k é dado por:

$$q_{out,k}'' = \varepsilon_k \sigma T_k^4 + \rho_k q_{in,k}'' \quad (4.10)$$

Sendo $q_{out,k}''$ o fluxo de calor que deixa a superfície k e $q_{in,k}''$ o calor que incide na superfície.

A relação entre o fluxo de calor que sai de uma superfície e chega em outra é dado por uma função geométrica chamada de fator de forma. O fator de forma F_{jk} representa a fração de energia que deixa a superfície j e incide na superfície k . Sendo assim, o fluxo de calor incidente em uma superfície pode ser calculado por:

$$A_k q_{in,k}'' = \sum_{j=1}^N A_j q_{out,j}'' F_{jk} \quad (4.11)$$

Sendo A_k a área da superfície k . Logo, demonstra-se importante a definição do fator de forma entre duas superfícies, este pode ser dado por:

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi r^2} \delta_{ij} dA_i dA_j \quad (4.12)$$

Além da reação entre o fator de forma entre duas superfícies, dado por:

$$A_k F_{kj} = A_j F_{jk} \quad (4.13)$$

Sendo assim, o modelo S2S se baseia no fator de forma e na troca entre superfícies, em um meio não participante. Apresenta algumas limitações tais como suas considerações sobre as superfícies e, também, o custo computacional aumenta em função da quantidade de superfícies utilizadas.

5 Estudo de caso

Como visto anteriormente neste trabalho, em uma aeronave, existem diferentes fontes principais de calor, nas quais ocorrem os picos de emissão de radiação térmica. Tendo em vista esse fato, os casos a serem estudados neste trabalho são as emissões da pluma (gases de exaustão) e da fuselagem da aeronave como um todo (com aquecimento devido ao atrito e às partes quentes, como o motor).

Tendo em vista que devem ser levados em conta os efeitos de espalhamento para a simulação do caso da pluma [23, 24], e por realizar simulações com bandas de comprimentos de onda especificadas, apenas os modelos de radiação DO e P-1 utilizam esses conceitos. Por conta de ter uma abordagem mais completa no que diz respeito à obtenção de dados relativos à intensidade radiativa, foi escolhido o modelo DO para a realização das simulações que, nos casos em questão, foram efetuadas utilizando geometrias 2D para os casos analisados.

Com o objetivo de verificar a precisão dos resultados provenientes do software, foi realizado preliminarmente uma verificação do software, de modo que se comparasse os resultados obtidos pela simulação numérica com resultados teóricos de um caso conhecido. Após isso, foram efetuadas as simulações relativas aos casos testes, considerando meio não participante e efeitos de espalhamento e absorção, de modo a comparar os resultados.

Para o caso da pluma, as simulações foram realizadas numa faixa de $2 \mu m$ a $5 \mu m$ considerando efeitos de espalhamento e absorção [1, 24, 25], além de uma simulação considerando meio não participante.

Já para o caso da fuselagem, a banda de comprimento de onda usada foi de $8 \mu m$ a $14 \mu m$; além disso foram desprezados efeitos de espalhamento [1]. Deste modo, foram efetuadas as simulações em duas diferentes condições climáticas (obtendo-se assim, diferentes coeficientes de absorção), além de uma simulação considerando meio não participante, de modo a se realizar uma comparação entre os resultados obtidos.

5.1 Verificação

De modo a se verificar o software, foi escolhido um caso inspirado por aquele utilizado por Jianwei et al. [18]. O caso consiste em três esferas com diâmetro de 40 mm, consideradas como um corpo negro, com temperaturas distintas, conforme mostrado na Figura 5.1.

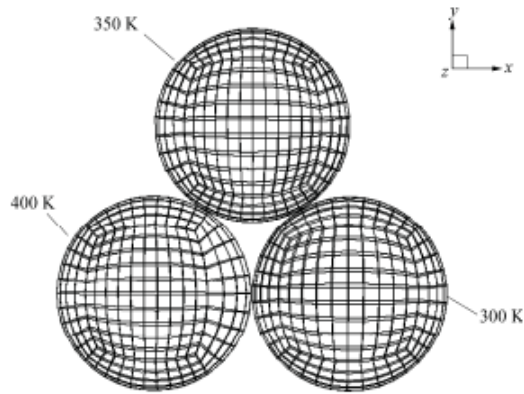


Figura 5.1: Modelo geométrico do caso de verificação [18].

Porém, diferente do método empregado pelos autores do artigo, foi realizada uma simulação bidimensional do caso, utilizando as mesmas considerações de corpos negros esféricos e as mesmas temperaturas. Para isso, foi criada uma geometria retangular, que possui 250 mm de altura e 300 mm de largura, de modo que fosse possível mensurar a radiação incidente em cada ponto dos lados deste retângulo, conforme ilustrado pela Figura 5.2.

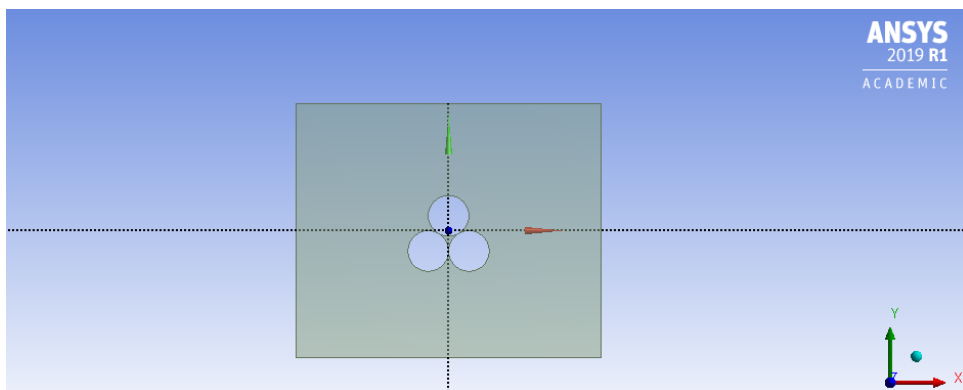


Figura 5.2: Geometria do caso de verificação no software

Para a realização da simulação, foi considerado um meio não participante e foi utilizada uma malha quadriculada em toda a superfície de controle (Figura 5.3). A malha foi mais refinada tanto nas superfícies da esfera quanto na superfície escolhida para análise. Ao total, a malha foi composta por 192247 elementos.

