

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE NUMÉRICA COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO E TROCAS DE
CALOR EM UMA CABINE DE AERONAVE

Relatório Final para disciplina
Projeto Integrado II apresentada à
Escola Politécnica da Universidade
de São Paulo.

Sinjin Denis Machado Yano

São Paulo

2009

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE NUMÉRICA COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO E TROCAS DE
CALOR EM UMA CABINE DE AERONAVE

Relatório Final para disciplina
Projeto Integrado II apresentada à
Escola Politécnica da Universidade
de São Paulo.

Área de Concentração:
Engenharia Mecânica

Orientador:

Prof. Dr. Guenther Carlos Krieger
Filho

São Paulo

2009

À toda minha família pela total confiança, principalmente aos meus pais e irmã pelo amor incondicional.

Agradecimentos

Agradeço ao meu professor orientador, Guenther Carlos Krieger Filho, por todo apoio dado. A ele também sou grato pela paciência e lições dadas, não só no ambiente acadêmico, mas da mesma forma para o profissional.

Não posso faltar em deixar meus maiores agradecimentos aos companheiros e amigos da EPUSP. A eles também agradeço pela paciência. Aos momentos de ajuda mútua e total companheirismo, pelas provas impossíveis, trabalhos infinitos e madrugadas tenebrosas de estudo árduo.

Aos amigos do interior e da equipe “*Trem Baum*” que não houve em falhar e conquistar nosso único troféu.

Reservo ainda um espaço especial para os que estiveram sempre junto e que compartilharam de forma espontânea ou não o trajeto tortuoso, confuso, mas não desgostoso da graduação. À Cristiane e Enio pela compreensão das falhas e por abrir os olhos deste, que por vezes esteve equivocado. Pelo altruísmo de quem tem o coração bom, muito obrigado.

Ao excelente amigo Paulo Roberto por me contestar e me afrontar sempre. Por ser sincero e companheiro. Por não me condenar pelos conselhos mal dados e por sempre presar pela amizade. Obrigado por dividir do árduo esforço e dos momentos de grande satisfação e alegria.

À toda equipe Poliacrive de Aerodesign da EPUSP, por prover muito do que aprendi nesse período. A tudo que aprendi e que não se encontra escrito em lugar algum. Ao que aprendi sobre as pessoas e sobre mim mesmo. A graduação não faria sentido algum sem essa experiência.

Às vozes da minha consciência, os velhos e bons amigos do Vértice, da galera do Rasgueira e do pessoal do futebol.

Ao berço da minha pessoa que são meus irmãos do CEB.

Mais uma vez, à família pelo incondicional amor.

“Uma vez tendo experimentado voar, caminharás para sempre sobre a Terra de olhos postos no Céu, pois é pra lá que tencionas voltar.”

Leonardo Da Vinci

FICHA CATALOGRÁFICA

M. Yano, Sinjin Denis

Análise numérico computacional do escoamento e trocas de calor em uma cabine de aeronave : simulação numérica / S.D.M. Yano. – São Paulo, 2009. 73 p.

Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica

1.Mecânica dos fluidos computacional 2.Aeronaves
3.Transferência de calor I. Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II. t

Índice

1	Introdução	14
2	Cronograma Previsto	14
3	Objetivo	16
4	Estudo e simplificação de geometria sem manequins	17
5	Geração de malha da geometria sem manequins	20
6	Preliminar Estudo de CFD (modelo k-épsilon)	26
7	Condições de contorno da simulação sem manequins	28
8	Análise dos Resultados da simulação sem manequins	29
8.1	Simulação da Geometria Simplificada sem manequins	29
8.2	Estudo de independência de malha da geometria sem manequins	38
8.3	Simulação da Geometria Não-Simplificada sem manequins	38
8.3.1	Resultados das simulações da geometria não-simplificada	38
8.3.2	Comparação das simulações entre as duas geometrias sem manequins	49
8.3.3	Comparação das simulações da geometria não-simplificada sem manequins	51
9	Estudo e simplificação da geometria com manequins	53
10	Geração da malha da geometria com os manequins	55
11	Modelos de radiação	57
11.1	Vantagens e desvantagens dos modelos de radiação	58
11.1.1	DTRM (Discrete Transfer Radiation Model)	58
11.1.2	P1 Radiation Model	58

11.1.3	Rosseland Model	59
11.1.4	DO (Discrete Ordinates Model)	59
11.1.5	Surface-to-Surface (S2S) Model	59
11.2	O modelo DO (Dircrete Ordinates)	60
12	Condições de contorno para a simulação com menequins	61
13	Análise dos resultados com a simulação com manequins	61
14	Aplicação de User Defined Functions	66
15	Conclusões	71
16	Bibliografia	73

Índice de Figuras

Figura 1.- <i>Geometria completa sem Simplificação</i>	17
Figura 2 - <i>Detalhe da lâmpada, Entrada Superior e Difusor superior.</i>	18
Figura 3 – <i>Difusor inferior e Entrada inferior</i>	18
Figura 4 – <i>Bancos não simplificados (verde) e Bancos simplificados (Azul).</i>	19
Figura 5 – <i>Entrada inferior e Difusor inferior não simplificados (azul) e simplificados (difusor em vermelho e entrada em cinza).</i>	20
Figura 6 – <i>Cabaceira do banco (geometria complexa).</i>	23
Figura 7 – <i>Assento do banco (geometria complexa).</i>	23
Figura 8 – <i>Difusor Superior, Entrada Superior e Lâmpada (geometria complexa).</i>	24
Figura 9– <i>Entrada inferior e Difusor Inferior (geometria complexa).</i>	24
Figura 10 – <i>Banco (geometria simples).</i>	25
Figura 11 – <i>Difusor Superior, Entrada Superior e Lâmpada (geometria simples).</i>	25
Figura 12 – <i>Entrada inferior e Difusor Inferior (geometria simples).</i>	26
Figura 13 – <i>Condições de contorno</i>	29
Figura 14 – <i>Gráfico de resíduos da simulação k-ε Standard e modelo de parede Standard.</i>	30
Figura 15 – <i>Linhas de corrente</i>	33
Figura 16 - <i>Plano Transversal</i>	33
Figura 17 – <i>Contornos de velocidade(m/s).</i>	34
Figura 18 – <i>vetores de velocidade (m/s).</i>	35
Figura 19– <i>Contornos de temperatura (K).</i>	36
Figura 20– <i>Pontos de controle.</i>	37
Figura 21 – <i>Resíduos do modelo k-ε Standard com modelo de parede Standard.</i>	40
Figura 22 – <i>Resíduos do modelo k-ε Standard com modelo de parede Non-equilibrium.</i>	41
Figura 23 – <i>Resíduos do modelo k-ε Standard com modelo de parede Enhanced.</i>	41
Figura 24– <i>Resíduos do modelo k-ε RNG com modelo de parede Standard.</i>	42
Figura 25– <i>Resíduos do modelo k-ε RNG com modelo de parede Non-equilibrium.</i>	42
Figura 26 – <i>Resíduos do modelo k-ε RNG com modelo de parede Enhanced.</i>	43
Figura 27 – <i>Resíduos do modelo k-ε Realizable com modelo de parede Standard.</i>	43

Figura 28– <i>Resíduos do modelo k-ε Realizable com modelo de parede Non-equilibrium.</i>	44
Figura 29– <i>Resíduos do modelo k-ε Realizable com modelo de parede enhanced.</i>	44
Figura 30 – <i>linhas de corrente.</i>	46
Figura 31– <i>Contornos de Temperatura no plano transversa (K).</i>	47
Figura 32– <i>Contornos de velocidade(m/s).</i>	48
Figura 33– <i>Valores das diferenças de temperatura dos pontos de controle entre as duas geometrias estudadas.</i>	49
Figura 34– <i>Valores das diferenças de velocidade dos pontos de controle entre as duas geometrias estudadas.</i>	50
Figura 35– <i>Valores das diferenças de velocidade dos pontos de controle entre as simulações da geometria não-simplificada (1- Modelo k-e Standard Standard; 2- k-e Standard non-equilibrium, 3- k-e Standard enhanced, 4- k-e realizável Standard, 5- k-e realizável non-equilibrium,6- k-e realizável enhanced, 7- k-e RNG Standard,8- k-e RNG non-equilibrium, 9- k-e RNG enhanced).</i>	51
Figura 36– <i>Valores das diferenças de temperatura dos pontos de controle entre as simulações da geometria não-simplificada (1- Modelo k-e Standard Standard; 2- k-e Standard non-equilibrium, 3- k-e Standard enhanced, 4- k-e realizável Standard, 5- k-e realizável non-equilibrium,6- k-e realizável enhanced, 7- k-e RNG Standard,8- k-e RNG non-equilibrium, 9- k-e RNG enhanced).</i>	52
Figura 37– <i>Geoemtria completa sem simplificação.</i>	54
Figura 38 – <i>Manequin térmico à esquerda e numérico à direita.</i>	54
Figura 39 – <i>Malhas dos manequins.</i>	55
Figura 40– <i>Detalhe superior do manequin numérico.</i>	56
Figura 41– <i>Detalhe do tronco do manequin numérico.</i>	56
Figura 42– <i>Detalhe inferior do manequin numérico.</i>	57
Figura 43 – <i>Primeiro plano de corte com contornos de temperatura.</i>	62
Figura 44– <i>Segundo plano de corte com contornos de temperatura.</i>	62
Figura 45– <i>Terceiro plano de corte com contornos de temperatura.</i>	63
Figura 46– <i>Primeiro plano de corte com contorno de velocidade.</i>	63
Figura 47– <i>Segundo plano de corte com contornos de velocidade.</i>	64
Figura 48– <i>Terceiro plano de corte copm contornos de velocidade.</i>	64

Figura 49 – <i>Gráfico de convergência para o modelo sem radiação.</i>	65
Figura 50– <i>Gráfico de convergência para o modelo com radiação.</i>	66
Figura 51– <i>Esquemática das aplicações de UDF</i>	67

Índice de tabelas

Tabela 1– <i>Parâmetros de geração de malha pra a geometria simplificada</i>	21
Tabela 2– <i>Parâmetros de geração de malha para a geometria complexa</i>	22
Tabela 3– <i>Valores dos resíduos nas equações de conservação</i>	30
Tabela 4– <i>Valores de y^+ médio nas paredes</i>	31
Tabela 5 – <i>Valores máximos de y^+</i>	32
Tabela 6– <i>Valores de temperatura nos Pontos de controle.</i>	37
Tabela 7– <i>Valores de velocidade nos Pontos de controle.</i>	38
Tabela 8– <i>Valores dos resíduos finais.</i>	45
Tabela 9– <i>Valores de y^+.</i>	46

Resumo

O projeto consiste em estudar e analisar, através dos métodos numéricos da mecânica dos Fluidos Computacional, o comportamento do escoamento e trocas de calor que ocorrem em uma cabine de aeronave. Ao longo do projeto, serão feitos estudos sobre modelos de turbulência mais adequados, assim como os modelos de radiação a serem aplicados. Para tornar possível a análise, também será realizado um estudo sobre independência de malha para garantir a melhor relação entre convergência e custo computacional. Posteriormente, com os resultados obtidos, será feita uma comparação com os dados empíricos em um mockup térmico assim como o estudo da aplicação nas simulações de UDF's ("user defined functions"), que tem o objetivo de implementarem nas simulações correlações para levar em consideração dados empiricamente obtidos.

Abstract

The project will, through numerical methods of the Computational fluid Dynamics, study and analyze the behavior of the flow and heat exchanges in a thermal mockup. There will be also a brief discussion about turbulence models and its effectiveness in the current problem. Another study, in order to make the previous possible, Will be done about the independency of the grid to ensure the convergence of the simulations and to reduce computational costs. Then, with the results, a comparison will also take place in order to validate it with experimental data.

1 Introdução

A atual conjuntura da indústria aeronáutica, ainda que afetada pelo cenário da crise econômica mundial, encontra-se em um estado de equiparação em questões de técnicas de voo. Isso significa que, salvas as diferenças entre as filosofias de controle de voo existentes, por exemplo, entre Boeing e Airbus (no que se refere ao uso do “Fly By Wire”), a qualidade do cruzeiro das aeronaves e a sua respectiva segurança são equivalentes.

Observando o comportamento humano, percebe-se uma padronização entre suas escolhas, uma vez que dado um critério e/ou uma necessidade pessoal satisfeita, imediatamente da mesma forma, suas necessidades secundárias passam a ter igual relevância dentre suas escolhas.

Posto isso, um estudo sobre conforto térmico em cabines de aeronaves passa a ser de extrema importância, já que a indústria aeronáutica busca satisfazer as necessidades de seus consumidores, proporcionando-lhes um ambiente mais agradável para seus traslados (de longa duração ou não), estabelecendo, dessa, forma um diferencial entre seus concorrentes.

Para que tal estudo seja feito, uma abordagem numérica computacional é proposta, com o objetivo de se reduzir custos com análises empíricas e a fim de se acelerar a obtenção de dados como o padrão de escoamento do ar e as trocas de calor envolvidas na cabine. Utiliza-se, para tanto, da Mecânica dos Fluidos Computacional ou, em última análise, o Método dos Volumes Finitos.

2 Cronograma Previsto

Conforme proposto, seguindo o cronograma inicial previsto (Anexo A), os tópicos abordados nos períodos do 1º e do 2º semestre são todos apresentados, de forma que se constata a adequação do tempo previsto para as atividades. Nenhuma ressalva com relação à mudança do cronograma será feita.

Na etapa em que se encontra, o projeto apresenta as seguintes etapas:

- *Simplificação da Geometria (já concluído)*

Em ambas as geometrias propostas para análise, foram realizadas as simplificações e adaptações necessárias para a geração de malha, sem que compromettesse a representação do modelo real.

- *Estudo do Gerador de malha (já concluído)*

É constatado que o gerador de malha (ICEM) é adequado para a geração da malha para ambos os casos (simples e complexo) e também é perfeitamente capaz de representar as geometrias em malhas mais refinadas e mais grosseiras.

- *Estudo do Simulador (já concluído)*

O software de simulação, como é mostrado posteriormente, se adequou às necessidades das simulações, apresentando diversos modelos de turbulência e leis de parede a serem testados e comparados para se chegar à melhor configuração (“setup”) da simulação que representa o problema real. Também apresenta um vasta opção de modelos de radiação, que passaram por uma análise para a escolha daquele que melhor se adéqua ao problema.

- *Geração de malhas (já concluído)*

Todas as malhas necessárias para o presente estudo foram feitas, incluindo aquelas destinadas ao estudo de independência de malha e as malhas efetivamente utilizadas para as análises e comparações.

- *Análise de sensibilidade e independência de malha (já concluído)*

O estudo de sensibilidade de malha foi realizado e, como indicado posteriormente, mostrou-se eficiente em termos de redução do custo computacional.

- *Análise dos resultados e pós-processamento (já concluída);*

Etapa também concluída. Foram realizadas com sucesso as análises referentes às geometrias sem os manequins e também àquela com os manequins térmicos e numéricos, que resultarem em uma geometria sem simetria. Assim como previsto, as

aplicações de UDF's demandarão muito mais tempo computacional e também de análise. Entretanto, as rotinas necessárias para sua aplicação foram testadas (compiladas) e são apresentadas ao final do trabalho.

3 Objetivo

O objetivo do presente trabalho é o de apresentar o estudo realizado sobre as geometrias propostas para o estudo do escoamento e trocas de calor em uma cabine de aeronave.

Simplificações da geometria da cabine são propostas com o objetivo de acelerar a geração de malha, aumentar a qualidade de seus elementos e, posteriormente, reduzir o custo computacional das simulações e comparar os resultados com as diferentes geometrias (simplificadas e não simplificadas).

Uma apresentação sobre o modelo de turbulência utilizado (k- ϵ) será feita, uma vez que pelos estudos preliminares e pelas experiências anteriores, este (e suas variações) se apresenta inicialmente como o modelo de turbulência mais adequado a ser utilizado no momento. Além disso, são apresentados também os modelos junto à parede, utilizados e testados da mesma forma.

Em uma etapa posterior, modelos de radiação são analisados para a escolha daquele que melhor se adéqua à simulação com ao manequins.

4 Estudo e simplificação de geometria sem manequins

A geração de malha e as simulações previstas a serem realizadas serão feitas em etapas.

Primeiramente foram feitas simulações em uma geometria simplificada a partir da montagem completa dos componentes da cabine. Da mesma forma as simulações foram feitas com uma geometria mais complexa que se aproxima quase que completamente à geometria real.

Para a geração de malhas para análise em CFD (Computational Fluid Dynamics), algumas ressalvas devem ser feitas. Primeiramente, a geometria deve ser muito bem desenhada no ambiente CAD para que não exista defeitos que causem a inviabilidade de se gerar a malha, processo comumente chamado de “limpeza de geometria”. Os parâmetros (ou tamanho da discretização) da malha devem ser ajustados de forma a representar bem a geometria proposta. E para a comparação entre simulações com geometrias diferentes, a fim de se observar os efeitos da simplificação, os mesmos parâmetros de geração de malha que, em última análise, controla também a qualidade dos resultados, devem ser os mesmos.

A Figura 1 mostra a geometria inicial completa, sem simplificações.

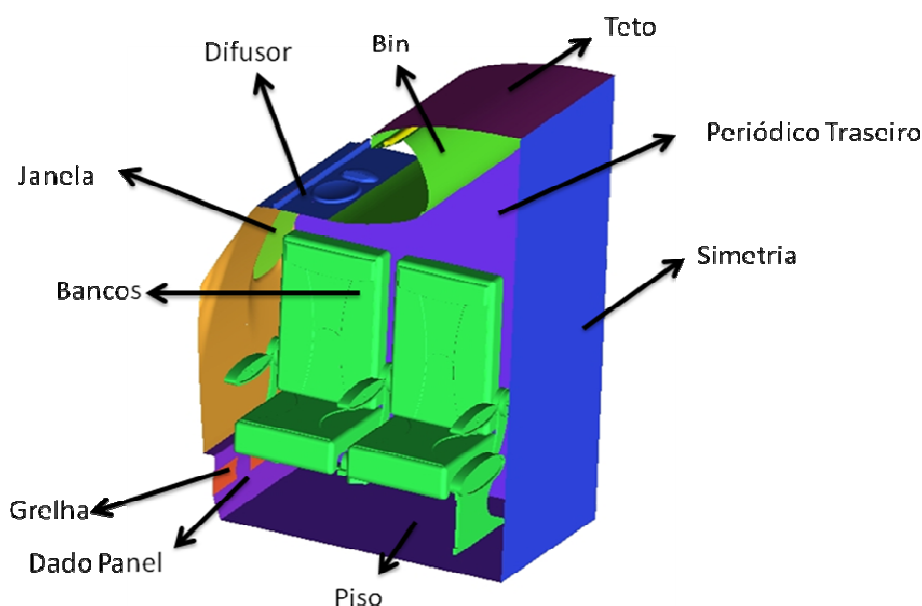


Figura 1.- Geometria completa sem Simplificação

Abaixo seguem os detalhes da geometria não simplificada.