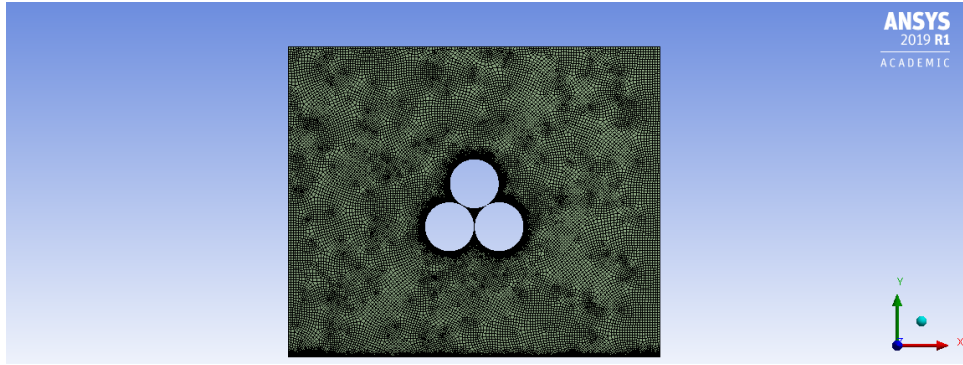


Figura 5.3: Malha do caso de verificação no software

A simulação se baseou em avaliar a radiação incidente no ponto central da face inferior do retângulo. Para isso, foi realizada uma simulação utilizando o modelo DO, com um espectro de $8 \mu m$ a $14 \mu m$ e considerando meio não participante (ou seja, desprezando efeitos de espalhamento e absorção). A verificação, por sua vez, consiste em, comparar os resultados obtidos com a simulação com aqueles obtidos à luz da teoria.

Para o cálculo teórico, utilizaram-se conceitos de potência emissiva e sua relação com intensidade radiativa de modo que, para o ponto em questão, a partir das equações 3.12, 3.5 e 3.8 tornou-se possível o cálculo da radiação incidente esperada, conforme descrito abaixo:

$$E_i = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E_{b\lambda} d\lambda = [(f(n\lambda_2 T_i) - f(n\lambda_1 T_i))] n^2 \sigma T_i^4, \quad \lambda_2 = 14 \mu m, \quad \lambda_1 = 8 \mu m, \quad i = 1, 2$$

$$T_1 = 400K, \quad T_2 = 300K$$
(5.1)

Neste caso, a radiação incidente no ponto de análise é emitida apenas pelas esferas inferiores. A partir da equação 3.8, obtem-se as intensidades totais relativas à emissão das esferas inferiores:

$$I_{total} = \frac{E_1 + E_2}{\pi}$$
(5.2)

Deve-se, entretanto, considerar que, a intensidade total é relativa à toda a superfície da esfera e a radiação que incide no ponto não é relativa à totalidade da superfície. Em outras palavras, a esfera emite uma radiação equivalente à potência emissiva porém, nem toda essa radiação emitida é percebida pelo ponto, sendo assim, a intensidade total deve ser multiplicada por um fator geométrico relativo à porção da esfera na qual a radiação emitida por esta incide no ponto de análise, conforme explicitado nos cálculos abaixo:

Assumindo que a superfície do corpo é dividida em dA porções, temos que a radiação total que chega num ponto qualquer é dada por:

$$Q_{dA} = I_{total} \cdot dA \quad (5.3)$$

Supondo que a área do corpo na qual é possível que os raios sejam percebidos pelo ponto de análise seja A_p , temos que, a radiação total que incide sobre esse ponto é dada pela soma da radiação emitida por cada porção que compõe essa área A_p :

$$Q_i = Q_{dA} \cdot \frac{A_p}{dA} \Rightarrow Q_i = I_{total} \cdot A_p \quad (5.4)$$

Porém, o valor de A_p varia de acordo com o ponto de análise e, portanto, a radiação incidente seria dependente do valor dessa área. Para evitar isso, considera-se que a área A_p representa apenas uma porção da área total, de modo que $A_p = A \cdot x$, e assim:

$$Q_i = I_{total} \cdot A \cdot x \Rightarrow I_i = I_{total} \cdot x \quad (5.5)$$

Desta forma, a radiação incidente é representada pela intensidade radiativa incidente, com unidades de $Wm^{-2}sr^{-1}$. Para o caso de verificação, foram traçadas duas tangentes partindo do ponto e chegando à esfera, tendo em vista que cada porção infinitesimal de área consegue emitir raios em direções de no máximo 90 graus de angulação com sua normal. A partir disso, foi calculado o arco correspondente aos pontos e dividido pelo arco total, de modo que o fator geométrico encontrado foi de $x = 0.44$.

Logo, adota-se as coeficientes de espalhamento e absorção nulos na simulação de modo que se respeitem as considerações feitas para o cálculo teórico da radiação incidente.

Como resultados da simulação, a Figura 5.4 ilustra a radiação emitida em todo domínio, enquanto a Figura 5.5 indica a radiação incidente na face analisada.

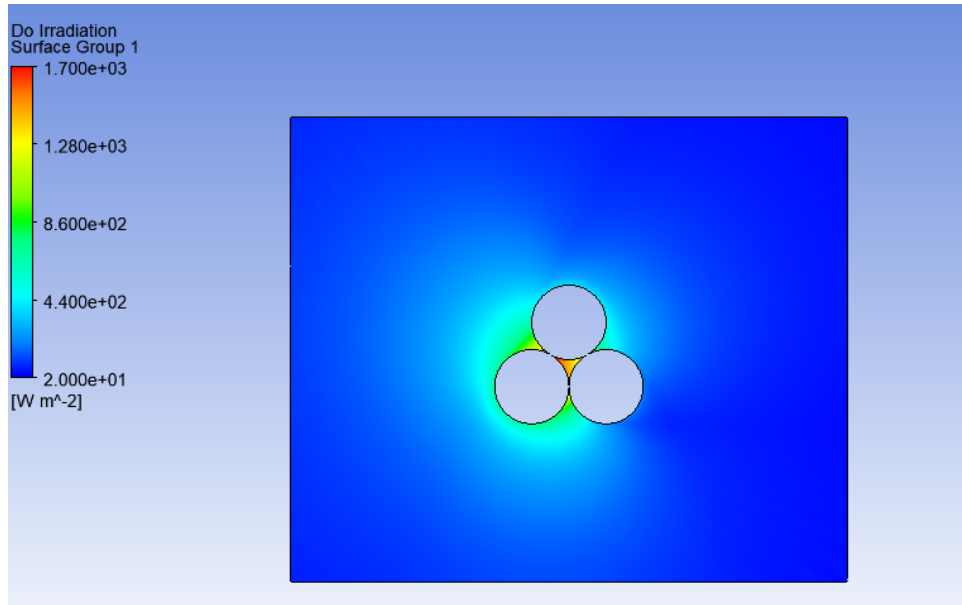


Figura 5.4: Radiação térmica ao longo da superfície de controle.

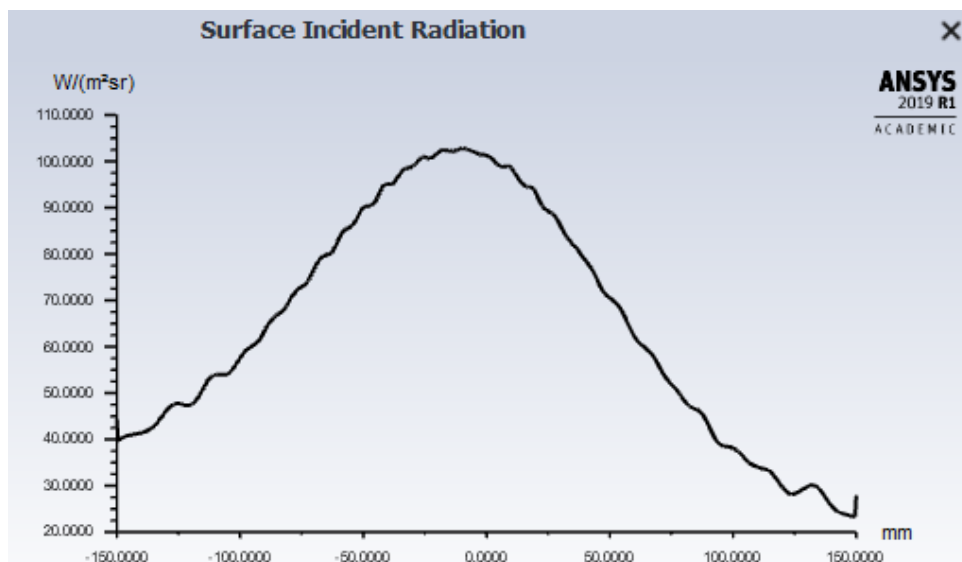


Figura 5.5: Radiação incidente ao longo da face analisada.

Ao analisar o ponto escolhido para o cálculo teórico realizado, pode-se, como explicitado na tabela 5.1, mensurar o erro relativo entre os resultados teóricos e simulados.

Tabela 5.1: Caso de verificação: comparação entre resultados teóricos e da simulação.

Radiação incidente teórica	Resultado da simulação	Erro relativo
$101,729 \text{ Wm}^{-2}\text{sr}^{-1}$	$101,525 \text{ Wm}^{-2}\text{sr}^{-1}$	0,2 %

Sendo assim, por conta do baixo erro relativo encontrado tal como da confor-

midade dos resultados obtidos relativos à irradiação, onde pode-se observar uma maior intensidade entre as esferas de maior temperatura, pode-se considerar que a verificação do software foi bem sucedida.

5.2 Pluma

Uma das grandes fontes de emissão de radiação infravermelho vem das plumas das aeronaves (gases do escapamento). Sendo assim, foi realizada uma análise bidimensional da intensidade radiativa de uma turbofan, comparando os resultados para um meio não participante e um meio considerando efeitos de espalhamento e absorção.

Deste modo, foram empregadas condições de contorno nas quais se considerasse a turbina à 333 m de altitude. Os dados do problema físico foram estimados a partir do trabalho feito por Sventitskiy [25].

A seguir, serão detalhados os passos tomados para a realização da simulação do caso em questão.

5.2.1 Geometria

A geometria empregada foi inspirada no motor Volvo RM12, motor utilizado pela aeronave Saab JAS 39 Gripen. As medidas adotadas, tal como as geometrias não são as reais para este motor, tendo em vista que a simulação tem por finalidade realizar uma análise preliminar da intensidade radiativa da pluma de uma aeronave.

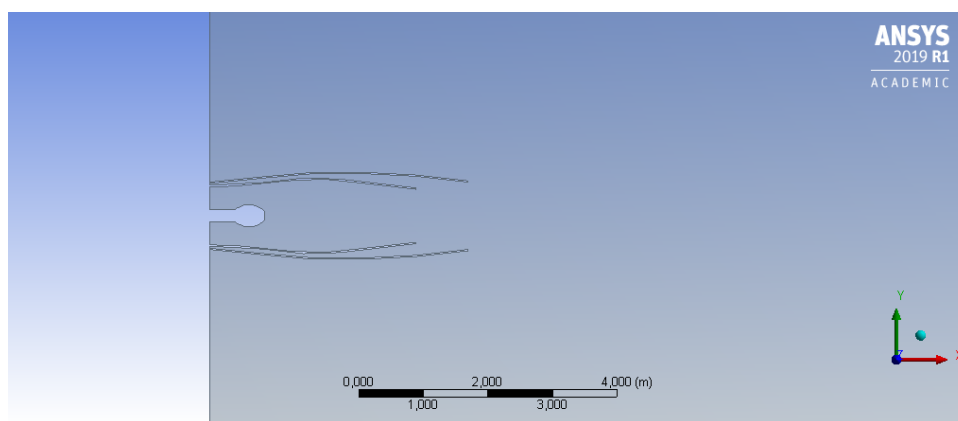


Figura 5.6: Geometria da turbina empregada.

Foi posicionado, também, à uma distância de 9 metros, um anteparo semi-circular, de modo que seja avaliado nesse a radiação incidente.

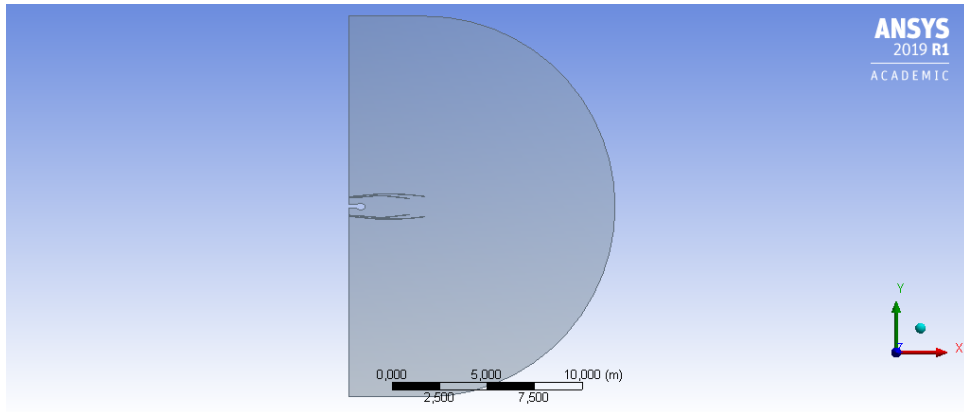


Figura 5.7: Geometria do espaço de trabalho da simulação relativa ao caso da pluma.

5.2.2 Malha

Foi empregada uma malha regular com elementos quadrados para a simulação, de modo que houve uma maior discretização nos pontos de interesse, neste caso, entradas e pontos de aferição da radiação incidente. Ao total, foram criados 113582 elementos na malha.