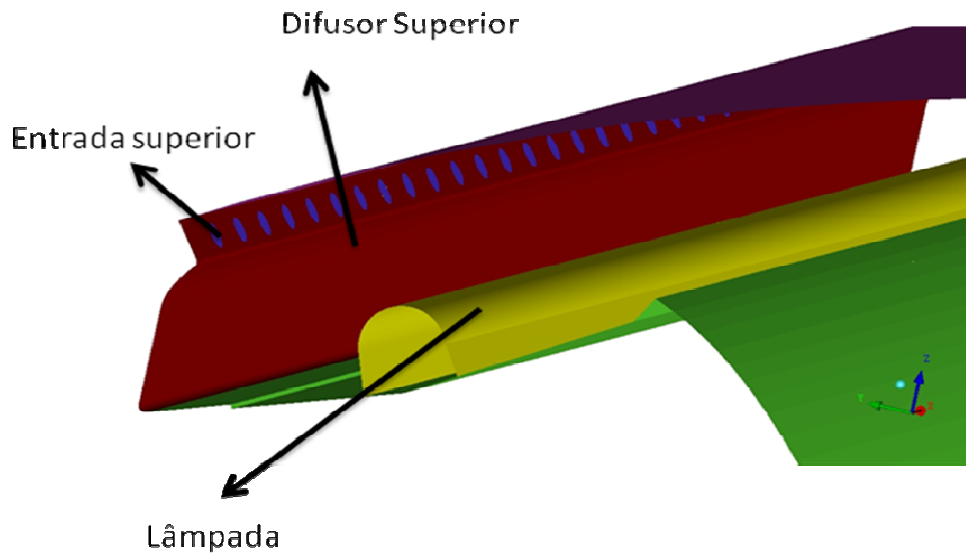


Figura 2 - Detalhe da lâmpada, Entrada Superior e Difusor superior.

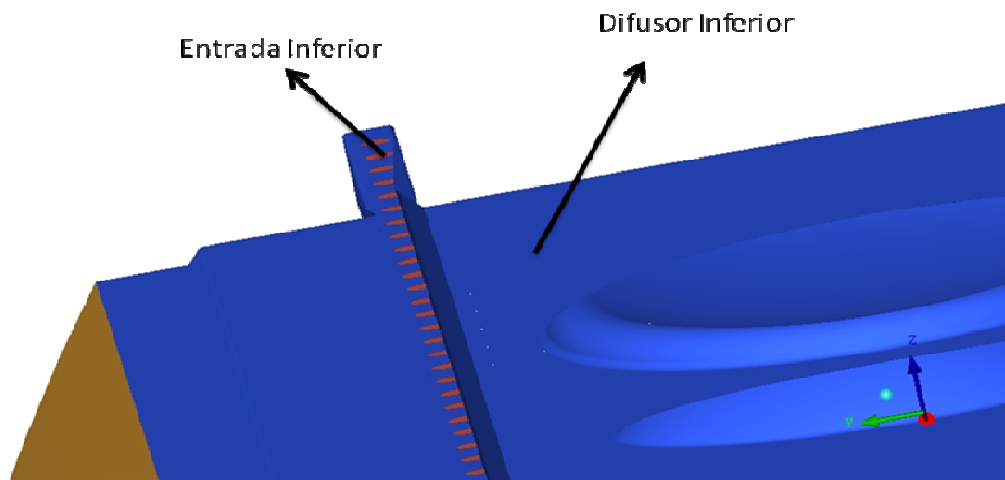


Figura 3 – Difusor inferior e Entrada inferior

Para a geometria complexa, assim como para a simplificada, foram determinados os pontos e curvas necessários para a geração da malha, uma vez que os elementos gerados são associados a essas entidades, assim como à superfícies, que são chamadas de “edges”. Essa etapa da “limpeza de geometria” consiste em determinar as regiões curvilíneas de maior importância, tal como os famosos “cantos vivos” e conexões entre superfícies.

Para a simplificação da geometria complexa, foram observadas as regiões com maior presença de detalhes e curvaturas. A relevância dos elementos simplificados também são contemplados. Dessa forma, os “alvos” da simplificação foram os bancos e a região das entradas e dos difusores, como mostrado abaixo.

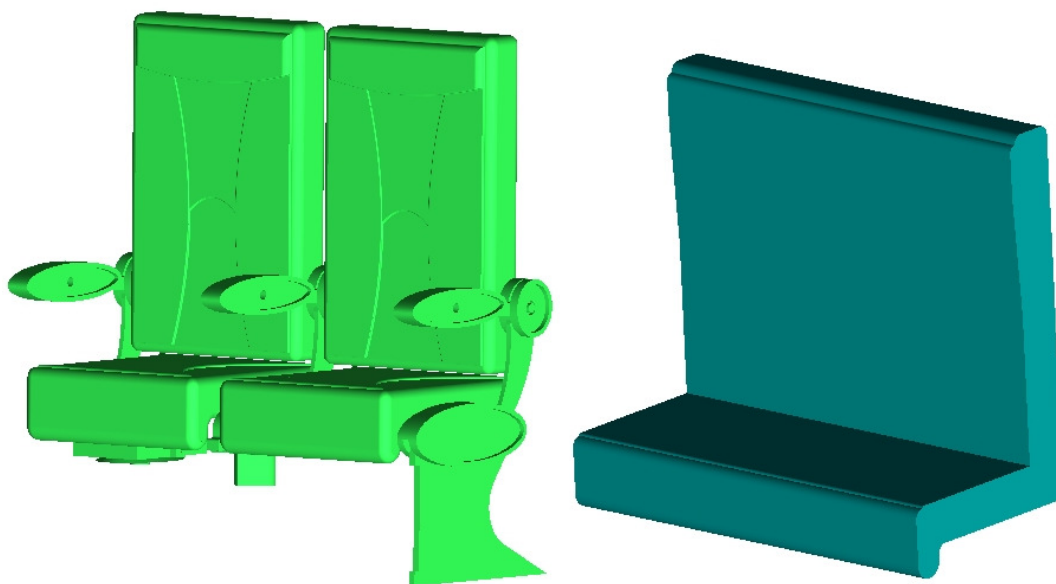


Figura 4 – *Bancos não simplificados (verde) e Bancos simplificados (Azul).*

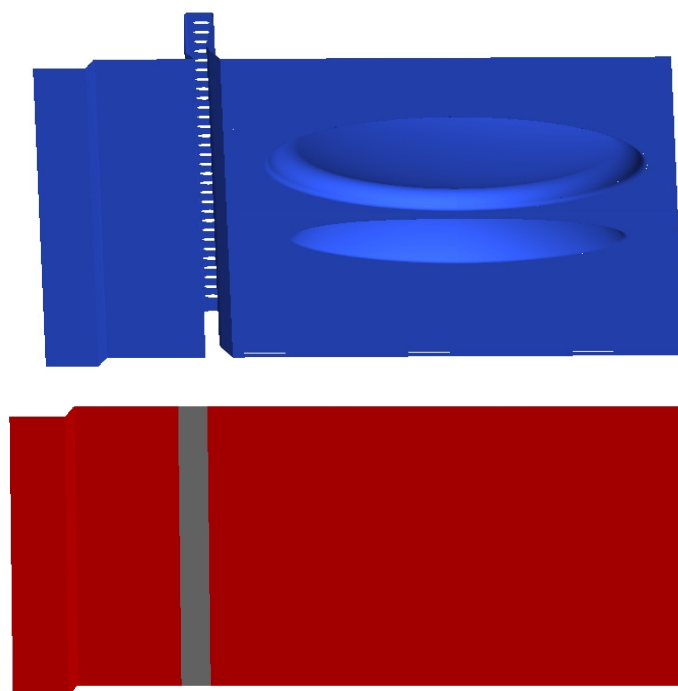


Figura 5 – *Entrada inferior e Difusor inferior não simplificados (azul) e simplificados (difusor em vermelho e entrada em cinza).*

5 Geração de malha da geometria sem manequins

Uma vez que se têm duas geometrias, em certos aspectos semelhantes, a geração de malha para ambas deve ser semelhante também, ainda que sejam utilizadas para a simulação de fenômenos semelhantes. Deve-se garantir que, não só o tamanho dos elementos seja igual, mas também que a qualidade desses elementos seja parecida.

A metodologia da geração de malha utilizada foi a mesma, gerando primeiramente uma malha superficial e depois a volumétrica. Tal metodologia proporciona um melhor controle sobre a qualidade dos elementos superficiais que, por sua vez, facilitam e melhoram a qualidade da malha volumétrica.

As tabelas abaixo mostram os parâmetros utilizados para a geração de malha nas duas geometrias propostas.

PARTE	Dimensão máxima (mm)	Limite mínimo (mm)	Max deviation
Bancos	40	5	5
Bin	40	8	8
Dado panel	40	8	8
Difusor inferior	40	0	0
Difusor superior	10	2	2
Entrada inferior	3,5	0	0
Entrada superior	3,5	0	0
Grelha	14	0	0
Lâmpada	6	2	2
Liner	40	10	10
Período frontal	60	0	0
Período traseiro	60	0	0
Piso	40	0	0
Simetria	60	0	0
teto	40	0	0

Tabela 1– *Parâmetros de geração de malha pra a geometria simplificada*

PARTE	Dimensão máxima (mm)	Limite mínimo (mm)	Max deviation
Bancos	20	1	1
Bin	30	1	1
Dado panel	30	1	1
Difusor inferior	30	1	1
Difusor superior	30	1	1

Entrada inferior	1	0.5	0.5
Entrada superior	1	0.5	0.5
Grelha	30	1	0.5
Lâmpada	1	0.5	0.5
Liner	40	1	1
Período frontal	50	1	1
Período traseiro	50	1	1
Piso	50	1	1
Simetria	50	1	1
teto	50	1	1

Tabela 2– *Parâmetros de geração de malha para a geometria complexa*

Faz-se a ressalva que os parâmetros da geometria complexa diferem em números com relação aos parâmetros da geometria simples devido ao maior nível de detalhamento. O que significa que, para se obter a mesma qualidade, temos que reduzir o tamanho dos elementos.

Abaixo são mostrados alguns detalhes de ambas as malhas, em suas respectivas regiões de maior refinamento.

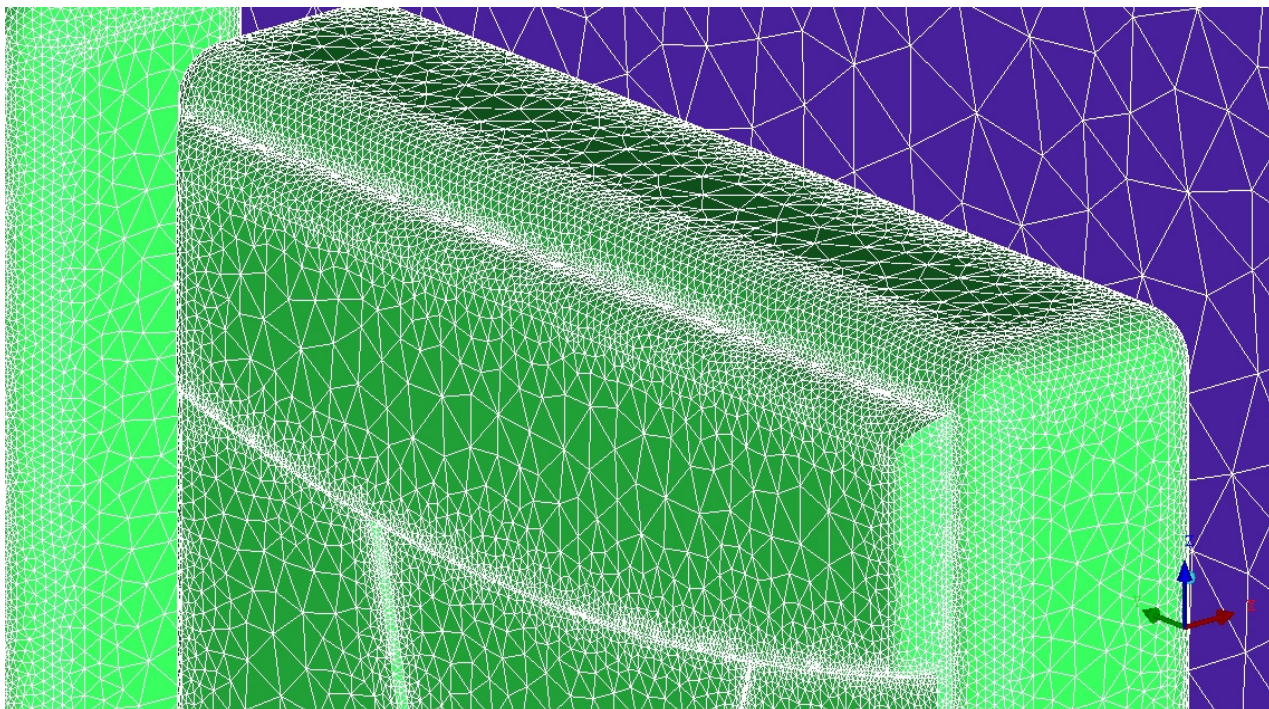


Figura 6 – Cabaceira do banco (geometria complexa).

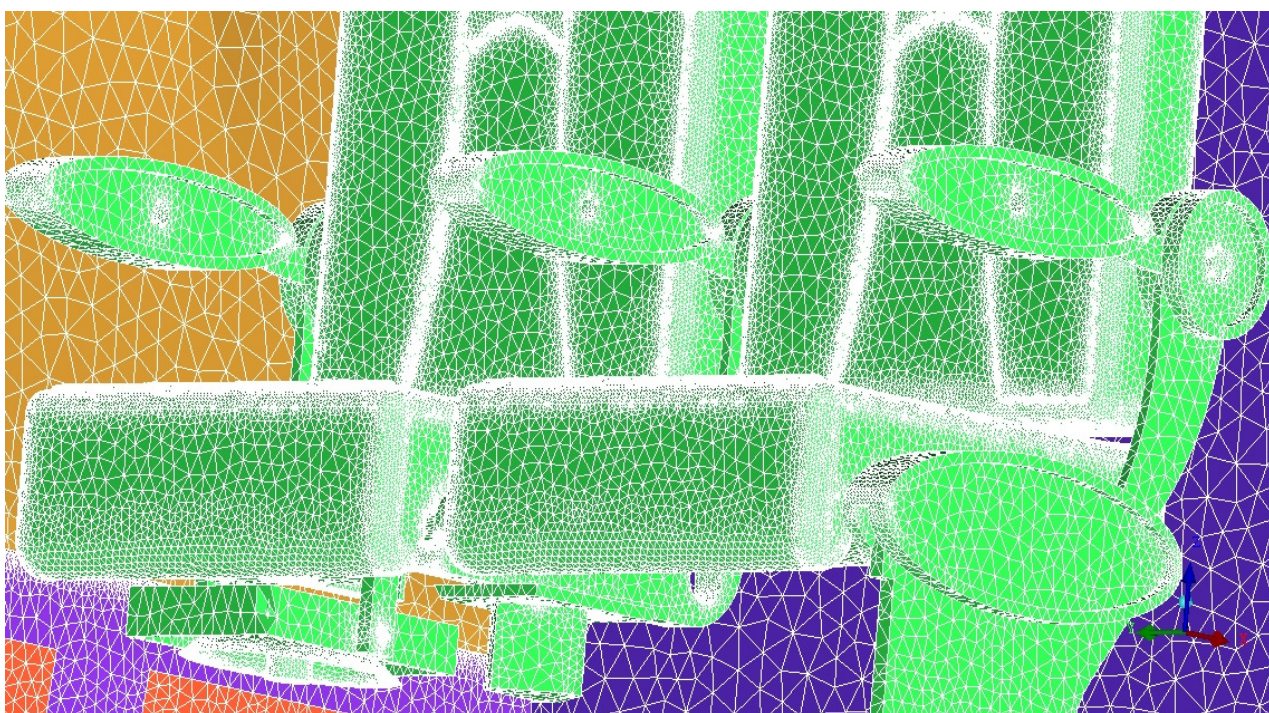


Figura 7 – Assento do banco (geometria complexa).