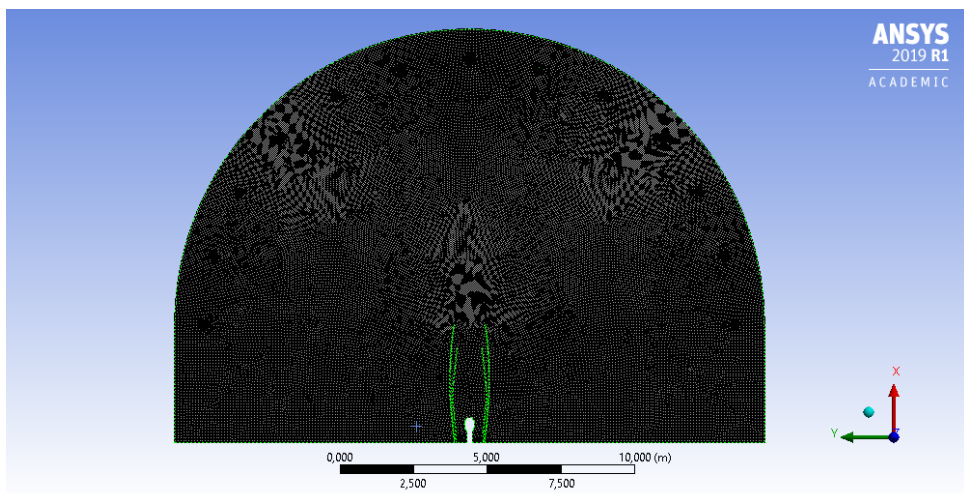


Figura 5.8: Malha relativa ao caso da pluma.

5.2.3 Condições de contorno

As condições de contorno empregadas para a solução foram similares as empregadas no trabalho feito por Sventitskiy [25]. Diferente do trabalho tido como referência para a obtenção dos parâmetros, foi assumida que a velocidade do fluido de entrada na turbina fosse conhecida e tivesse valor igual ao da velocidade da aeronave, assim como foi considerado um escoamento laminar. Além disso, os valores para os coeficientes de

absorção e de espalhamento foram estimados a partir de trabalhos de referência na área [20, 24], para a simulação considerando estes efeitos. A tabela 5.2 apresenta os dados utilizados na simulação pelo software que, por sua vez, efetua a resolução das equações de Navier-Stokes (equações 4.1, 4.2, 4.3), equação da energia (equação 4.4) e equação resolvida pelo modelo DO (equação 4.5).

Tabela 5.2: Condições de contorno para o caso da pluma.

Pressão ambiente (Pa)	97381,59
Velocidade da aeronave (m/s)	78,87
Temperatura ambiente (K)	295,98
Temperatura de entrada fria da turbina (K)	351,7
Temperatura de entrada quente da turbina (K)	864,6
Coefficiente de absorção (1/m)	0,0017
Coefficiente de espalhamento (1/m)	0,1043
Índice de refração	1

O ar é considerado, na simulação, como fluido ideal. As entradas de ar da turbina são consideradas como *velocity-inlet* (condição de contorno baseada nos valores de velocidade e de temperatura), enquanto a parede que representa entrada de ar do escoamento livre é considerada como *pressure-far-field*, baseada na pressão. O anteparo semi-circular é considerada como *pressure-outlet*, ou seja, uma saída baseada nas condições de pressão, onde foi considerada a pressão atmosférica.

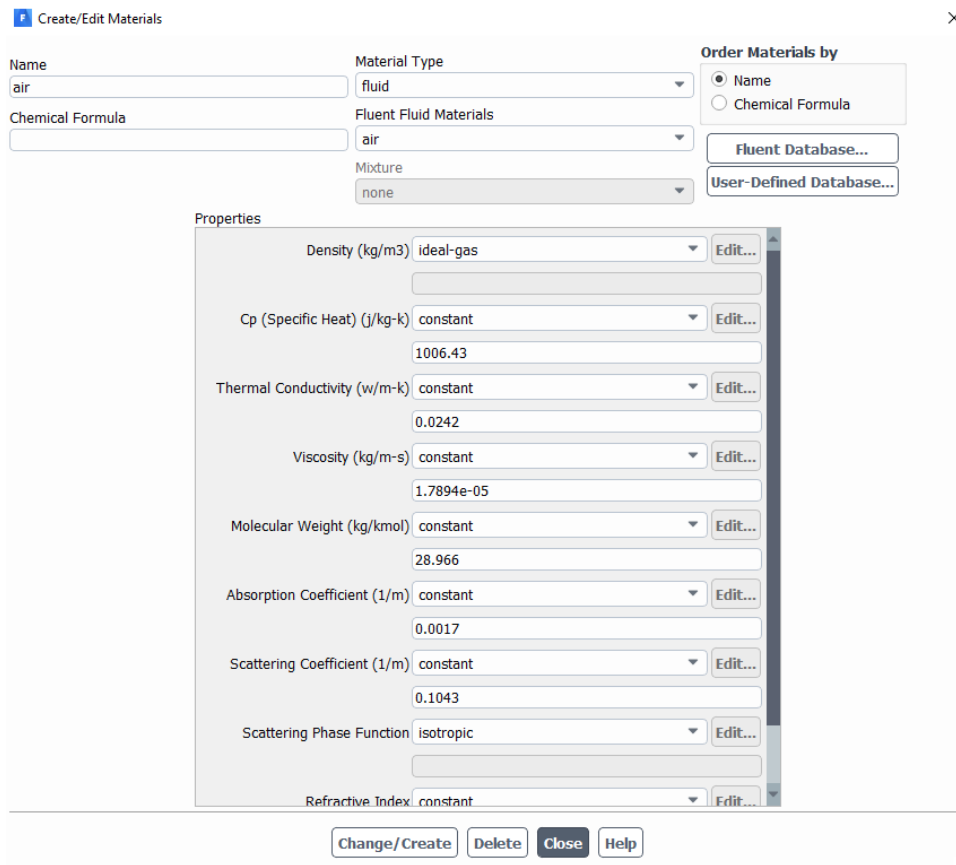


Figura 5.9: Janela de valores relativos às propriedades do fluido no software.

5.2.4 Resultados

Diante das condições de contorno descritas, foram realizadas simulações nas quais foram avaliados os valores da radiação incidente em uma superfície que dista 9 metros da saída da turbina. Os valores são descritos em um gráfico polar, onde o ângulo de 90 graus representa o eixo de simetria da turbina, comparando-se com a representação da malha, descrita pela figura 5.8.

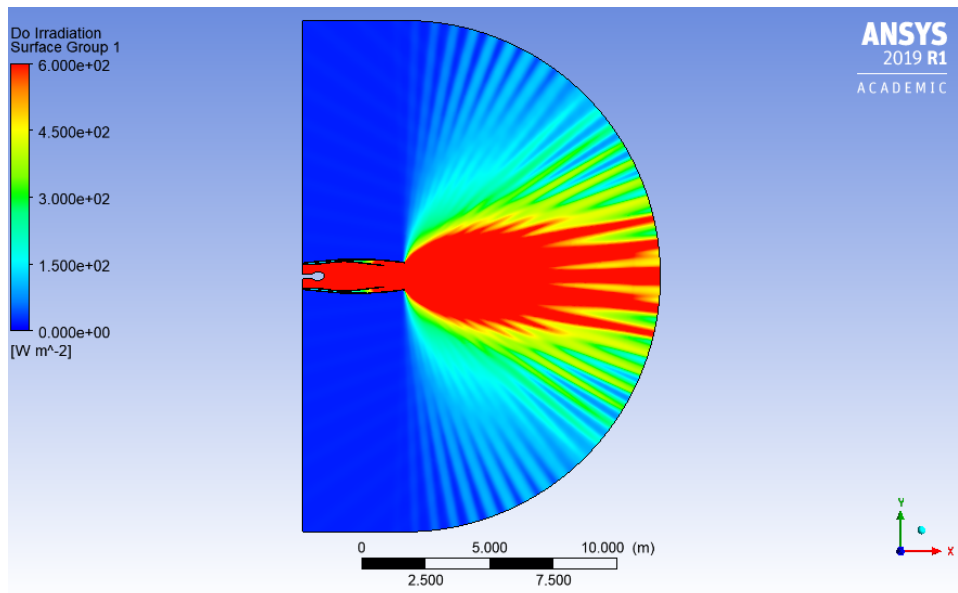


Figura 5.10: Radiação ao longo do domínio para o caso da pluma considerando meio não participante.

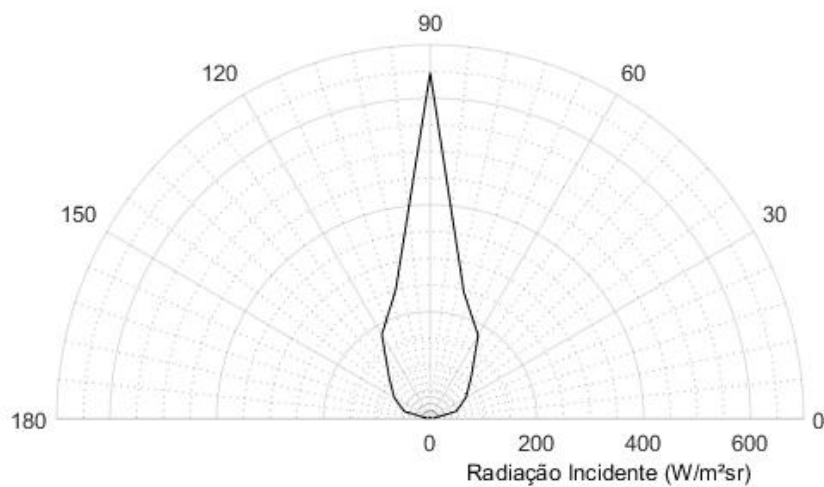


Figura 5.11: Radiação incidente da pluma considerando meio não participante.

As Figuras 5.11 e 5.10 representam as respostas considerando meio não participante. Conforme esperado, o pico de radiação se dá no eixo de simetria da turbina e os valores para 0 e 180 graus são muito próximos de zero, tendo em vista que, ao se desprezarem os efeitos de espalhamento e absorção os raios não tendem a alterar a sua direção.

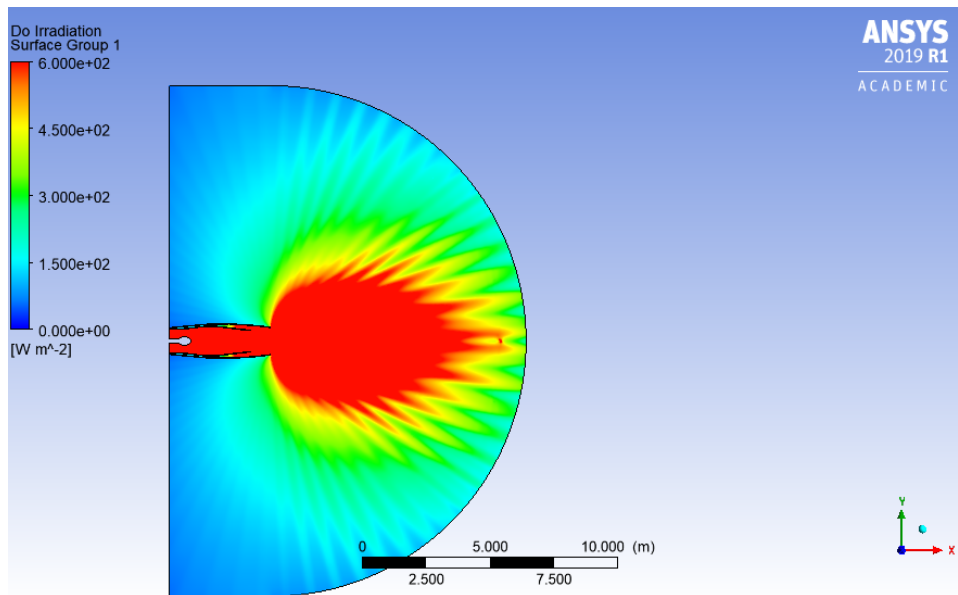


Figura 5.12: Radiação ao longo do domínio para o caso da pluma considerando efeitos de absorção e espalhamento.

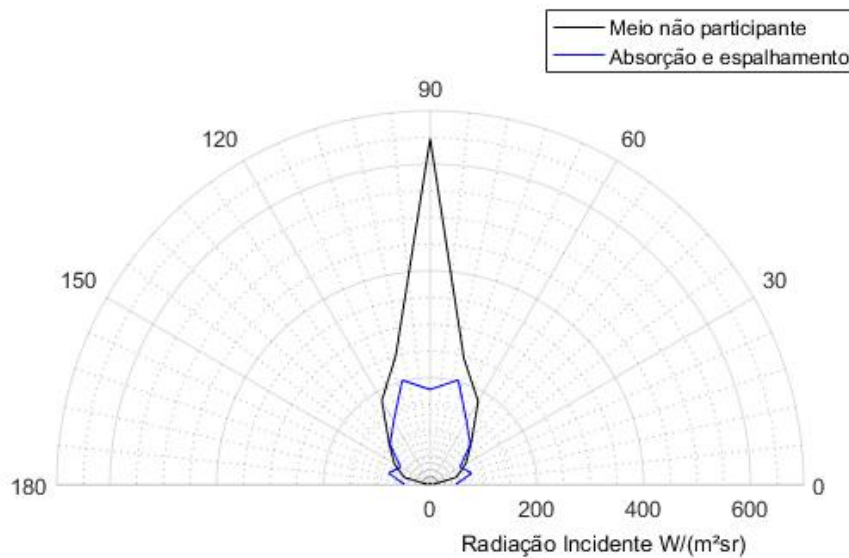


Figura 5.13: Comparação entre radiações incidentes entre os casos para a pluma.

Observa-se que, ao se considerar os efeitos de espalhamento e absorção e compará-los com a simulação realizada considerando meio não participante, os valores de radiação incidente são menores, de maneira geral e, além disso, os raios se desenvolvem em diferentes direções, o que evidencia um aumento nas porções "laterais" (como, por

exemplo, proximidades de 180 e 0 graus), conforme demonstrado pela Figura 5.13. Outrossim, a Figura 5.12 ilustra o espalhamento e absorção, tendo em vista que, quando comparada com a Figura 5.10, nota-se que os raios começam a se desenvolver para as partes à frente da turbina e a intensidade dos mesmos é atenuada. Sendo assim, podem ser evidenciados os efeitos de espalhamento, que aumentam a radiação incidente em diferentes direções, que não a central, e de absorção, que, de maneira geral, diminuem os valores obtidos.