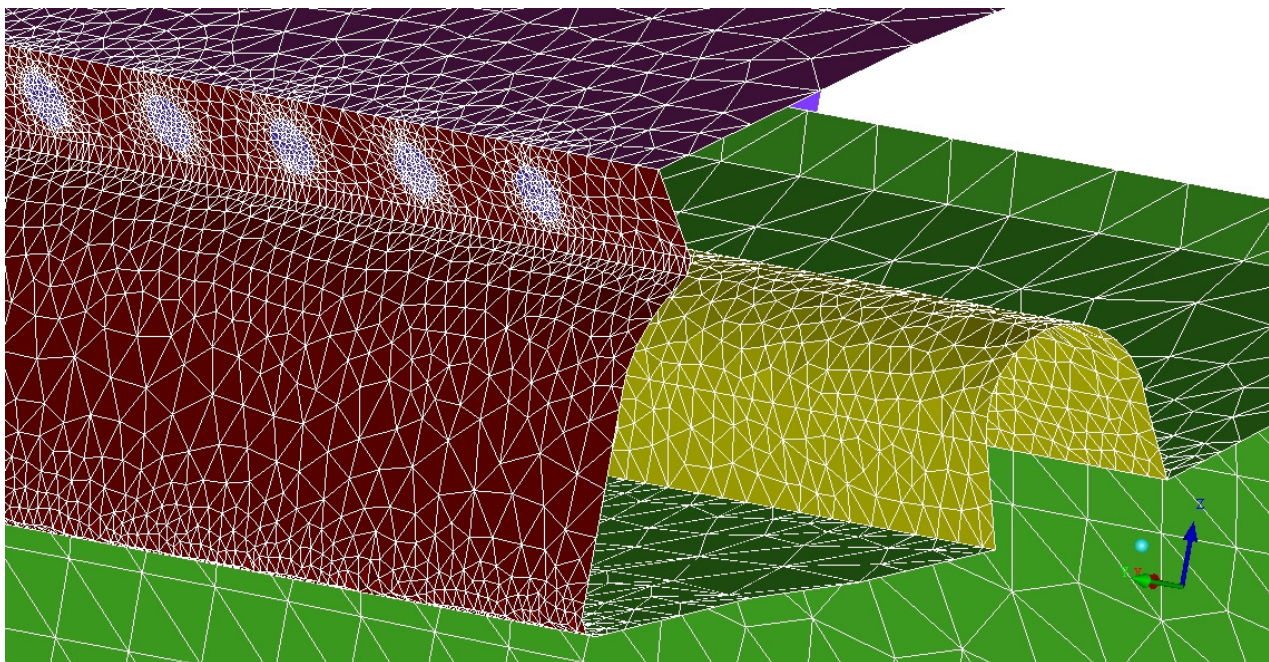


Figura 8 – *Difusor Superior, Entrada Superior e Lâmpada (geometria complexa).*

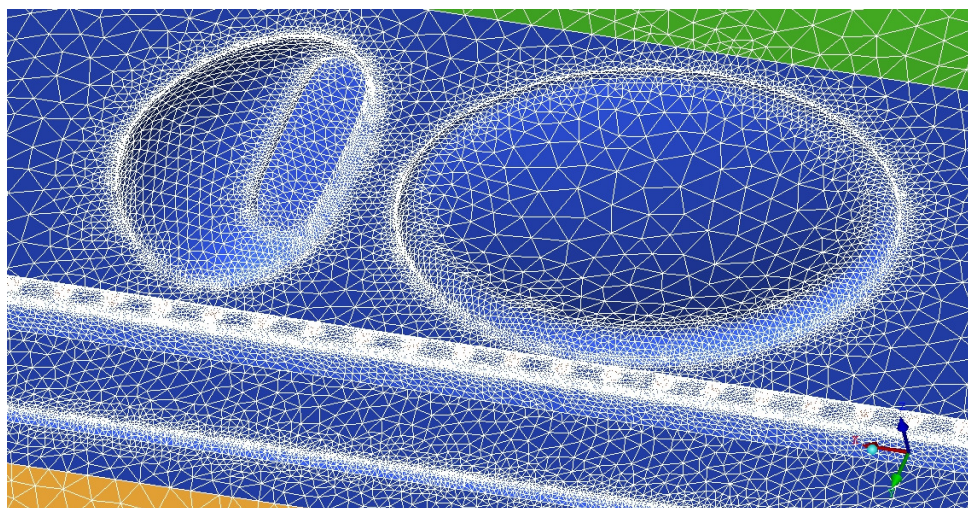


Figura 9– *Entrada inferior e Difusor Inferior (geometria complexa).*

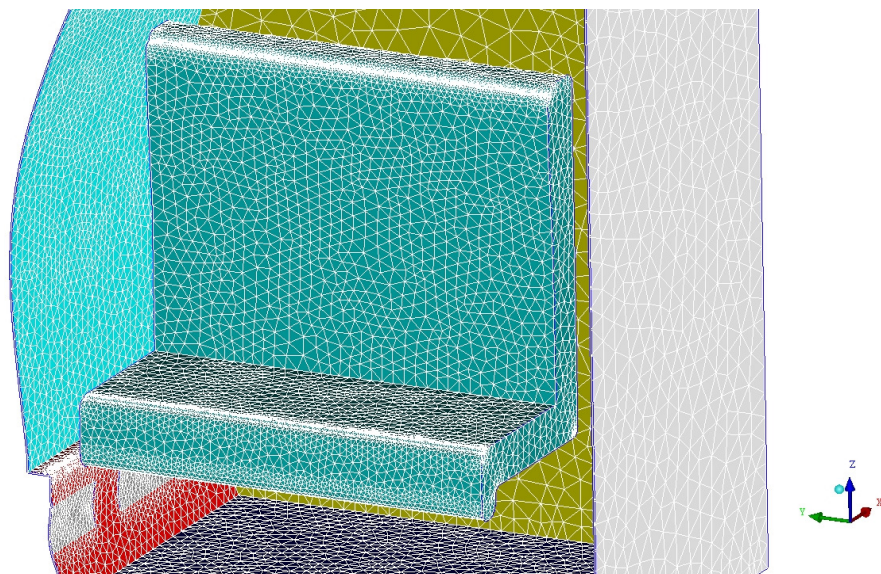


Figura 10 – *Banco (geometria simples).*

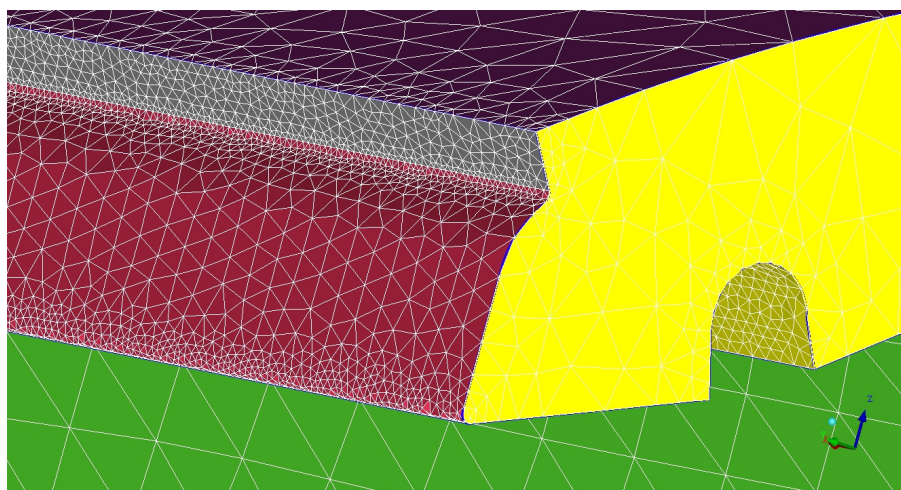


Figura 11 – *Difusor Superior, Entrada Superior e Lâmpada (geometria simples).*

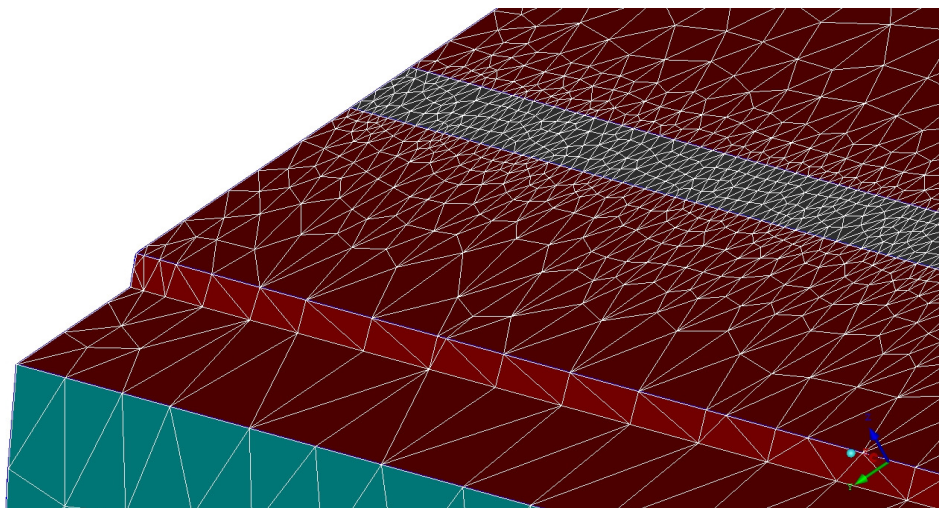


Figura 12 – *Entrada inferior e Difusor Inferior (geometria simples).*

Utilizando os critérios de qualidade de malha do software ICEM (gerador de malha), ambas as malhas obtidas estão adequadas, com qualidade acima de 0.3 (0.0 é a pior situação e 1.0 é a melhor). Usualmente o solver Fluent aceita malhas com qualidade acima de 0.02, o que mostra que as malhas geradas estão de acordo com o esperado.

6 Preliminar Estudo de CFD (modelo k-épsilon)

Os escoamentos encontrados na indústria são, em sua maioria, turbulentos. O modelo numérico deve ser capaz de capturar esse fenômeno para representar adequadamente a física do problema. Existem, atualmente, diversos modelos de turbulência para serem aplicados a problemas de CFD. Não existe um único modelo de turbulência universal, que possa ser empregado em todos os tipos de escoamentos e cada modelo possui a sua aplicabilidade. Dentre os diversos modelos existentes, podemos citar o Spalart-Allmaras (modelo a uma equação), o k-epsilon (modelo a duas equações mais aplicado na indústria), o k-omega (modelo a duas equações aplicado a escoamentos de baixo Número de Reynolds), RSM (do inglês, *Reynolds-Stress Model*, que resolve o tensor de Reynolds), LES (do inglês, *Large-Eddy Simulation*), entre outros.

O critério utilizado para caracterização de um escoamento turbulento é dado pelo número de Reynolds, definido por:

$$Re = \frac{\text{forças de inércia}}{\text{forças viscosas}} \quad (1)$$

Em sua forma mais geral, o número de Reynolds é definido por:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (2)$$

onde ρ é a massa específica, U é a velocidade, L é um comprimento característico e μ é a viscosidade dinâmica.

No presente trabalho, apresenta-se o modelo de turbulência k-épsilon, que é um modelo de duas equações que oferece uma boa relação entre o custo computacional da simulação e sua exatidão. Nesse modelo de duas equações, a escala de velocidades turbulentas é computada através da energia cinética turbulenta, assim como a escala turbulenta é estimada também pela sua energia cinética turbulenta e sua taxa de dissipação, que é obtida através da solução de sua equação de transporte.

As equações de transporte resolvidas pelo modelo k-épsilon são as seguintes.

A equação de k , energia cinética turbulenta:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (3)$$

A equação de ε , a taxa de dissipação da energia cinética turbulenta:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon}{k} + S_\varepsilon \quad (4)$$

em que

$$G_k = -\rho \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (5)$$

representa a geração de energia cinética turbulenta devido aos gradientes de velocidade

e

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (6)$$

é a geração de energia cinética turbulenta (produção/destruição) devido ao empuxo.

O coeficiente de expansão térmica é dado pela seguinte equação

$$\beta = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \quad (7)$$

Para as constantes empíricas, obtidas de dados experimentais, são adotados seus valores usuais que tem bom desempenho para certos escoamentos canônicos.

$$(C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, C_\mu, \sigma_k, \sigma_\varepsilon) = (1.44, 1.92, 0.09, 1.0, 1.3)$$

No presente trabalho, foram utilizadas 3 variações do modelo de turbulência k-épsilon e 3 modelos de parede disponíveis no solver. Assim, 9 simulações foram realizadas com o intuito de se analisar a melhor alternativa para modelar o fenômeno do escoamento e trocas de calor no interior da cabine de aeronave.

Posteriormente, estão previstos estudos mais aprofundados sobre os modelos de turbulência, suas variações e os modelos de parede.

7 Condições de contorno da simulação sem manequins

A figura a seguir resume as condições de contorno utilizadas para a realização das simulações. Vale ressaltar ainda que para essa parte inicial do projeto, os efeitos de troca de calor ainda não foram considerados, uma vez que os modelos que representam esse fenômeno ainda não foram estudados.

Temperaturas:

- liner, janela, teto e dado-panel: temperatura prescrita de 14°C;
- piso: temperatura prescrita de 30°C;
- difusor inferior: temperatura prescrita de 14°C;
- difusor superior: temperatura prescrita de 37°C;
- assento e bin: adiabáticos
- insuflamento: temperatura prescrita de 37°C ;

Grelha: saída livre (outflow)

Lâmpada: 40W (volumétrico) → 354W/m²

Vazão: 0,04kg/s/m (dois lados) sendo 24% no insuflamento superior e 76% no insuflamento inferior.

- insuflamento superior: 3,864g/s;
- insuflamento inferior: 12,236g/s;

Periodicidade nas superfícies frontal e traseira, e **simetria** na superfície lateral;

Material: Aproximação Boussinesq.

Sem radiação.

Figura 13 – Condições de contorno

8 Análise dos Resultados da simulação sem manequins

Para todas as simulações apresentadas, como padrão do *solver* Fluent, as soluções foram consideradas convergidas quando os resíduos atingiram valores menores que 10^{-3} .

8.1 Simulação da Geometria Simplificada sem manequins

O modelo da geometria simplificada apresentou um total de 800mil elementos volumétricos. Como mostrado na seção 7.2, um estudo de independência de malha foi realizado com uma malha de, aproximadamente 1,7 milhões de elementos volumétricos.

Os resultados obtidos das simulações apresentaram instabilidade numérica somente em um dos casos: modelo de turbulência k-ε Standard e modelo de parede Standard (Figura 14). A simulação com modelo RNG e modelo de parede non-equilibrium apresentou a menor taxa de convergência dentre todas as outras simulações.

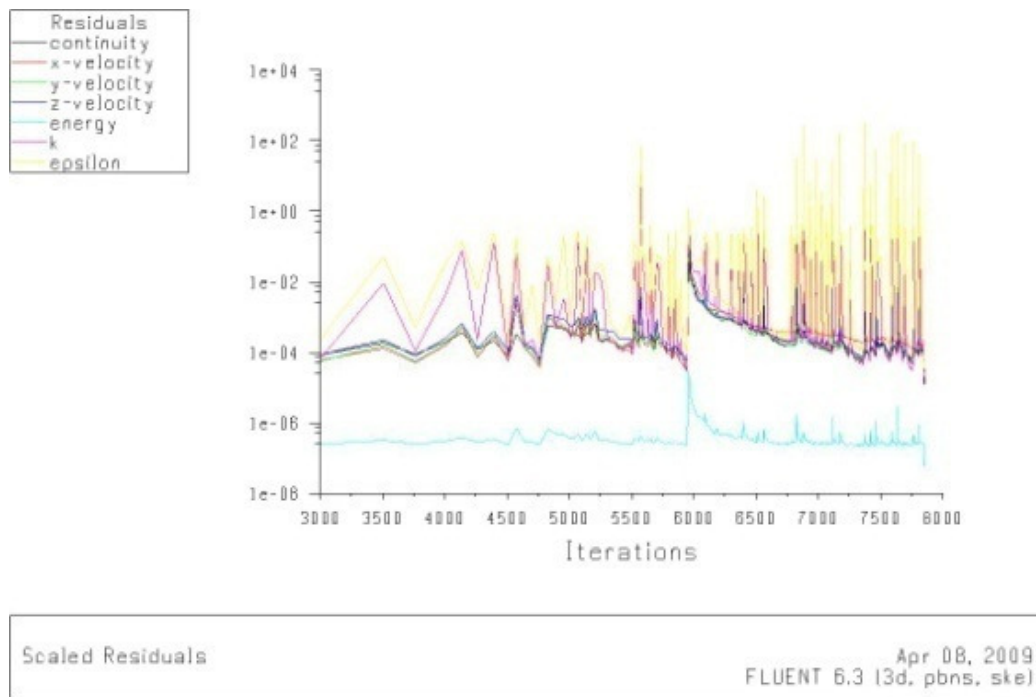


Figura 14 – Gráfico de resíduos da simulação *k-ε Standard* e modelo de parede *Standard*.

A Tabela 3 mostra os valores numéricos dos resíduos finais de cada simulação realizada com o modelo de geometria mais simplificado com 800mil elementos volumétricos.

modelo de turbulência	stand.	stand.	stand.	realiz.	realiz.	realiz.	RNG	RNG	RNG
modelo de parede	stand.	non eq.	enhanced	stand.	non eq.	enhanced	stand.	non eq.	enhanced
continuidade	7,50E-05	6,90E-05	1,10E-04	1,80E-05	1,60E-05	3,80E-05	1,30E-04	3,10E-04	1,70E-04
velocidade x	1,40E-04	3,50E-07	7,80E-05	1,10E-04	1,20E-05	8,60E-06	1,50E-05	1,70E-04	8,10E-06
velocidade y	7,50E-05	4,70E-07	8,70E-05	1,40E-04	1,50E-05	9,10E-06	2,00E-05	2,10E-04	8,90E-06
velocidade z	8,80E-05	5,80E-07	1,20E-06	2,40E-04	2,30E-05	1,10E-05	3,10E-05	3,00E-04	1,10E-05
energia	2,50E-07	2,20E-07	3,80E-08	3,40E-07	9,50E-07	1,40E-07	1,70E-07	9,80E-07	1,60E-07
k	5,90E-05	2,50E-06	3,80E-07	1,70E-04	4,00E-05	1,60E-05	1,90E-05	1,10E-04	1,40E-05
épsilon	1,70E-04	2,90E-07	3,30E-07	3,60E-04	6,10E-05	8,70E-05	4,80E-05	2,90E-04	6,50E-05

Tabela 3– Valores dos resíduos nas equações de conservação

Na Tabela 4 são apresentados os valores do parâmetro adimensional y^+ , calculado como uma média para cada parede. Na Tabela 5 são apresentados os valores máximos de y^+ em cada superfície. Em todas as simulações o valor de y^+ é inferior a 30. Isto se deve ao fato das baixas velocidades do escoamento no interior da cabine e perto das paredes. Assim, para os modelos de função de parede padrão e não-equilíbrio, a malha está excessivamente refinada. Esta é uma das dificuldades de geração de malhas com este modelo de tratamento junto à parede. O ajuste da malha tem que ser feito iterativamente com a simulação do problema. A priori não é possível determinar o tamanho do primeiro elemento da malha adjacente à parede, pois as tensões de cisalhamento na parede ainda não são conhecidas. Nos resultados mostrados neste item, buscou-se verificar a influência desta inconsistência da malha nos resultados do escoamento no interior da cabine. O modelo de tratamento aprimorado (enhanced) não impõe a restrição de y^+ , uma vez que são aplicadas soluções para a subcamada laminar ou camada turbulenta em função do y^+ obtido em cada iteração da simulação.

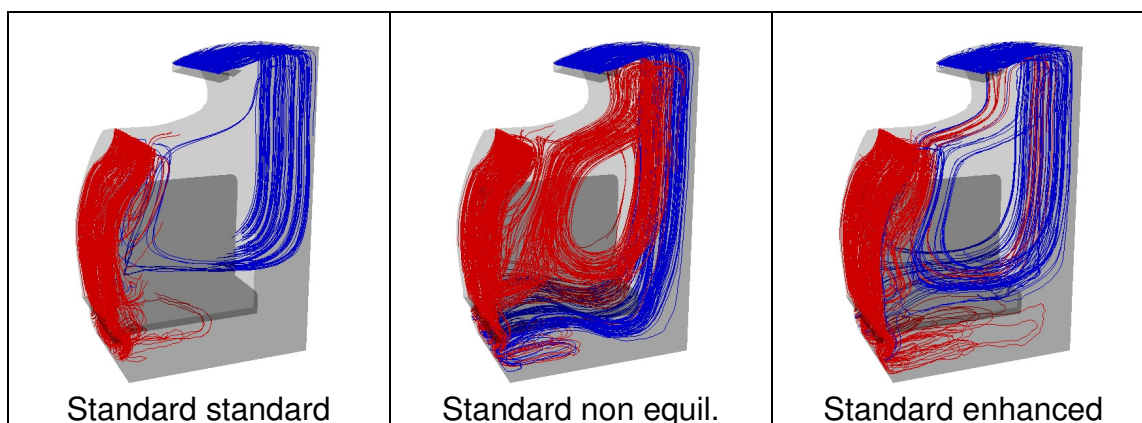
Modelo de turbulência	stand.	stand.	stand.	realiz.	realiz.	realiz.	RNG	RNG	RNG
Modelo parede	standard	Non eq.	enhanced	standard	non equi.	Enhanced	standard	Non eq.	enhanced
bancos	3,2	7,3	3,8	3,3	7,4	3,8	3,9	7,5	3,9
bin	4	7,8	4,5	4	7,8	4,5	4,5	7,8	4,5
dado-panel	4,6	6,5	5,3	4,6	6,6	5,2	5,3	6,7	5,3
difusor inf.	4	6,7	4,5	3,6	6,8	4,3	4,3	6,3	4,3
difusor sup.	1	1,2	0,9	1,1	1,1	0,9	0,9	1,5	0,9
lâmpada	1,2	1,1	1,3	1,2	1	1,3	1,3	1	1,3
liner	7,9	12,1	9,2	7,5	12,1	9,3	9,4	12,5	9,4
piso	4,4	9,6	5,4	4,3	9,5	5,4	5,4	9,8	5,4
teto	5,4	7,3	5,4	5,5	7,3	5,4	5,4	7,4	5,4

Tabela 4- Valores de y^+ médio nas paredes

Modelos	Y mais (máximo)
k-e Standard Standard	14,7
k-e Standard non-equilibrium	28,1
k-e Standard enhanced	14,6
k-e realizável Standard	12,2
k-e realizável non-equilibrium	28,9
k-e realizável enhanced	15,5
k-e RNG Standard	15,9
k-e RNG non-equilibrium	28,7
k-e RNG enhanced	15,9
k-e realiz. enhanced refinado	11,61

Tabela 5 – Valores máximos de y^+

Na Figura 15 são mostradas as linhas de corrente obtidas em todas as 9 simulações realizadas com a malha de 800mil elementos volumétricos, em que se nota a diferença no padrão do escoamento, ainda que posteriores resultados indiquem que há forte semelhança entre as soluções.