5.3 Fuselagem da Aeronave

Tal como a pluma, outra fonte de emissão estudada foi a fuselagem da aeronave. Esta se encontra aquecida pelas partes quentes do motor, entradas de ar, atrito aerodinâmico e escapamento aquecido pelos gases. Sendo assim, foi realizada uma análise bidimensional, adotando características atmosféricas similares às utilizadas no caso da pluma (333 metros de altitude).

Deste modo, a simulação relativa ao estudo da radiação emitida pela fuselagem da aeronave foi efetuada segundo os procedimentos que se seguem:

5.3.1 Geometria

A geometria empregada foi inspirada na aeronave Saab JAS 39 Gripen (Figura 5.14) de modo que as dimensões utilizadas tais como as relações geométricas não são as reais, porém foram respeitados os valores de envergadura (8,4 metros) e de comprimento (14,1 metros), enquanto a geometria foi criada a partir das imagens da aeronave disponíveis.

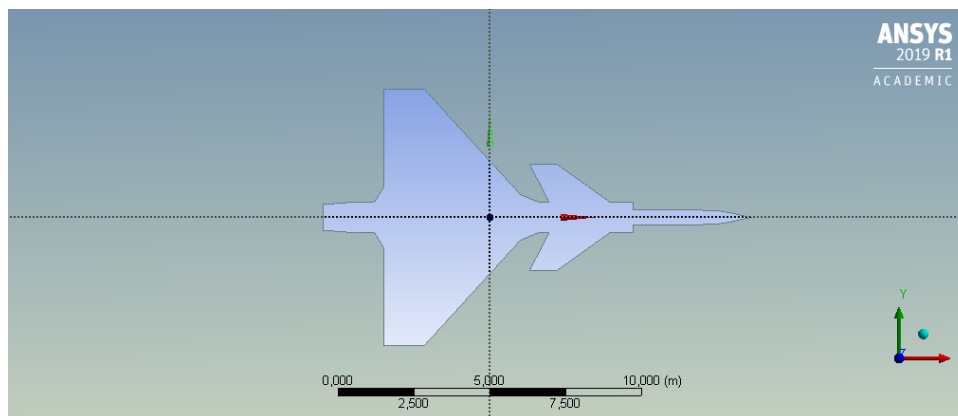


Figura 5.14: Geometria da fuselagem da aeronave empregada.

Foi escolhido como domínio para o cálculo uma circunferência de raio 25 metros, conforme Figura 5.15, centrada na origem dos eixos coordenados, de modo que fosse

aferida a radiação incidente na extremidade desta circunferência.

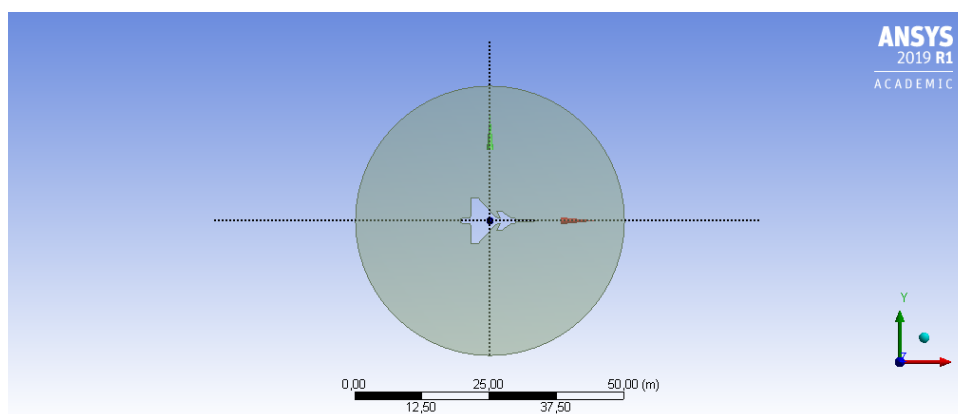


Figura 5.15: Domínio de trabalho para caso da fuselagem.

5.3.2 Malha

Foi utilizada uma malha quadriculada na qual uma maior discretização sobre a superfície da aeronave foi empregada, de modo que, ao total, fossem criados, 51362 elementos, conforme ilustrado pela Figura 5.16.

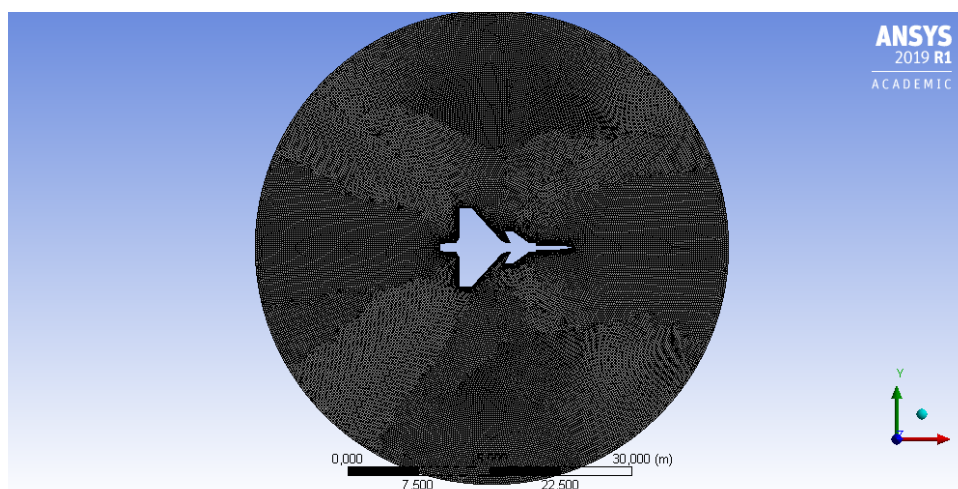


Figura 5.16: Malha utilizada para o caso de estudo da fuselagem da aeronave.

5.3.3 Condições de contorno

As condições de contorno empregadas foram estimadas a partir de trabalhos de referência na área relativos à análise de radiação térmica de diferentes partes da fuselagem de uma aeronave [25, 26]. Todas as superfícies foram consideradas como paredes distintas, as temperaturas da aeronave variam de 305K à 340K (partes mais quentes,

com proximidade do motor/turbina), enquanto as condições atmosféricas foram as de 333 metros de altitude e o ar considerado como fluido ideal, conforme simulação realizada para a pluma. Os valores de coeficiente de absorção para os casos climáticos de verões em latitudes médias e tropical foram obtidos a partir da transmissividade atmosférica (Figura 2.7) e da lei de Beer (Equação 3.22). Vale ressaltar que os efeitos de espalhamento foram desprezados e que a simulação ocorreu numa banda de $8 \mu m$ a $14 \mu m$ [1, 25, 26].