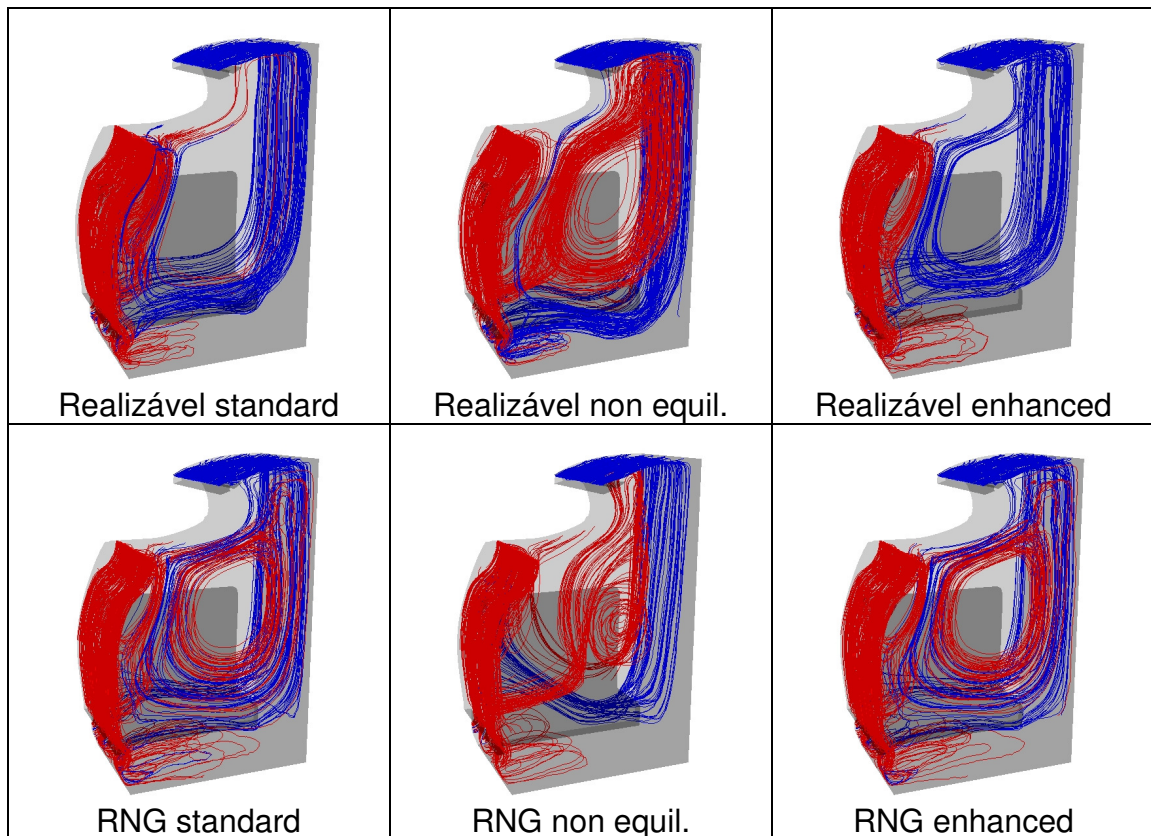


Figura 15 – *Linhas de corrente.*

A Figura 16 mostra o plano transversal no qual foram obtidos os contornos de velocidade (Figura 17) e os vetores de velocidade (Figura 18).

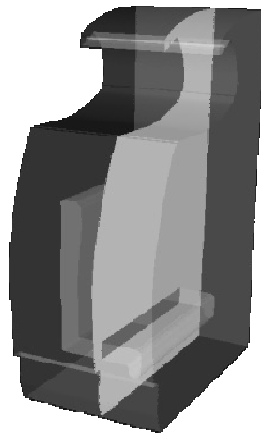


Figura 16 - *Plano Transversal*

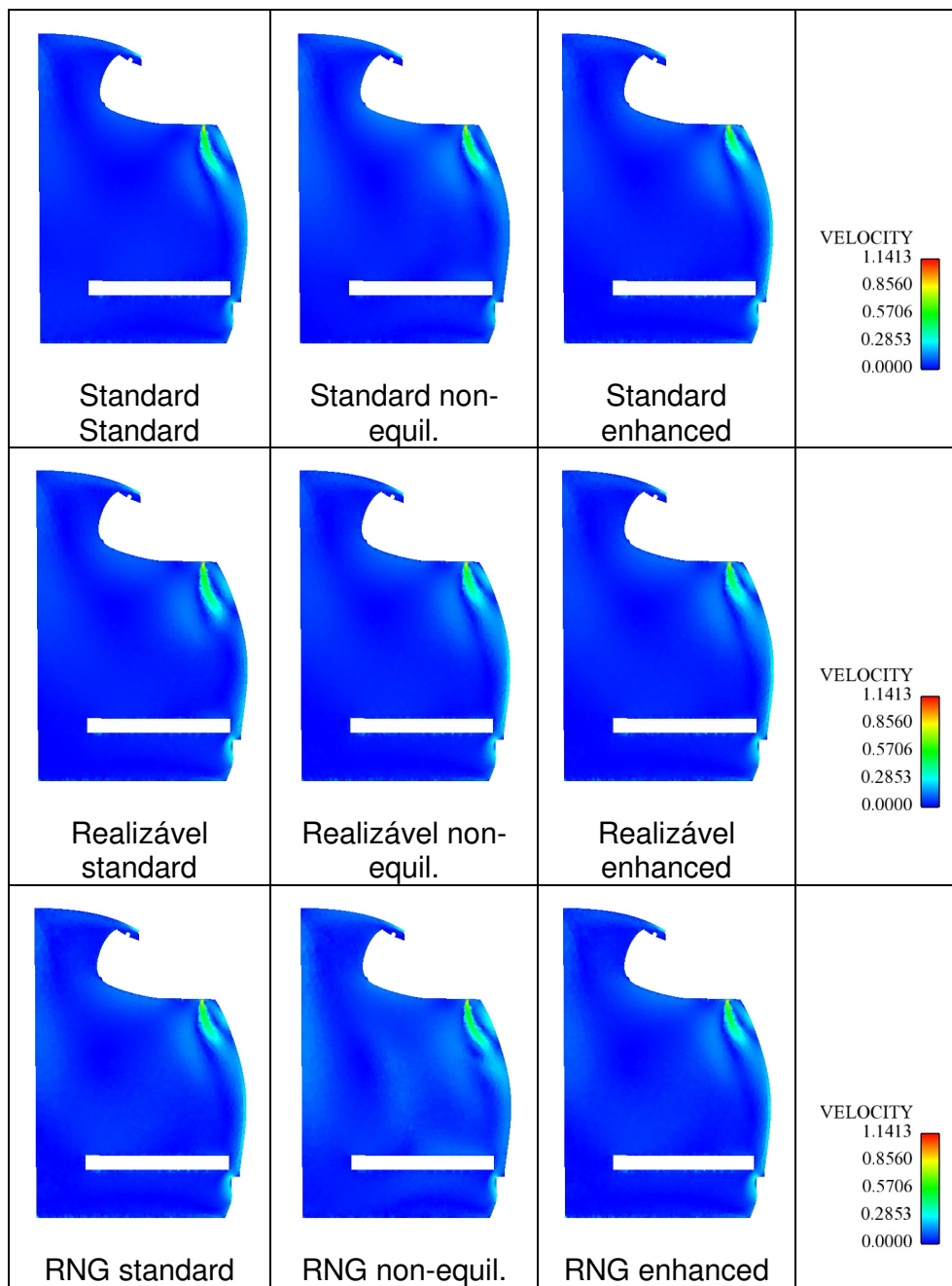


Figura 17 – Contornos de velocidade(m/s).

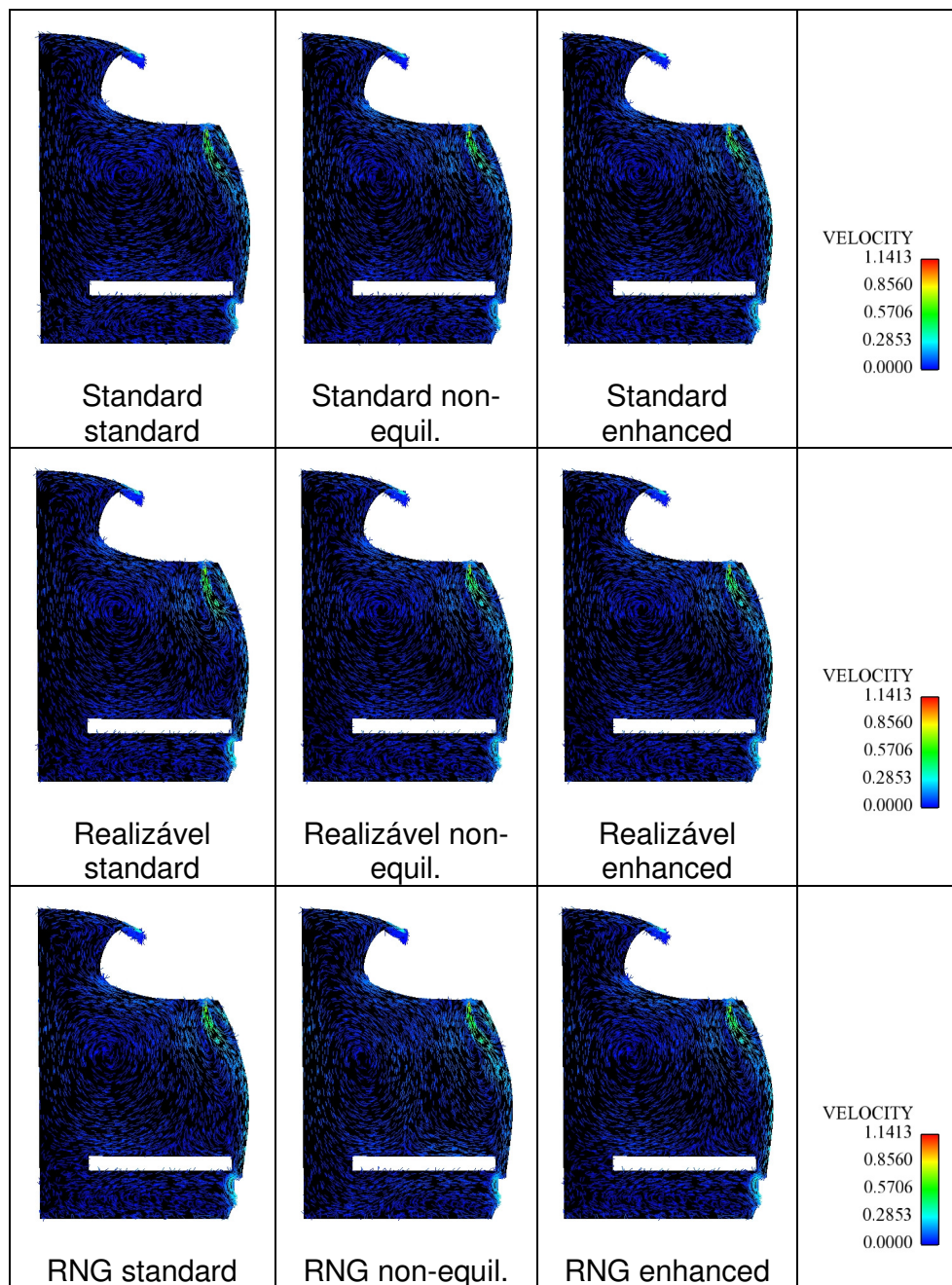


Figura 18 – vetores de velocidade (m/s).

Para o mesmo plano, foram obtidos também os contornos de temperatura, que não apresentaram variações significativas entre os modelos utilizados, como mostra a Figura 19.

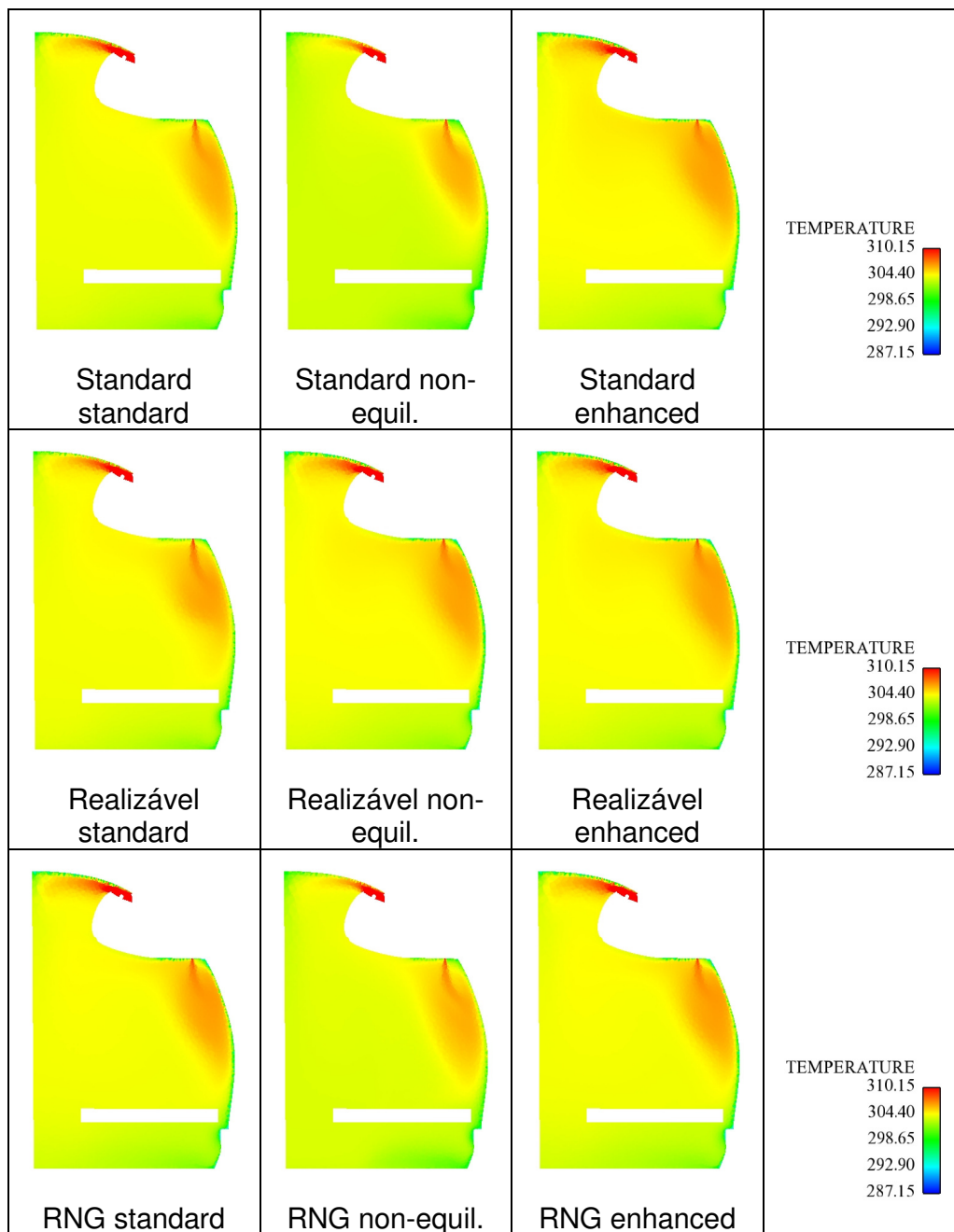


Figura 19– Contornos de temperatura (K).

Seis pontos de monitoramento foram impostos para realizar a comparação quantitativa entre os modelos utilizados. São eles: cabeça (1,1m), abdômen (0,6m) e pés (0,1m) para dois passageiros sentados lado a lado, como mostra a Figura 20.

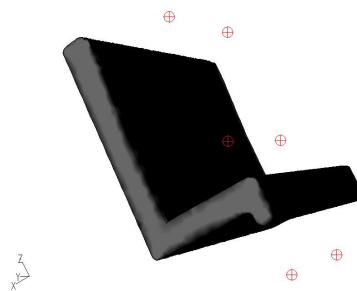


Figura 20– Pontos de controle.

As tabelas a seguir mostram as diferenças encontradas (máxima de 0,97°C para a temperatura e 0,075m/s para a velocidade). Com essas diferenças encontradas, pode-se concluir que a grandeza dessas diferenças pode ser considerada como irrelevante, dado o fato desses valores se encontrarem abaixo da precisão esperada para os dados experimentais.

	abdômen		cabeça		pés	
	dir.	esq.	dir.	esq.	dir.	esq.
k-e Standard Standard	31,12	31,09	32,28	31,25	29,79	30,36
k-e Standard non-equilibrium	30,54	30,49	32,29	30,62	29,31	30,34
k-e Standard enhanced	31,44	31,42	32,92	31,59	29,7	30,23
k-e realizável Standard	31,37	31,21	32,82	31,36	30	30,52
k-e realizável non-equilibrium	30,87	30,69	32,33	30,81	29,5	30,52
k-e realizável enhanced	31,42	31,36	32,73	31,53	29,81	30,35
k-e RNG Standard	31,17	31,19	32,67	31,29	29,64	30,1
k-e RNG non-equilibrium	30,73	30,69	32,44	30,8	29,26	30,46
k-e RNG enhanced	31,17	31,19	32,7	31,29	29,65	30,11
k-e realiz. enhanced (*)	30,92	30,93	32,81	31,05	29,42	30,0
variação máxima	0,9	0,93	0,64	0,97	0,74	0,52

Tabela 6– Valores de temperatura nos Pontos de controle.

	abdômen		cabeça		pés	
	dir.	esq.	dir.	esq.	dir.	esq.
k-e Standard Standard	0,037	0,045	0,085	0,041	0,016	0,018
k-e Standard non-equilibrium	0,032	0,044	0,136	0,018	0,013	0,021
k-e Standard enhanced	0,031	0,046	0,111	0,014	0,014	0,012
k-e realizável Standard	0,034	0,043	0,124	0,011	0,019	0,007
k-e realizável non-equilibrium	0,042	0,042	0,145	0,024	0,013	0,02
k-e realizável enhanced	0,033	0,048	0,125	0,012	0,013	0,01

k-e RNG Standard	0,033	0,063	0,135	0,022	0,012	0,014
k-e RNG non-equilibrium	0,056	0,07	0,117	0,054	0,015	0,038
k-e RNG enhanced	0,033	0,062	0,137	0,022	0,012	0,014
k-e realiz. enhanced (*)	0,037	0,061	0,16	0,018	0,008	0,01
variação máxima	0,025	0,028	0,075	0,043	0,011	0,031

Tabela 7– Valores de velocidade nos Pontos de controle.

8.2 Estudo de independência de malha da geometria sem manequins

Os valores das tabelas 6 e 7 indicando o modelo *k-e realiz. enhanced (*)* são referentes a uma malha mais refinada da geometria simplificada (1,7 milhões de elementos). Isso significa que foram comparados os valores de uma malha mais grosseira e uma mais refinada com o objetivo de identificar a influência do número de elementos na simulação.

Obtidos os valores mostrados, vê-se que não há quase variação alguma, o que indica a adequação dos parâmetros de geração da malha mais grosseira. Dessa forma, posteriormente, para a geometria não-simplificada, serão utilizados os mesmos parâmetros, para que se reduza o tempo computacional e se garanta a boa convergência da simulação e confiabilidade nos resultados finais.