A tabela 5.3 explicita as condições de contorno empregadas na simulação do caso da fuselagem da aeronave nas quais foram solucionadas as equações relativas a energia (Equação 4.4) e ao modelo DO (Equação 4.5).

Tabela 5.3: Condições de contorno para o caso da fuselagem da aeronave.

Pressão ambiente (Pa)	97381,59
Temperatura ambiente (K)	295,98
Temperatura da parte traseira da aeronave (K)	340
Temperatura da parte traseira das asas (K)	330
Temperatura das partes dianteiras da aeronave (K)	305
Coefficiente de absorção para verão em latitudes médias (1/m)	0,0308
Coefficiente de absorção para clima tropical (1/m)	0,0449
Índice de refração	1

5.3.4 Resultados

Diante das condições de contorno descritas, as simulações foram realizadas de maneira a mensurar a radiação incidente em toda a superfície da circunferência que limita o domínio no qual foram realizados os cálculos.

Os valores, descritos em um gráfico no qual o azimute de 0 graus representa o ponto na circunferência em que, na Figura 5.14, seria aquele que estaria sobre o eixo x, no sentido positivo.

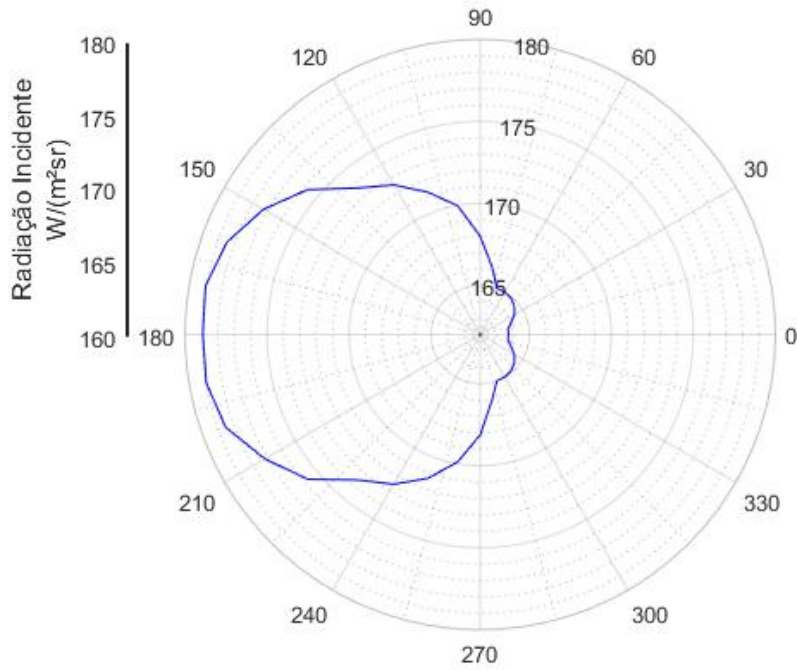


Figura 5.17: Resultado do caso da fuselagem da aeronave para um meio não participante.

A Figura 5.17 indica os resultados obtidos para a simulação do caso considerando um meio não participante. Conforme esperado, o pico das emissões se dá na parte traseira da aeronave, onde as temperaturas são superiores.

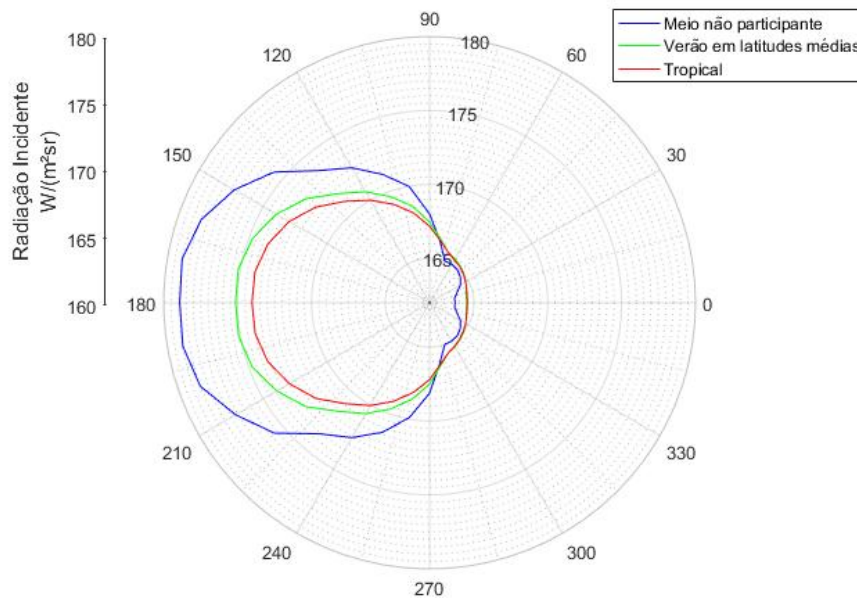


Figura 5.18: Comparação entre os resultados entre meio não participante e condições climáticas diferentes.

Nota-se que, a partir da Figura 5.18, a radiação incidente diminui quando considerados os efeitos de absorção assim como, para verão de latitude média apresenta valores maiores que para um clima tropical, tendo em vista que a transmissividade de um é maior que a do outro, conforme demonstrado pela Figura 2.7. Apesar disso, nota-se um inesperado aumento da radiação incidente relativo aos azimutes relativos às partes frontais da aeronave.

5.4 Discussão e comentários

Tendo em vista os resultados apresentados, observa-se que a pluma apresenta um pico de radiação maior que a da fuselagem da aeronave, porém, este pico é pontual e, quando leva-se em consideração outros azimutes, verifica-se que a influência da fuselagem da aeronave se torna maior, conforme ilustra a Figura 5.19.

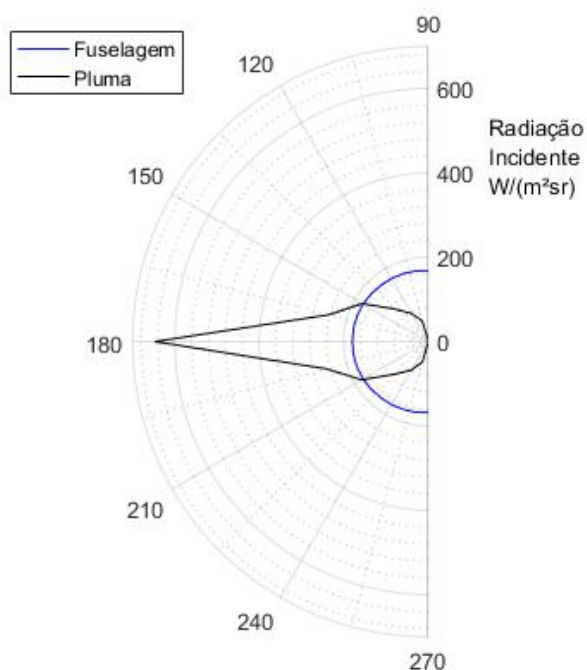


Figura 5.19: Comparação entre os resultados da pluma e da fuselagem da aeronave, considerando meio não participante.