8.3 Simulação da Geometria Não-Simplificada sem manequins

8.3.1 Resultados das simulações da geometria não-simplificada

Para a Geometria não-simplificada, as mesmas simulações foram feitas utilizando o modelo *k-ε* e suas variações anteriormente citadas e explicadas (seção Modelos de Turbulência). Da mesma forma, foram também variados os modelos de parede (*Standard*, *Non-equilibrium* e *Enhanced*). Os resultados das simulações, 9 em seu total, foram comparados para essa geometria não simplificada e também foi realizada a

comparação com os resultados obtidos nas simulações com a geometria simplificada já apresentada.

Para a geometria não-simplificada, algumas ressalvas devem ser feitas com relação à simulação. Ressalvas que podem influenciar na comparação entre os resultados obtidos com a geometria simplificada e a não-simplificada. Essa possui um nível de detalhes muito maior, necessitando de uma discretização melhor junto às regiões de parede. Dessa forma, o número de elementos volumétricos utilizados em todas as simulações previamente citadas contém, aproximadamente, 3,3 milhões de elementos em sua malha computacional. Procurou-se manter a qualidade dos respectivos elementos equivalentes para que não houvesse mais uma variável a ser levada em consideração na obtenção da comparação entre as duas geometrias.

Ao contrário do encontrado na simulação da geometria simplificada, a utilização do modelo k- ϵ Standard com modelo de parede Standard não levou a uma instabilidade numérica, como mostra a Figura 21. Entretanto, tal modelo ainda se mostrou pouco confiável dada a diferença entre o comportamento das duas simulações, que utilizaram a mesma metodologia na geração de malha e mesmas condições de contorno. Além disso, o número de iterações necessário para a sua convergência (237 iterações) é muito maior do que todas as outras 8 simulações analisadas (média de 70 iterações).

Como mostrado mais adiante, os resultados, ou a variação desses resultados, não justificam a utilização desse modelo de turbulência com modelo de parede Standard nas análises posteriores com novas geometrias e novas condições de contorno.

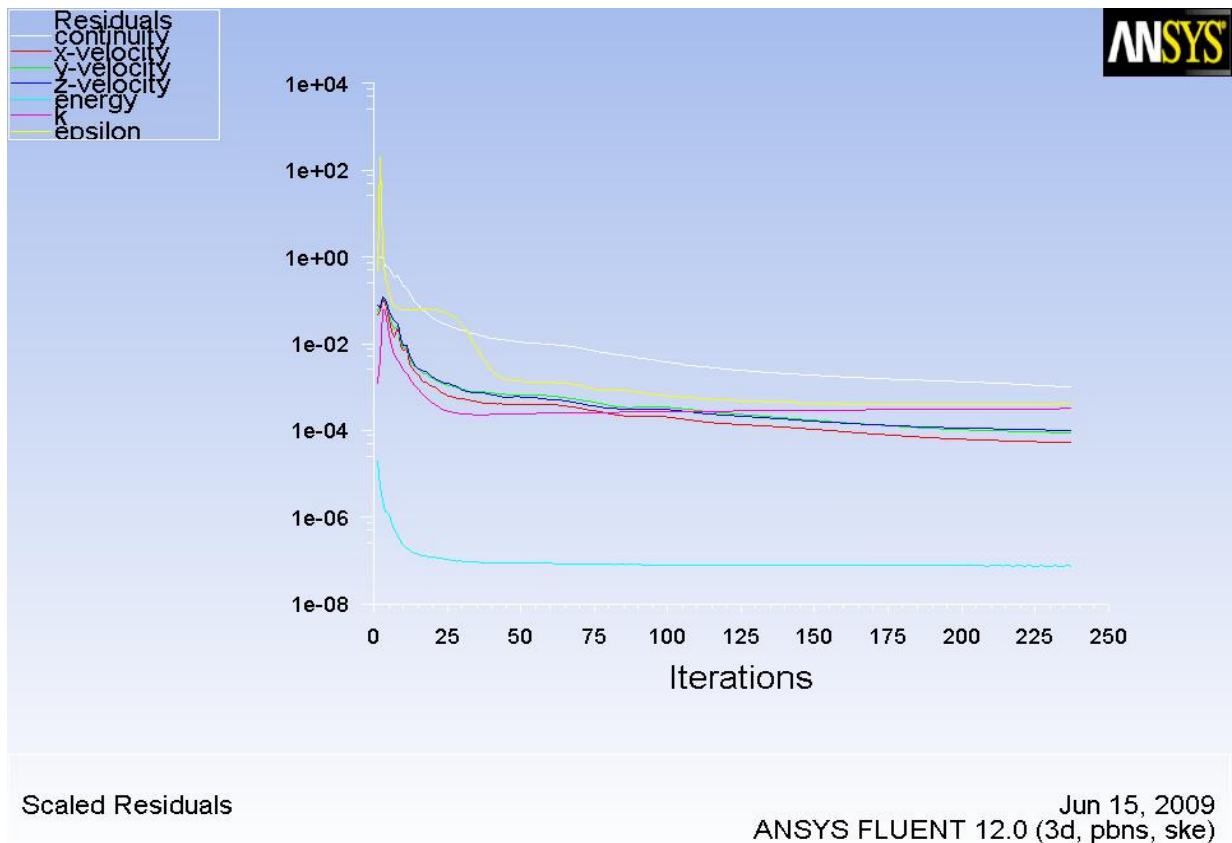


Figura 21 – Resíduos do modelo k - ϵ Standard com modelo de parede Standard.

Assim como na seção anterior, a Tabela 8 apresenta os valores dos resíduos finais obtidos em todas as simulações com seus respectivos modelos de parede utilizados. Vale ainda observar nas figuras que se seguem (22 - > 29) que o comportamento da convergência de todos os modelos utilizados foi similar, o que indica que há boa adequação da qualidade e tamanho dos elementos na malha.

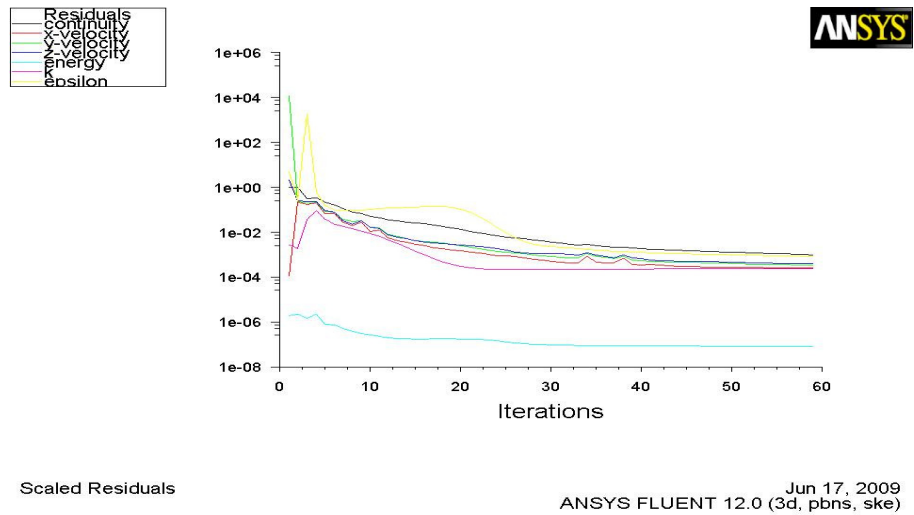


Figura 22 – Resíduos do modelo k - ϵ Standard com modelo de parede Non-equilibrium.

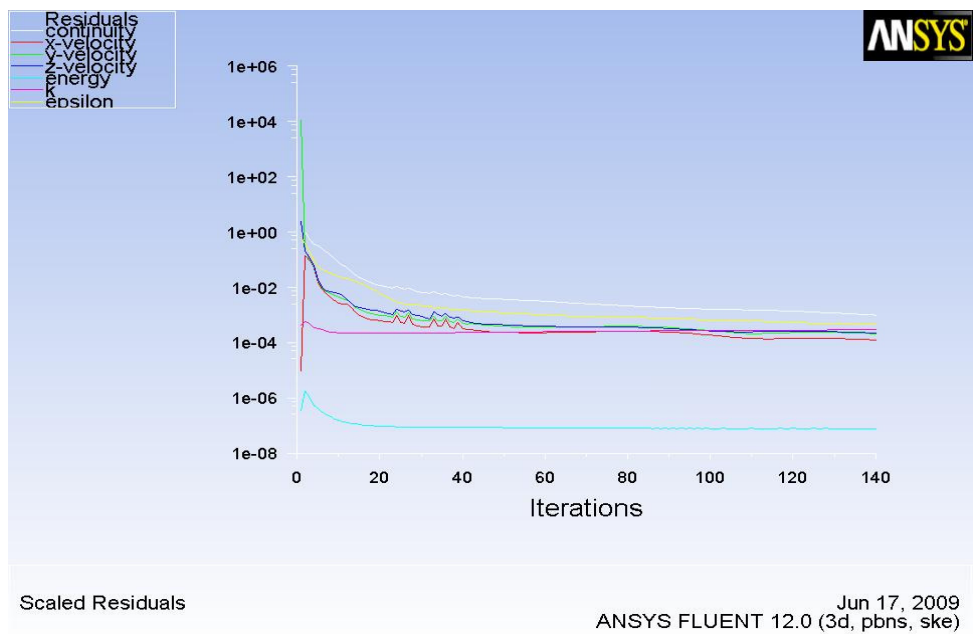


Figura 23 – Resíduos do modelo k - ϵ Standard com modelo de parede Enhanced.

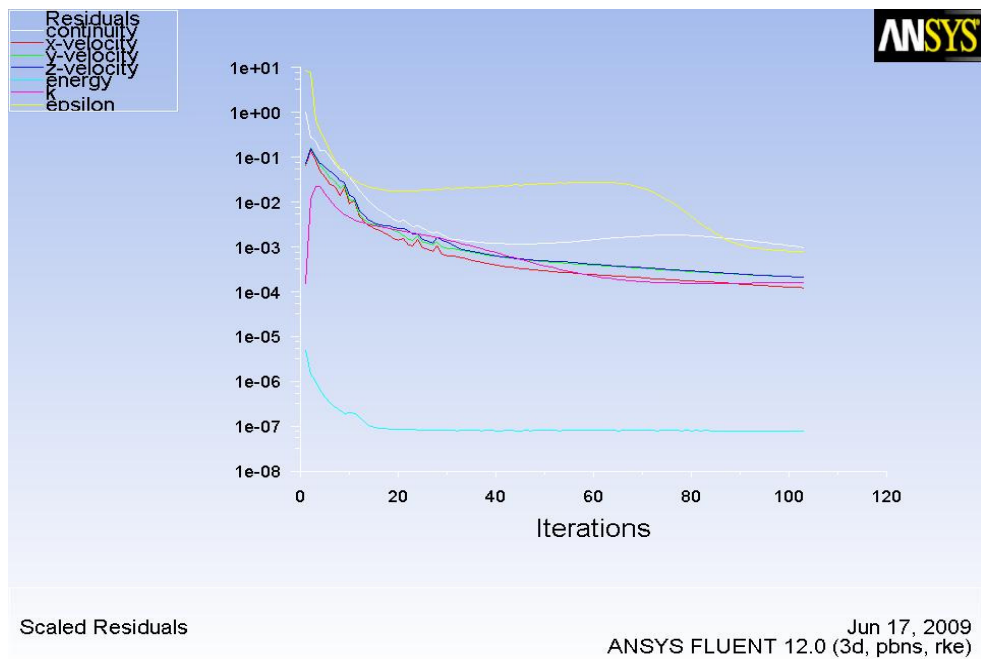


Figura 24– Resíduos do modelo $k\text{-}\epsilon$ RNG com modelo de parede Standard.

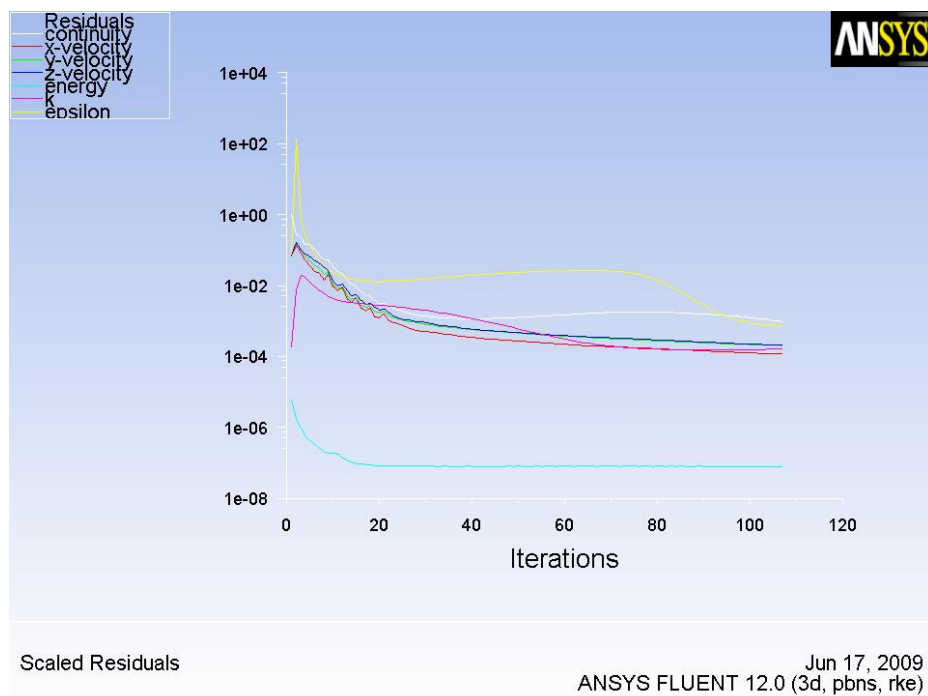


Figura 25– Resíduos do modelo $k\text{-}\epsilon$ RNG com modelo de parede Non-equilibrium.

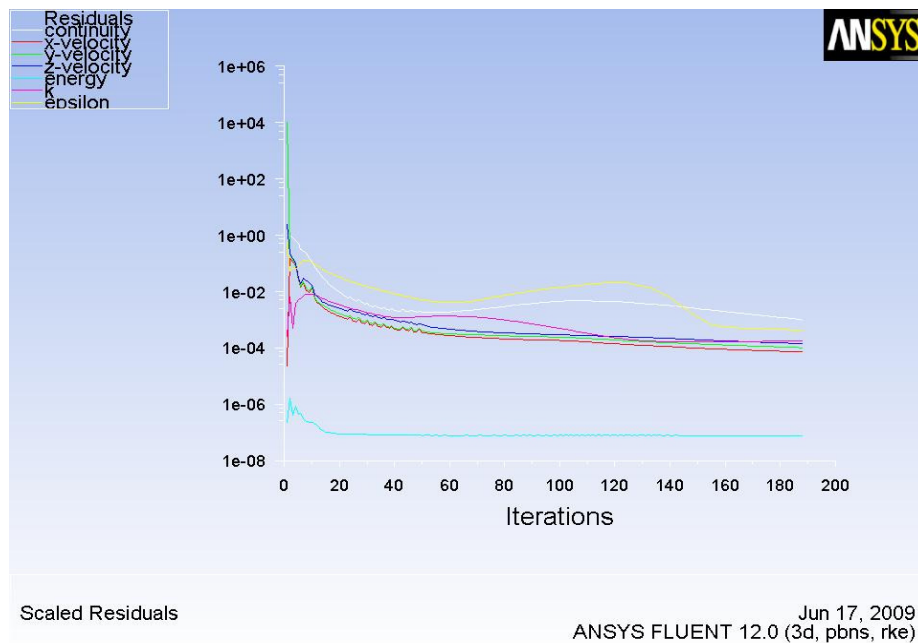


Figura 26 – Resíduos do modelo $k\text{-}\epsilon$ RNG com modelo de parede Enhanced.

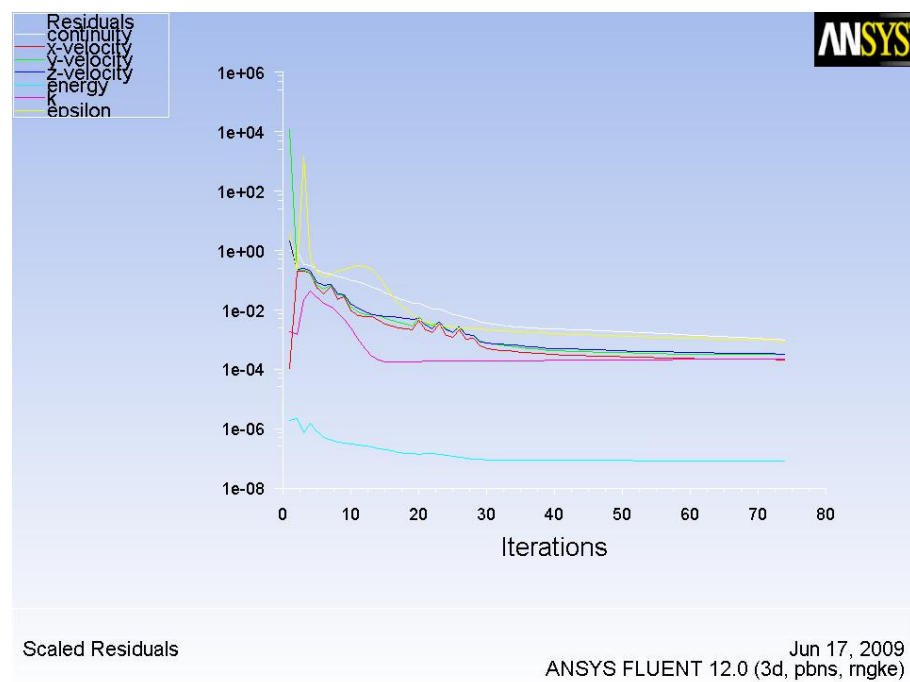


Figura 27 – Resíduos do modelo $k\text{-}\epsilon$ Realizable com modelo de parede Standard.

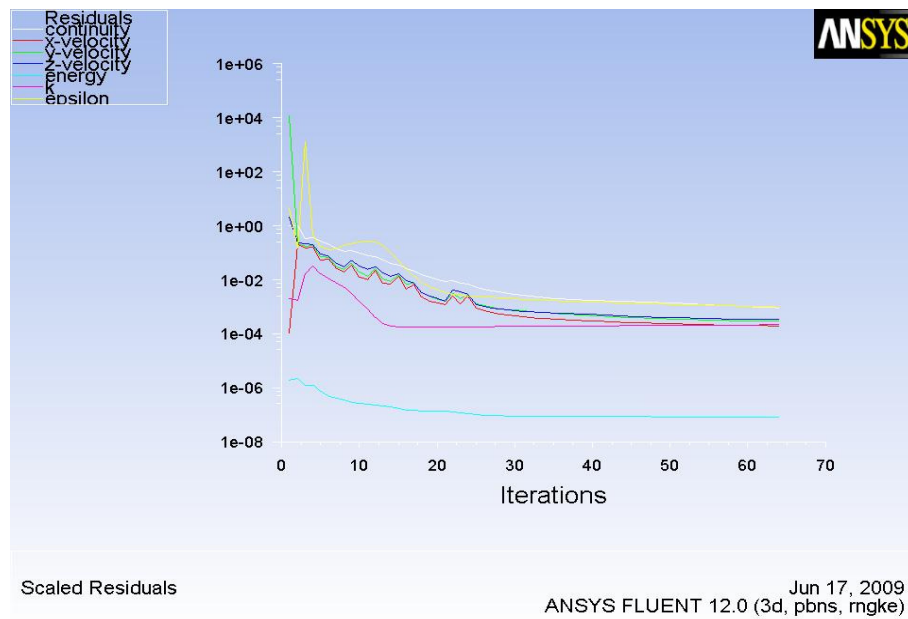


Figura 28– Resíduos do modelo k - ϵ Realizable com modelo de parede Non-equilibrium.

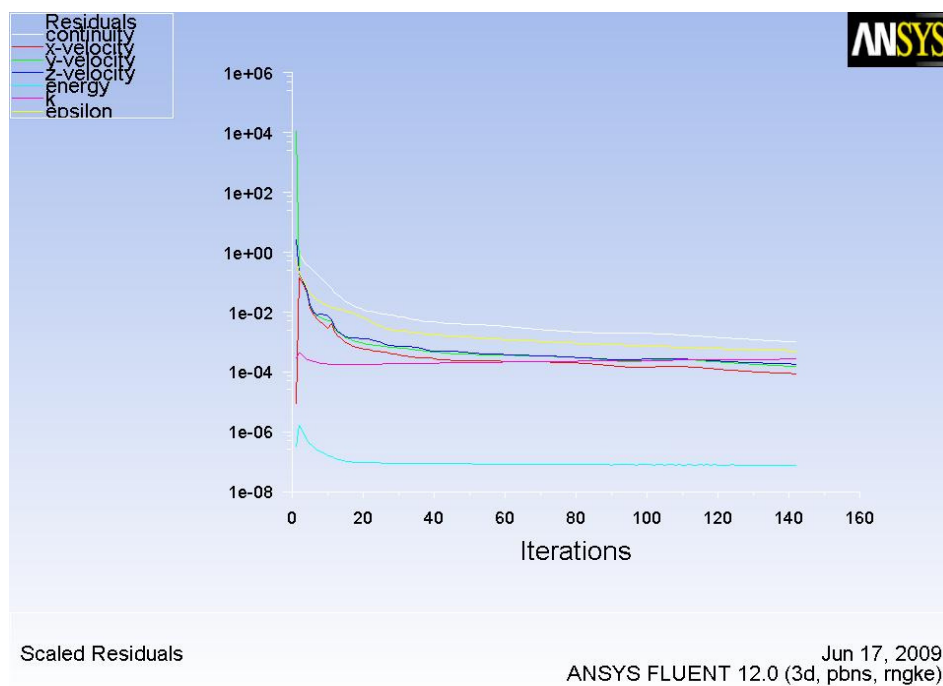


Figura 29– Resíduos do modelo k - ϵ Realizable com modelo de parede enhanced.

modelo de turbulência	stand.	stand.	stand.	realiz.	realiz.	realiz.	RNG	RNG	RNG
modelo de parede	stand.	non eq.	enhanced	stand.	non eq.	enhanced	stand.	non eq.	enhanced
continuidade	9,95E-04	9,74E-04	9,95E-04	9,79E-04	9,83E-04	9,88E-04	9,85E-04	9,25E-04	9,98E-04
velocidade x	5,26E-05	2,58E-04	1,25E-04	1,23E-04	1,17E-05	7,21E-05	2,13E-04	1,96E-04	8,77E-07
velocidade y	8,77E-05	3,56E-04	2,09E-04	2,12E-04	2,03E-04	1,02E-04	3,09E-04	2,90E-04	1,54E-04
velocidade z	9,97E-05	3,93E-04	2,27E-04	2,09E-04	2,07E-04	1,42E-04	3,29E-04	3,36E-04	1,82E-04
energia	7,51E-08	8,11E-08	7,86E-08	7,83E-08	7,69E-08	7,72E-08	8,05E-08	8,81E-08	7,68E-08
k	3,18E-04	2,4E-04	2,92E-04	1,60E-04	1,60E-04	1,76E-04	2,26E-04	1,16E-04	2,69E-04
épsilon	4,12E-04	8,42E-04	4,64E-04	7,76E-04	7,43E-04	4,26E-04	9,08E-05	9,92E-04	5,05E-04

Tabela 8– Valores dos resíduos finais.

A Tabela 9 mostra os valores de y^+ encontrados. Pode-se observar que os valores, ainda muito baixos, indicam, além da validade do modelo de parede utilizado, também a presença de baixas velocidades junto às paredes da cabine. Ou seja, ainda que consideremos todas as descontinuidades da geometria não-simplificada, não há o surgimento de regiões de alta velocidade.

Modelo de turbulência	stand.	stand.	stand.	realiz.	realiz.	realiz.	RNG	RNG	RNG
Modelo parede	standard	Non eq.	enhanced	standard	non equi.	Enhanced	standard	Non eq.	enhanced
bancos	1,9	1,8	1,9	2,3	2,4	2,0	1,8	1,8	1,9
bin	4,4	4,9	4,7	4,9	5,1	4,9	4,8	5,1	4,8
dado-panel	3,4	3,9	3,8	4,6	4,6	4,0	3,9	3,9	3,7
difusor inf.	10,8	12,3	11,7	10,8	12,1	11,0	10,43	12,4	11,6
difusor sup.	3,6	3,9	3,3	2,8	3,3	3,5	3,2	3,9	3,5
lâmpada	3,9	4,3	4,4	3,8	4,5	4,3	3,7	4,5	4,3
liner	4,0	4,2	4,3	5,7	5,2	4,9	4,5	4,3	4,1

pisso	7,4	8,0	8,0	10,1	9,5	8,5	8,6	8,3	8,0
teto	9,6	8,1	9,8	9,8	9,4	9,8	9,5	8,5	10,6

Tabela 9– Valores de y^+ .

A figura 30 mostra o padrão do escoamento para cada uma das simulações através das linhas de corrente correspondentes às entradas de ar inferior e superior.

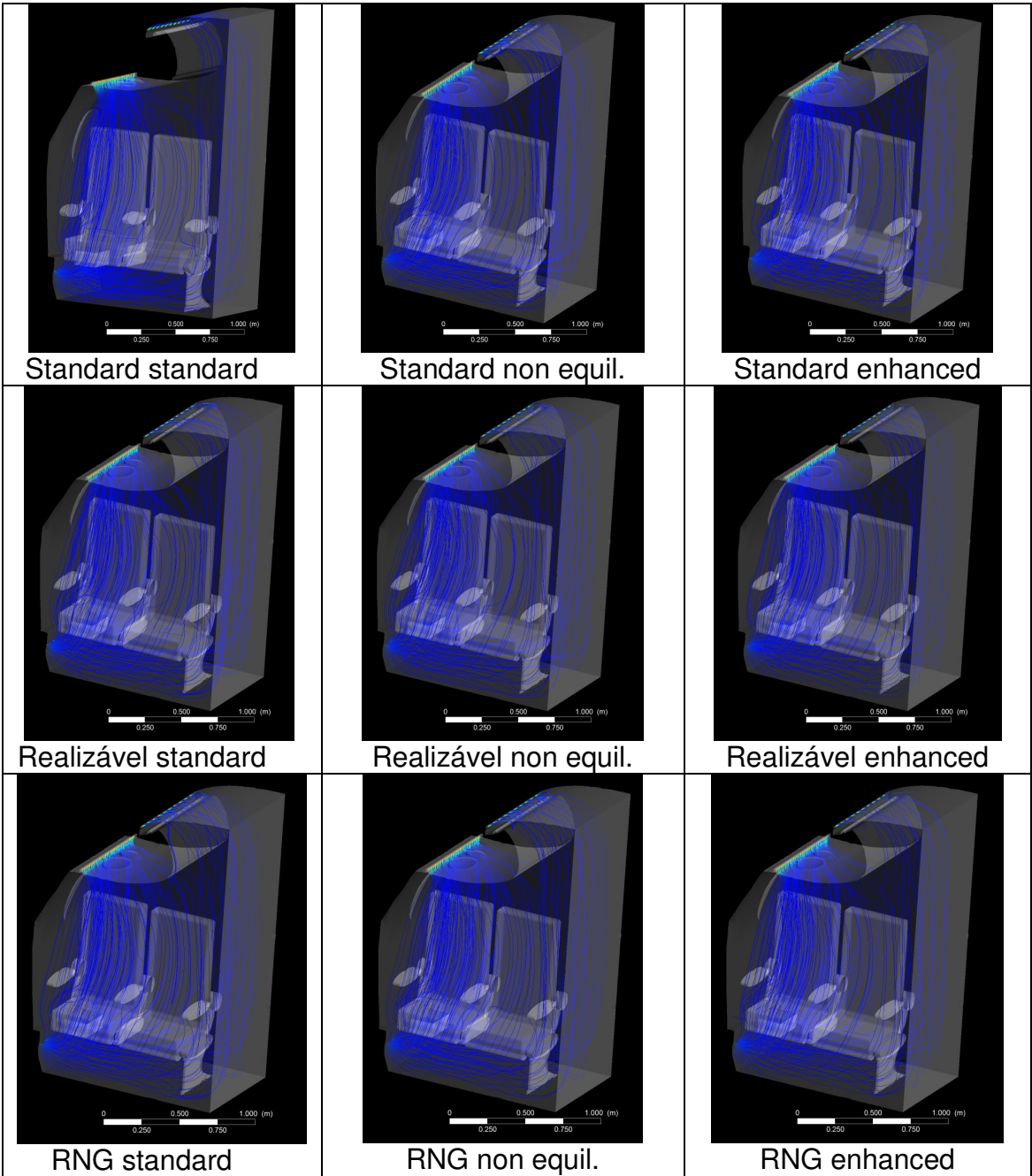


Figura 30 – linhas de corrente.

Também através de um plano de corte, pode-se observar pelas figuras 31 e 32, respectivamente, a distribuição de temperaturas e de velocidades. Nota-se uma diferença notável entre os contornos de temperatura e velocidade comparados com as simulações da geometria simplificada. Tal fato pode é explicitado a seguir, após as análises quantitativas das diferenças.

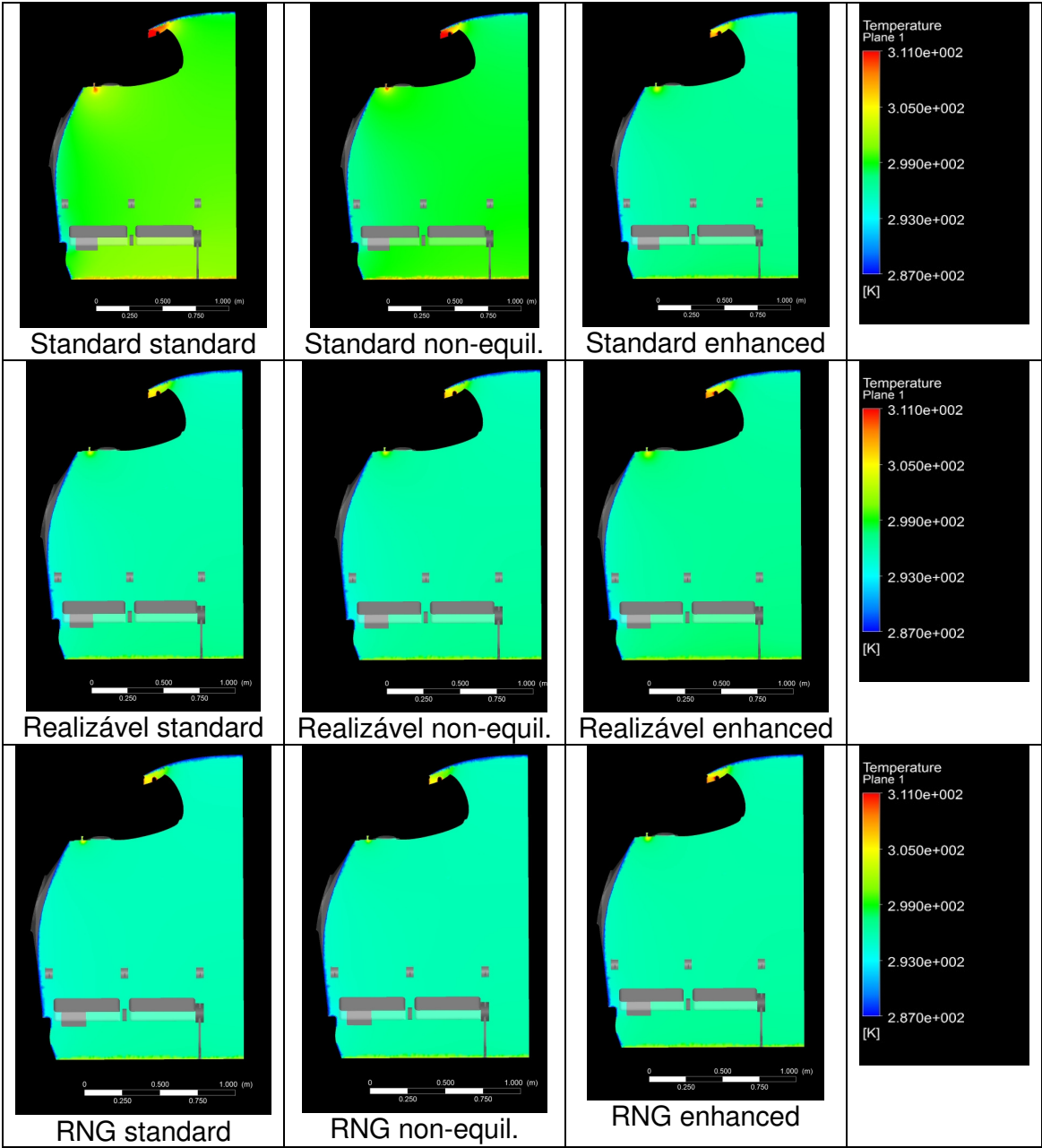


Figura 31– Contornos de Temperatura no plano transversa (K).

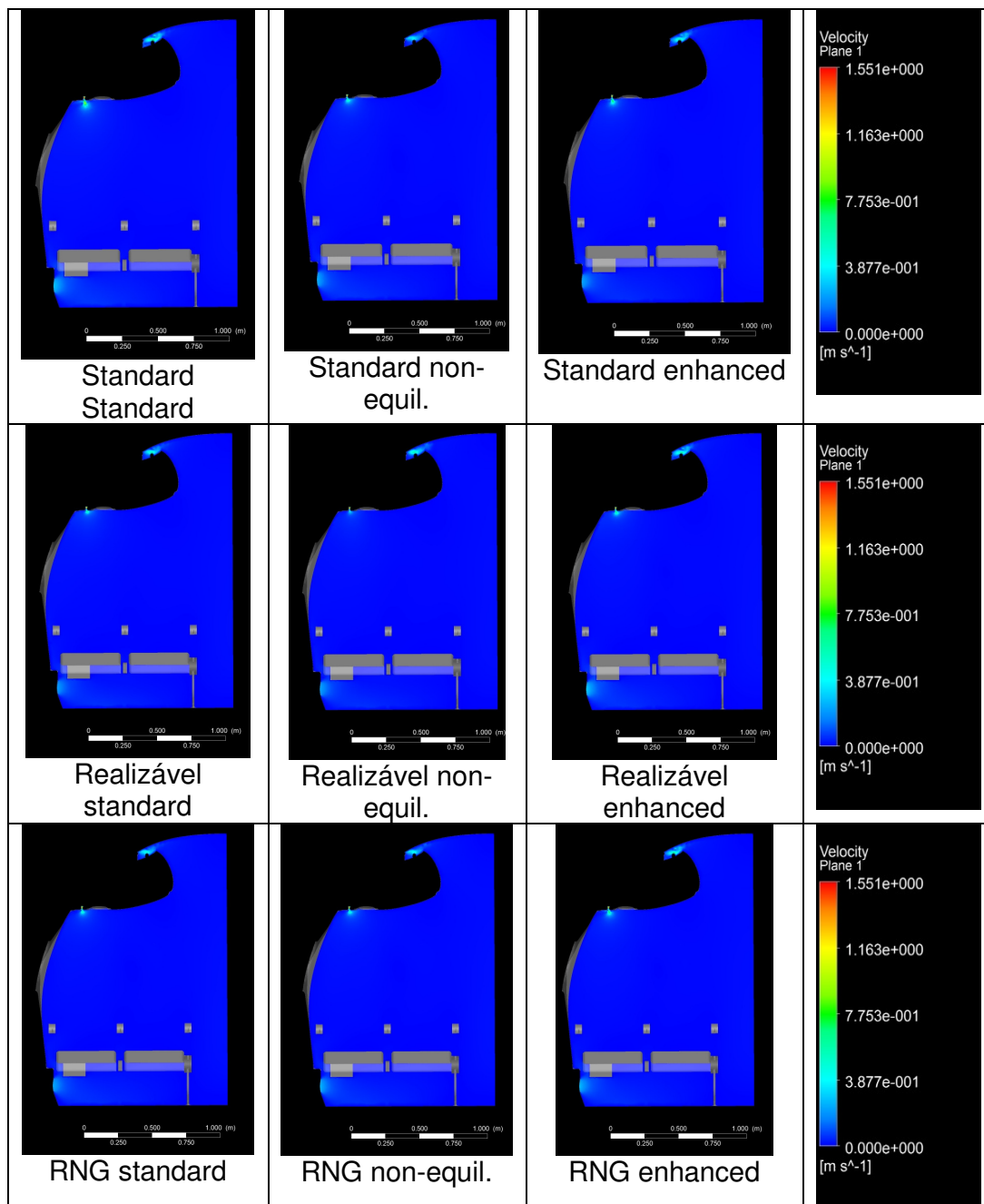


Figura 32– Contornos de velocidade(m/s).

8.3.2 Comparação das simulações entre as duas geometrias sem manequins

Ainda que notadas as diferenças nos contornos mostrados no plano transversal, faz-se necessário uma comparação quantitativa das diferenças encontradas em ambos os casos, temperatura e velocidade. Assim, pelas figuras 33 e 34, pode-se observar a variação das propriedades nos pontos de controle utilizados para avaliar o conforto térmico.

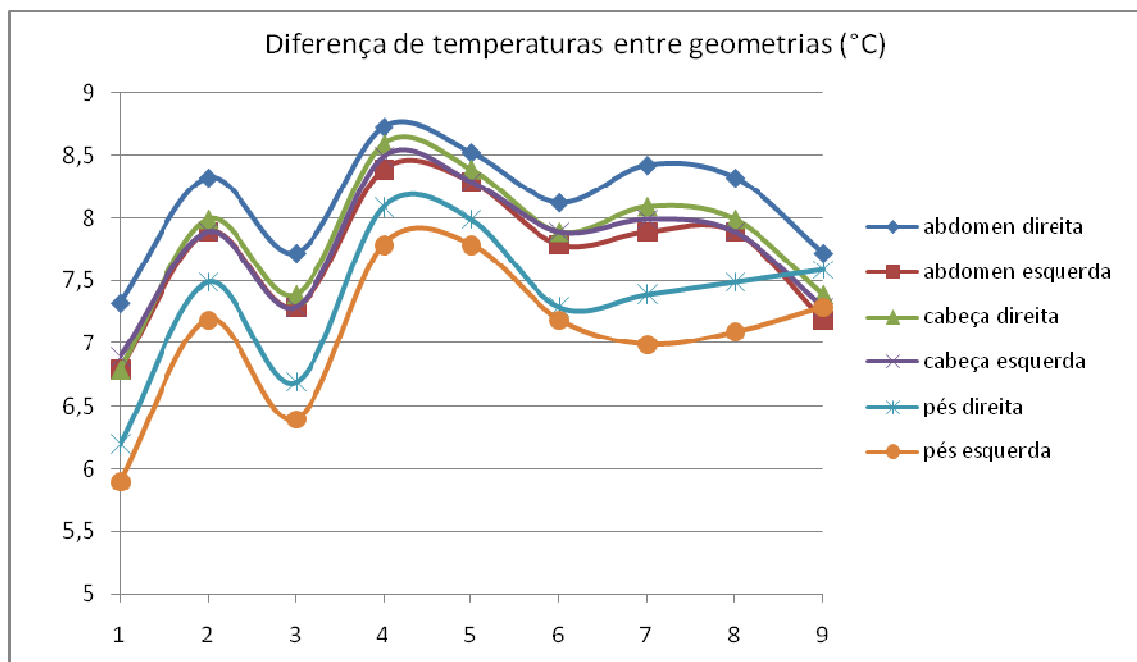


Figura 33– Valores das diferenças de temperatura dos pontos de controle entre as duas geometrias estudadas.