Além disso, pode-se observar como funcionam os efeitos de espalhamento e absorção, tal como pode-se comprovar a conformidade dos resultados com aquilo que era fisicamente esperado, tendo em vista que a pluma apresenta maior temperatura, porém, sua radiação é centralizada no eixo de simetria por conta das paredes da turbina.

6 Conclusão

O presente trabalho teve como objetivo estudar as emissões térmicas das aeronaves na faixa infravermelho, de maneira que fosse possível a análise de diferentes fontes de calor, a fim de compará-las.

Para isso, foram utilizados diferentes comprimentos de onda na faixa infravermelho para duas das principais fontes de calor de uma aeronave: a pluma e a fuselagem. A partir de condições de contorno estimadas de trabalhos realizados nessa área foram efetuadas simulações utilizando o software ANSYS Fluent com a finalidade de se obter as radiações incidentes.

Efeitos de espalhamento e absorção foram empregados de maneira que se verificasse a influência desses nas respostas, quando comparadas com aquelas obtidas a partir de meios não participantes. Após análise destas, pode-se afirmar que os resultados obtidos foram de acordo com o que se esperava, tendo em vista que os efeitos de absorção resultam numa atenuação da radiação enquanto o de espalhamento um aumento em ângulos laterais, tal como foi possível comparar as emissões provenientes da pluma e da fuselagem, de modo a ser verificado que a radiação incidente por cada parte é função do ângulo no qual será realizada a detecção.

Para trabalhos futuros, é possível implementar nas simulações efeitos de reflexão, geometrias mais fiéis com as reais além de diferentes condições atmosféricas e climáticas, podendo considerar também efetuar uma análise tridimensional, podendo considerar os efeitos de radiação solar.

Referências

- 1 MAHULIKAR, Shripad P.; SONAWANE, Hemant R.; RAO, G. Arvind. **Infrared signature studies of aerospace vehicles**. Progress in aerospace sciences, v. 43, n. 7-8, p. 218-245, 2007.
- 2 W. Herschel, **Experiments on the refrangibility of the invisible rays of the Sun**, Phil. Trans. Roy. Soc. London 90, 284–292 (1800).
- 3 DE OLIVEIRA, Rilavia Almeida; DA SILVA, Ana Paula Bispo. **William Herschel, os raios invisíveis e as primeiras ideias sobre radiação infravermelha**. Revista Brasileira de Ensino de Física, v. 36, n. 4, p. 4603, 2014.
- 4 ROGALSKI, Antoni. **History of infrared detectors**. Opto-Electronics Review, v. 20, n. 3, p. 279-308, 2012.
- 5 BARR, E. Scott. **The infrared pioneers—II. Macedonio Melloni**. Infrared physics, v. 2, n. 2, p. 67-74, 1962.
- 6 RASK, M.R. **Thermography and the human spine**. Orth. Rev., v.8, p.73-82, 1979.
- 7 SMITH, Willoughby. **Effect of light on selenium**. Nature, v. 7, p. 303, 1873.
- 8 JOHNSTON, Sean F. **A History of light and colour measurement: Science in the Shadows**. 2002.
- 9 BARRETT, Mark; CARPENTER, Mace. **Survivability in the Digital Age: The Imperative for Stealth**. Mitchell Institute for Aerospace Studies, 2017.
- 10 BARBOSA, Ricardo N. **Tecnologia Stealth. Parte I (Conceitos básicos)**, 2017, <https://tecnomilitar.wordpress.com/2017/12/02/tecnologia-stealth-parte-1-conceitos-basicos/> acessado em 20/04/2019.
- 11 SHARKOV, Eugene A. **Passive microwave remote sensing of the Earth: physical foundations**. Springer Science Business Media, 2003.
- 12 PLANCK, Max. **On the law of the energy distribution in the normal spectrum**. Ann. Phys, v. 4, n. 553, p. 90, 1901.
- 13 LAWSON, Duncan. **A closer look at Planck's blackbody equation**. Physics Education, v. 32, n. 5, p. 321, 1997.
- 14 BERGER, X. **A simple model for computing the spectral radiance of clear skies**. Solar Energy, v. 40, n. 4, p. 321-333, 1988.
- 15 RAO, Arvind G.; MAHULIKAR, Shripad P. **Effect of atmospheric transmission and radiance on aircraft infrared signatures**. Journal of Aircraft, v. 42, n. 4, p. 1046-1054, 2005.

- 16 HUANG, Wei; JI, Hong-hu. **Impact of Background radiation on the Long Wave Infrared radiation characteristics of Aircraft at High Altitude**. Defence Science Journal, v. 66, n. 1, p. 51-56, 2016.
- 17 MCGLYNN, John D.; AUERBACH, Steven P. **IR signature prediction errors for skin-heated aerial targets**. In: **Targets and Backgrounds: Characterization and Representation III**. International Society for Optics and Photonics, 1997. p. 22-31.
- 18 JIANWEI, Lu; QIANG, Wang. **Aircraft-skin infrared radiation characteristics modeling and analysis**. Chinese Journal of Aeronautics, v. 22, n. 5, p. 493-497, 2009.
- 19 INCROPERA, Frank P.; DEWITT, David P.; BERGMAN, Theodore L. **Fundamentos de Transferência de Calor E de Massa** . Grupo Gen-LTC, 2000.
- 20 MODEST, Michael F. **Radiative heat transfer**. Academic press, 2013.
- 21 SANTOS, Aline Menezes dos. **Modelagem da Assinatura Térmica de um Carro de Combate**. 2008. Dissertação de Mestrado. Instituto Militar de Engenharia.
- 22 FLUENT, Ansys. **15.0 Theory Guide**. Ansys Inc, v. 5, n. 5, 2009.
- 23 NELSON, H. F. **Influence of scattering on infrared signatures of rocket plumes**. Journal of Spacecraft and Rockets, v. 21, n. 5, p. 508-510, 1984.
- 24 LYONS, R. B.; WORMHOUDT, J.; GRUNINGER, J. **Scattering of radiation by particles in low-altitude plumes**. Journal of Spacecraft and Rockets, v. 20, n. 2, p. 189-192, 1983.
- 25 SVENTITSKIY, Alexander. **Numerical Simulation of Infrared Radiation from Aircraft Engine Exhaust Plumes**, Dissertation Neubiberg, Universität der Bundeswehr München 2017.
- 26 LU, Jian Wei; WANG, Qiang; KWON, Oh Joon. **Evaluating the effectiveness of infrared signature suppression of aircraft skin**. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, v. 55, n. 4, p. 244-253, 2012.