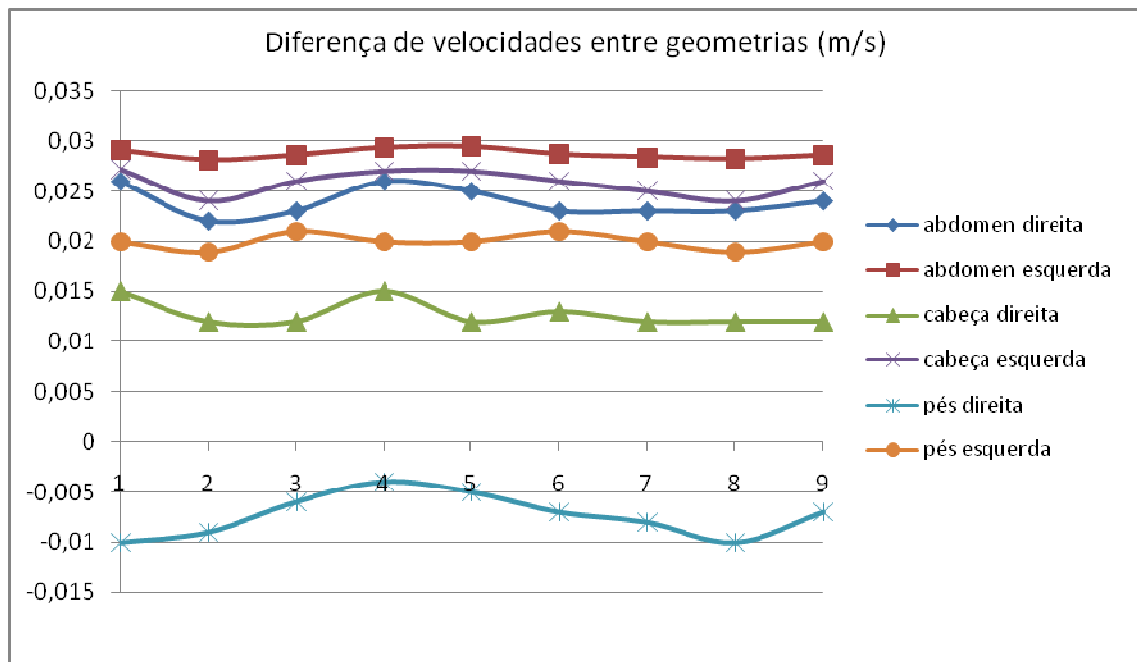


Figura 34– Valores das diferenças de velocidade dos pontos de controle entre as duas geometrias estudadas.

Das figuras apresentadas, nota-se uma diferença grande de temperaturas entre as simulações da geometria simplificada e da não-simplificada. Tal diferença, ao contrário dos resultados esperados, são muito grandes e afetam a análise de conforto térmico. Sabe-se também que dos métodos numéricos aplicados (conclusão obtida da simulação da geometria simplificada), diferenças maiores que 1°C não deveriam aparecer. Observando ainda as diferenças encontradas entre os resultados de velocidade, nota-se também que há uma grande variação, na ordem de 100%, em alguns casos.

Assim, realizando uma análise profunda da configuração das simulações no que se refere aos valores dos coeficientes utilizados, assim como condições de contorno impostas nas paredes, entradas e saídas. Foi encontrada uma diferença nas condições de especificação no modelamento da turbulência nas condições de contorno da entrada. Há de se verificar se exatamente essa diferença é a responsável pela divergência entre os resultados das duas geometrias.

A diferença encontrada foi na utilização do método de k e épsilon (não-simplificada) e utilização de intensidade turbulenta e escala do comprimento de turbulência (10% e 0,005, respectivamente) na geometria simplificada. Dessa forma, vê-se claramente que os resultados iriam ser muito diferentes, uma vez que o método

aplicado à geometria simples melhor representa os fenômenos que ocorrem nas entradas do ar, até pela escala dos diâmetros dessas entradas.

8.3.3 Comparação das simulações da geometria não-simplificada sem manequins

Da mesma forma, a comparação das 9 simulações (da geometria não-simplificada) entre si é feita através de gráficos que indicam a variação das propriedades nos pontos de controle para cada modelo de turbulência, suas variações e os modelos de parede utilizados. Dessa análise (Figuras 35 e 36), conclui-se que as diferenças encontradas são muito pequenas e também, assim como ocorreu na análise da geometria simplificada, a ordem de grandeza das diferenças encontradas é menor que a ordem de grandeza esperada para o erro nas medições dos testes empíricos, o que faz com que tal diferença seja irrelevante.

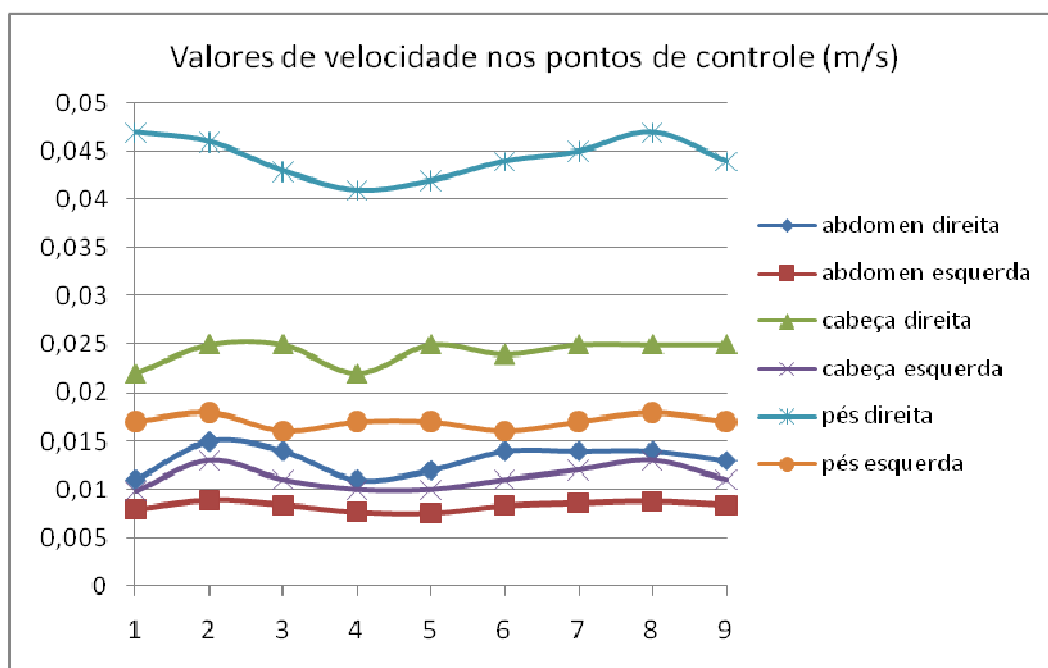


Figura 35– Valores das diferenças de velocidade dos pontos de controle entre as simulações da geometria não-simplificada (1- Modelo k-e Standard Standard; 2- k-e Standard non-equilibrium, 3- k-e Standard enhanced, 4- k-e realizável Standard, 5- k-e realizável non-equilibrium, 6- k-e realizável enhanced, 7- k-e RNG Standard, 8- k-e RNG non-equilibrium, 9- k-e RNG enhanced).

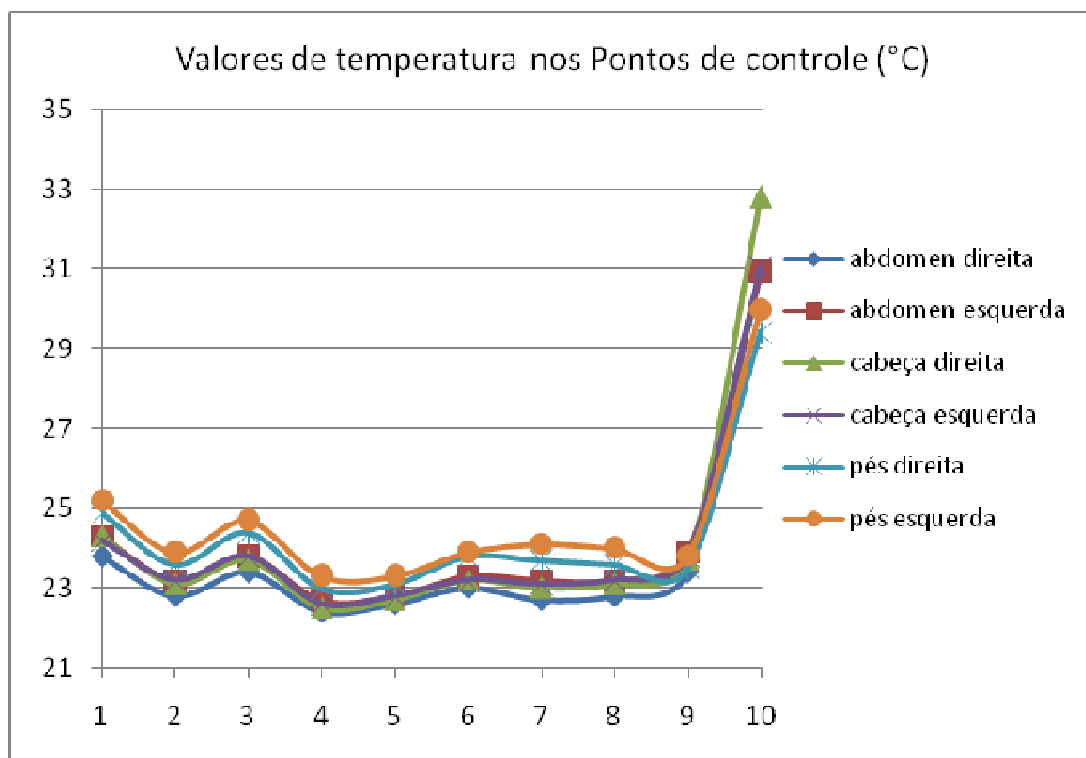


Figura 36– Valores das diferenças de temperatura dos pontos de controle entre as simulações da geometria não-simplificada (1- Modelo k-e Standard Standard; 2- k-e Standard non-equilibrium, 3- k-e Standard enhanced, 4- k-e realizável Standard, 5- k-e realizável non-equilibrium, 6- k-e realizável enhanced, 7- k-e RNG Standard, 8- k-e RNG non-equilibrium, 9- k-e RNG enhanced).

9 Estudo e simplificação da geometria com manequins

Para essa etapa do projeto, levando-se em consideração as simulações feitas em uma geometria simplificada, foi proposta uma nova configuração de cabine da aeronave. Como parâmetros ideais de geração de malha e setup, ou configuração do solver, já foram pré estabelecidas na etapa anterior, essa nova configuração deve admitir um nível maior de complexidade, uma vez, também, que os efeitos de troca de calor por radiação também serão levados em consideração nessa etapa final do projeto.

Apesar do nível de detalhes da geometria apresentada a seguir ser mais elevado que o estudado na primeira etapa do projeto, as simplificações necessárias já foram feitas para garantir a geração de uma malha com boa qualidade e passível de ser refinada, o que leva a uma melhor convergência.

Novamente, para essa geração de malhas, as mesmas ressalvas devem ser feitas. Primeiramente, a geometria deve ser muito bem desenhada no ambiente CAD para que não exista defeitos que causem a inviabilidade de se gerar essa malha, processo comumente chamado de “limpeza de geometria”. Os parâmetros (ou tamanho da discretização) devem ser ajustados de forma a representar bem a geometria proposta.

Não há mais a possibilidade de se aplicar a condição de simetria no plano médio da cabine pois foram posicionados, como mostram as figuras, manequins (um numérico e três térmicos) de forma que a simetria do problema foi “perdida”. Todos os manequins foram posicionados com o objetivo de representar uma pessoa sentada no assento. Ou seja, representarão o corpo humano com condições de contorno impostas às suas respectivas superfícies.

Abaixo seguem as figuras que ilustram a nova geometria com os manequins e a diferença delas em relação às duas configurações de geometria utilizadas anteriormente.

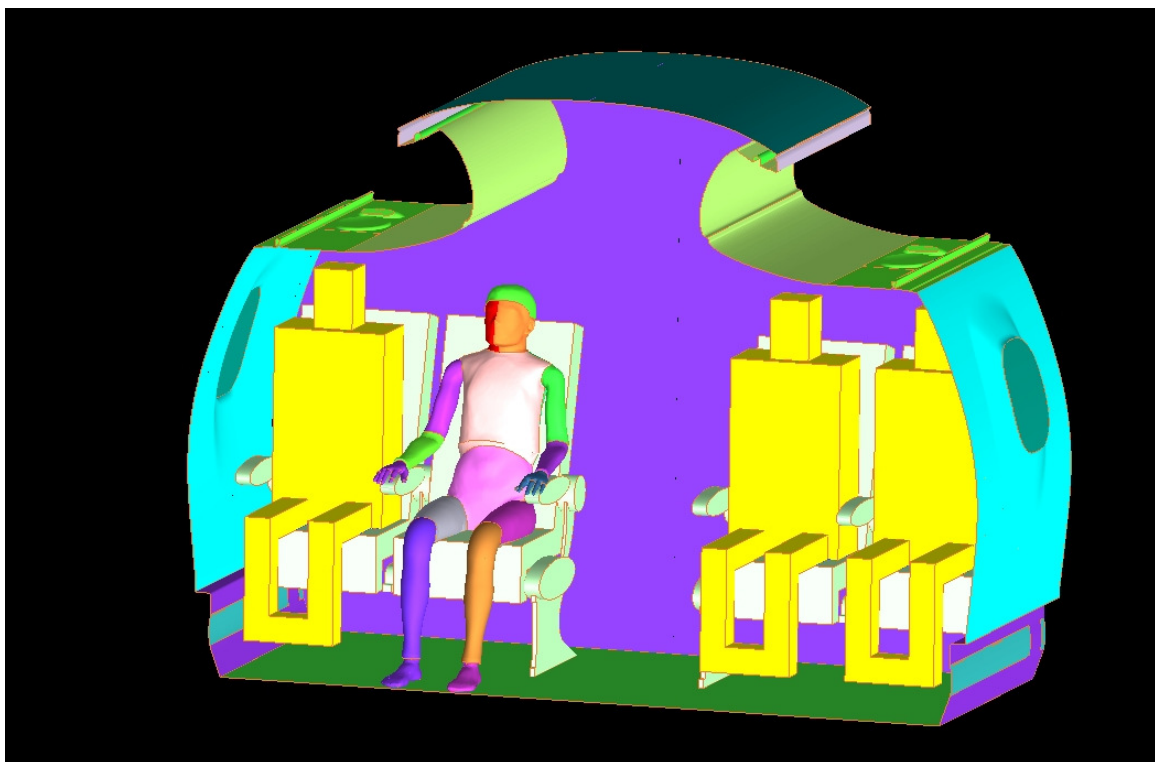


Figura 37– *Geoemtria completa sem simplificação.*



Figura 38 – *Manequin térmico à esquerda e numérico à direita.*

Determinadas regiões da nova geometria não foram alteradas como, por exemplo, a região das entradas inferiores e superiores, o “*liner*”, o teto, a lâmpada, a janela e os difusores, que fazem parte da geometria da cabine.

10 Geração da malha da geometria com os manequins

A metodologia da geração de malha utilizada foi a mesma comparada à primeira geometria simplificada, gerando primeiramente uma malha superficial e depois a volumétrica. Essa metodologia proporciona um melhor controle sobre a qualidade dos elementos superficiais que, por sua vez, facilitam e melhoram a qualidade da malha volumétrica.

Faz-se a ressalva que os parâmetros da geometria nova diferem em números com relação aos parâmetros da geometria simples devido ao maior nível de detalhamento. O que significa que, para se obter a mesma qualidade, temos que reduzir o tamanho dos elementos.

Abaixo são mostrados alguns detalhes da malha da geometria nova proposta em suas respectivas regiões de maior refinamento.



Figura 39 – *Malhas dos manequins.*

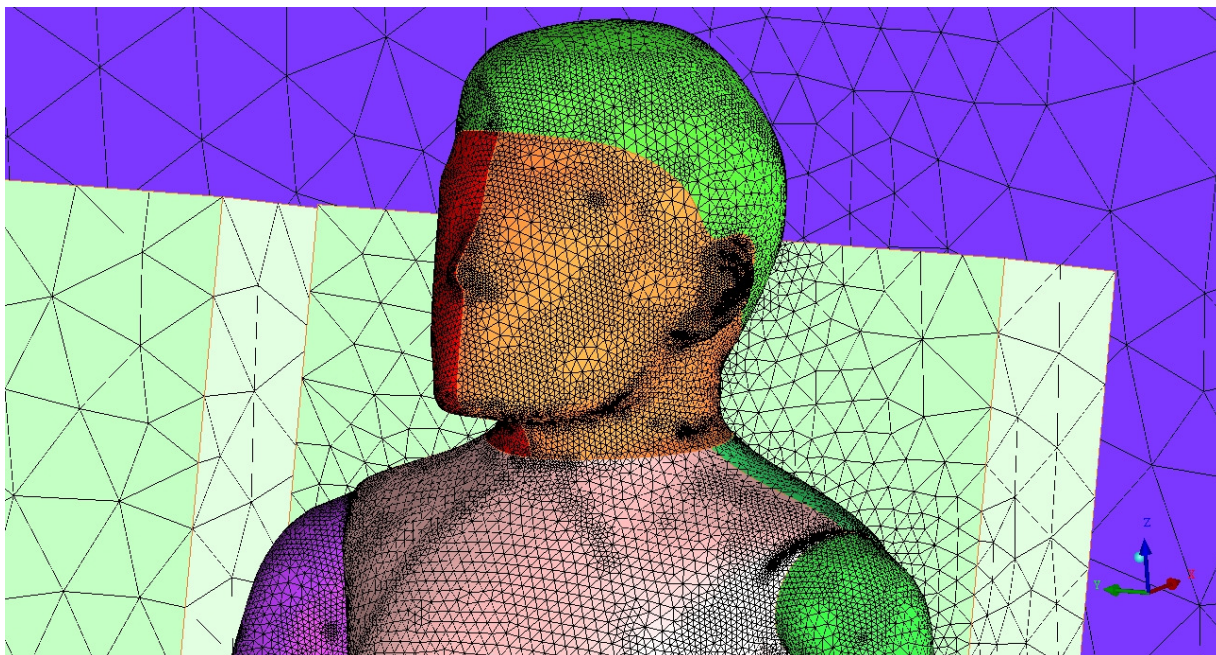


Figura 40– *Detalhe superior do manequim numérico.*

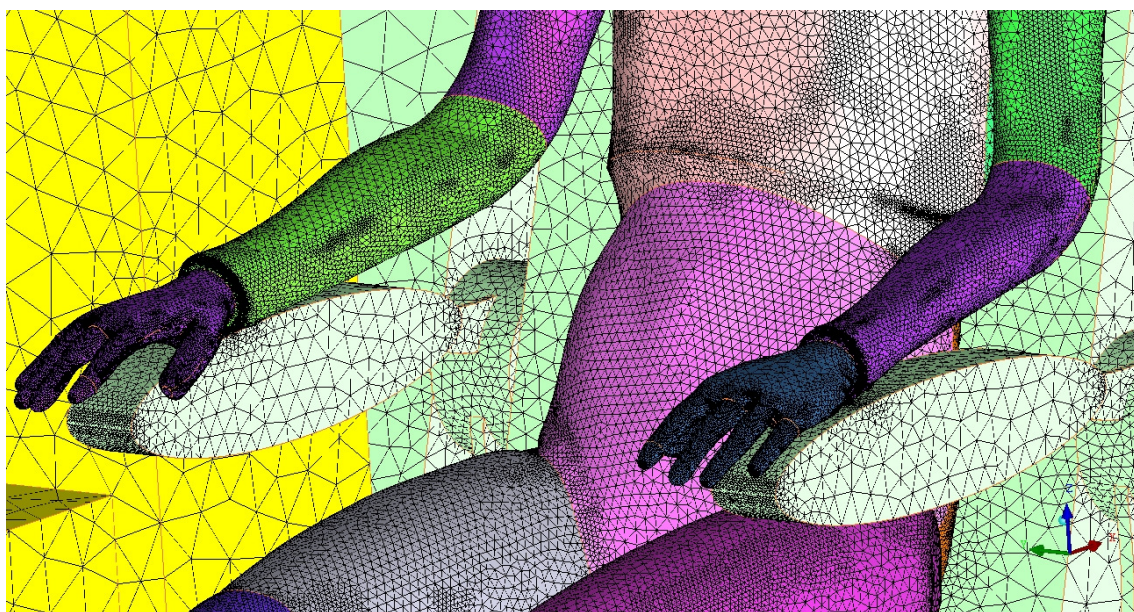


Figura 41– *Detalhe do tronco do manequim numérico.*

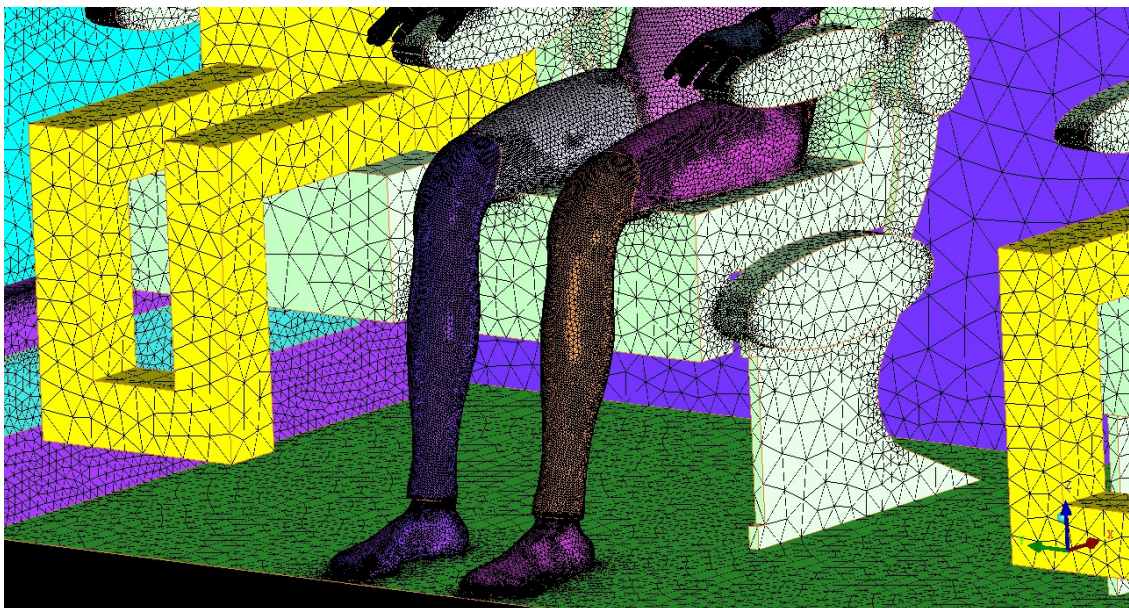


Figura 42– *Detalhe inferior do manequim numérico.*

11 Modelos de radiação

Para o estudo da nova geometria, ou nova configuração, que se resume em levar em consideração a presença do corpo humano, devem ser contabilizados os efeitos de radiação que esses dever ter nas diversas partes da geometria e também os efeitos que tais outras partes fazem no corpo humano.

Obviamente, a modelagem do problema com o acréscimo dos efeitos de radiação não se tornam simples, pois envolvem a determinação de diversos outros parâmetros como a taxa de geração de calor do corpo humano, a temperatura das partes do corpo, assim como os valores de emissividade de cada elemento presente na análise.

Como mostrado posteriormente, algumas simplificações do problema foram impostas (como desconsiderar a troca de calor por condução no assento) para que, no início dos estudos com radiação, a modelagem do problema fosse mais simples. Dessa forma poderemos ter mais controle sobre a determinação dos parâmetros que regem a análise de CFD e, aos poucos, poderemos acrescentar e levar em consideração um número maior de efeitos de troca de calor relevantes, para podermos chegar a uma condição mais próxima da real situação.

O solver utilizado, atualmente, possui os seguintes modelos de radiação disponíveis:

- DTRM (Discrete Transfer Radiation Model);
- P 1 Radiation Model;
- Rosseland radiation model;
- Surface-to-Surface (S2S) radiation model;
- Discrete Ordinates Radiation Model.

Antes de detalhar cada um deles, pode-se citar ainda algumas vantagens e desvantagens de cada um.

11.1 Vantagens e desvantagens dos modelos de radiação

11.1.1 DTRM (Discrete Transfer Radiation Model)

Sua principal vantagem está no fato de ser um modelo relativamente simples. Sua acurácia, no entanto, pode ser aumentado o número de raios.

Sua primeira desvantagem está no fato de ela considerar todas as superfícies difusas. Sua implementação assume que todos os corpos são cinzentos.

Com relação ao solver, aumentar o número de raios implicará também em um acréscimo excessivo de custo computacional. Fora isso, O DTRM não está compatível ainda para processamento em paralelo.

Não é o caso da atual análise, mas vale ressaltar ainda que tal modelo não aceita malhas com interface não conforme e malhas móveis.

11.1.2 P1 Radiation Model

Para o modelo P1 de radiação, a equação de transporte radiativo é uma equação de difusão, o que torna o modelo muito “barato” computacionalmente. É um modelo

que leva em consideração o efeito de espalhamento e, portanto, funciona muito bem com análises que levam em consideração a combustão.

O principal problema desse modelo é que ele pode superestimar fluxos radiativos de pequenas fontes de calor, como é o caso da lâmpada.

11.1.3 Rosseland Model

A maior vantagem desse modelo sobre os previamente apresentados e a sua maior rapidez. No entanto ele não está disponível para modelos “pressure-based”, que é o caso da simulação da cabine, uma vez que não temos efeitos compressíveis.

11.1.4 DO (Discrete Ordinates Model)

O modelo DO está apto a resolver problemas com todos os comprimentos de ondas e também problemas que vão desde radiação entre superfícies até problemas com combustão. Seu custo computacional é moderado.

O modelo DO aceita modelagens com o efeito de espalhamento, superfícies semi-transparentes e efeitos de particulado.

11.1.5 Surface-to-Surface (S2S) Model

Comparado com o DTRM e o DO, o modelo S2S é muito mais rápido e é o mais adequado para problemas com trocas de calor em ambientes fechados sem um meio participante, que é o caso do problema com trocas de calor em uma cabine de aeronave.

Entretanto, o modelo S2S não aceita problemas com periodicidade que é o caso da cabine, pois ela possui uma condição de periodicidade nas superfícies frontal e lateral.

Pode-se concluir, portanto, através de uma breve comparação qualitativa e da viabilidade dos modelos de radiação presentes no solver, que o modelo DO (Discrete Ordinates) é o mais adequado para a simulação.

11.2 O modelo DO (Dircrete Ordinates)

A equação de transporte radiativo geral é a seguinte:

$$\frac{dI(\vec{r}, \vec{s})}{ds} + (a + \sigma_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \phi(\vec{s} \bullet \vec{s}') d\Omega' \quad (8)$$

Onde:

$\vec{r}$ = vetor de posição

$\vec{s}$ = vetor de direção

$\vec{s}'$ = vetor de direção do espalhamento

s = comprimento

a = coeficiente de absorção

n = índice refrativo

σ_s = coeficiente de espalhamento

σ = constante de Stefan – Boltzmann

I = intensidade de radiação

T = temperatura local

ϕ = função de fase

Ω' = ângulo sólido

O modelo DO resolve a Equação de Transporte Radiativo para um número discreto de ângulos sólidos, cada um associado a um vetor de direção $\vec{s}$ fixado no sistema de coordenadas cartesianas global (x, y, z). O usuário, então, tem a liberdade de escolher a densidade de ângulos sólidos a serem resolvidos.

Como o modelo DO considera a Equação de Transporte Radiativo como uma equação de campo na direção $\vec{s}$, ela pode ser reescrita da seguinte forma:

$$\nabla(I(\vec{r}, \vec{s})\vec{s}) + (a + \sigma_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \phi(\vec{s} \bullet \vec{s}') d\Omega' \quad (9)$$

A mesma equação para intensidade espectral pode ser definida da seguinte forma:

$$\nabla(I_\lambda(\vec{r}, \vec{s})\vec{s}) + (a + \sigma_s)I_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) = a_\lambda n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I_{b\lambda}(\vec{r}, \vec{s}') \phi(\vec{s} \bullet \vec{s}') d\Omega' \quad (10)$$

Onde λ é o comprimento de onda, a_λ o coeficiente de absorção espectral e $I_{b\lambda}$ a intensidade de um corpo negro dada pela função de Planck.

O coeficiente de espalhamento, a função de espalhamento e o índice de refração são dados como independentes do comprimento de onda.

A implementação do DO divide a radiação em um espectro de N bandas de comprimento de onda. Assim a equação de transporte radiativo é integrada em cada um dos intervalos do comprimento de onda para a quantidade $I_\lambda \Delta\lambda$. O comportamento dessa banda é dado como cinzento. A emissão do corpo negro na banda do comprimento de onda por unidade do ângulo sólido é dada por:

$$[F(0 \rightarrow n\lambda_2 T) - F(0 \rightarrow n\lambda_1 T)] n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} \quad (11)$$

Onde F é a fração de energia radiante emitida no corpo negro dentro da faixa de comprimentos de onda definidos em uma temperatura T e um índice de refração n.

A intensidade total, portanto, para uma direção e sentido definidos é dada por:

$$I(\vec{r}, \vec{s}) = \sum_k I_{\lambda k}(\vec{r}, \vec{s}) \Delta\lambda_k \quad (12)$$

12 Condições de contorno para a simulação com manequins

As condições de contorno impostas à simulação com manequins foram as mesmas utilizadas nas simulações sem manequins, com a ressalva que a temperatura da superfícies desses manequins foi imposta com o valor de 34°C.

13 Análise dos resultados com a simulação com manequins

Para a análise dos resultados obtidos na simulação da cabine com os manequins térmico e numérico, um plano de corte foi traçado para a visualização dos contornos de velocidade e temperatura. Da mesma forma as linhas de corrente foram plotadas a partir das entradas superiores e inferiores, como mostram as figuras a seguir.

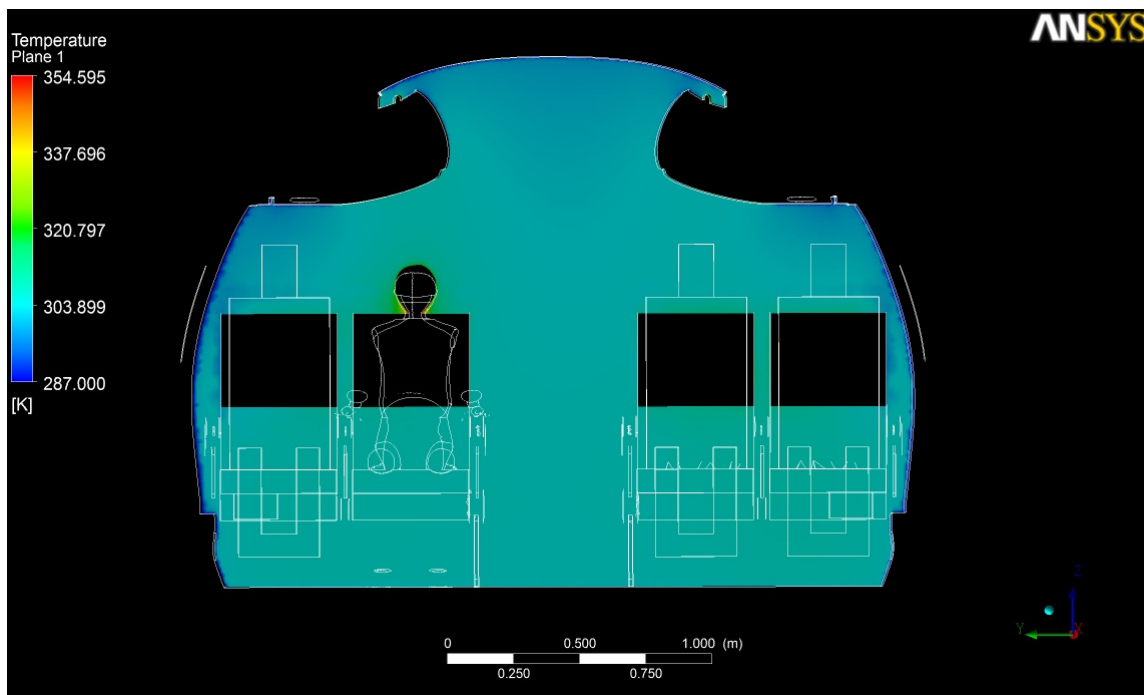


Figura 43 – Primeiro plano de corte com contornos de temperatura.

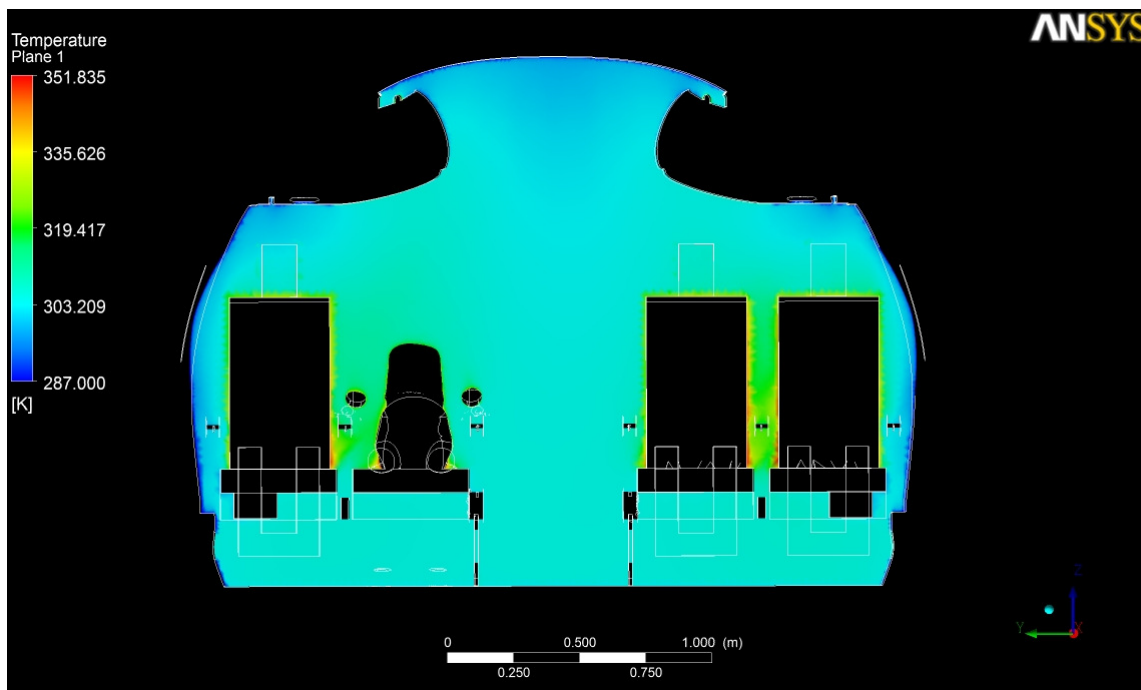


Figura 44– Segundo plano de corte com contornos de temperatura.

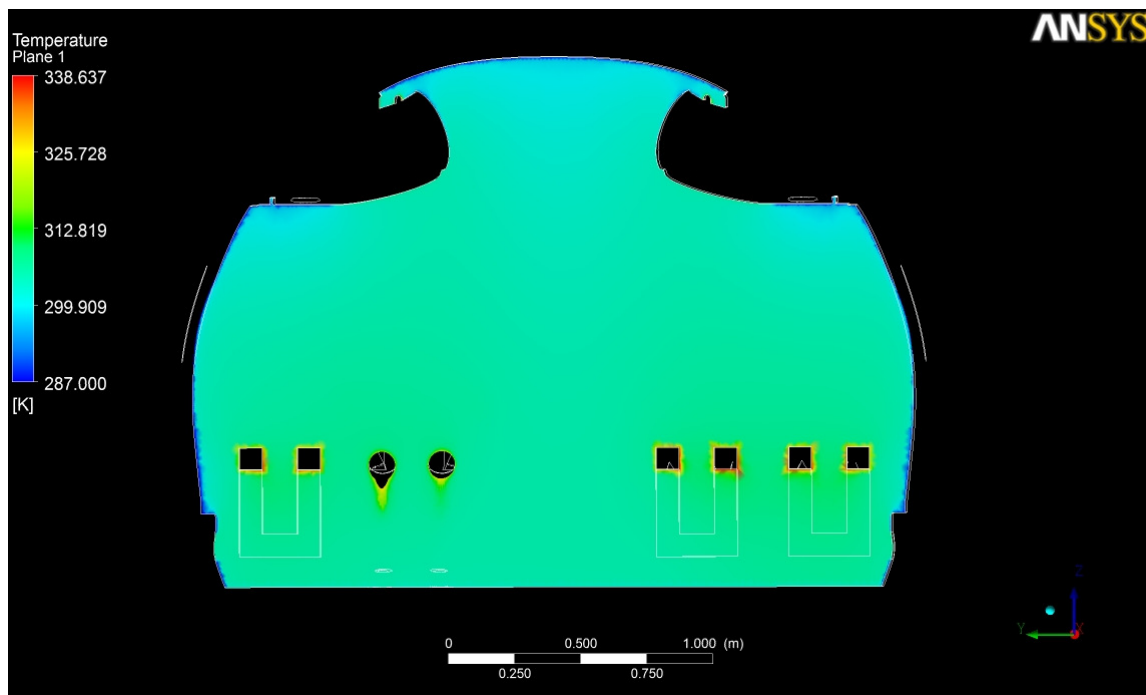


Figura 45– Terceiro plano de corte com contornos de temperatura.

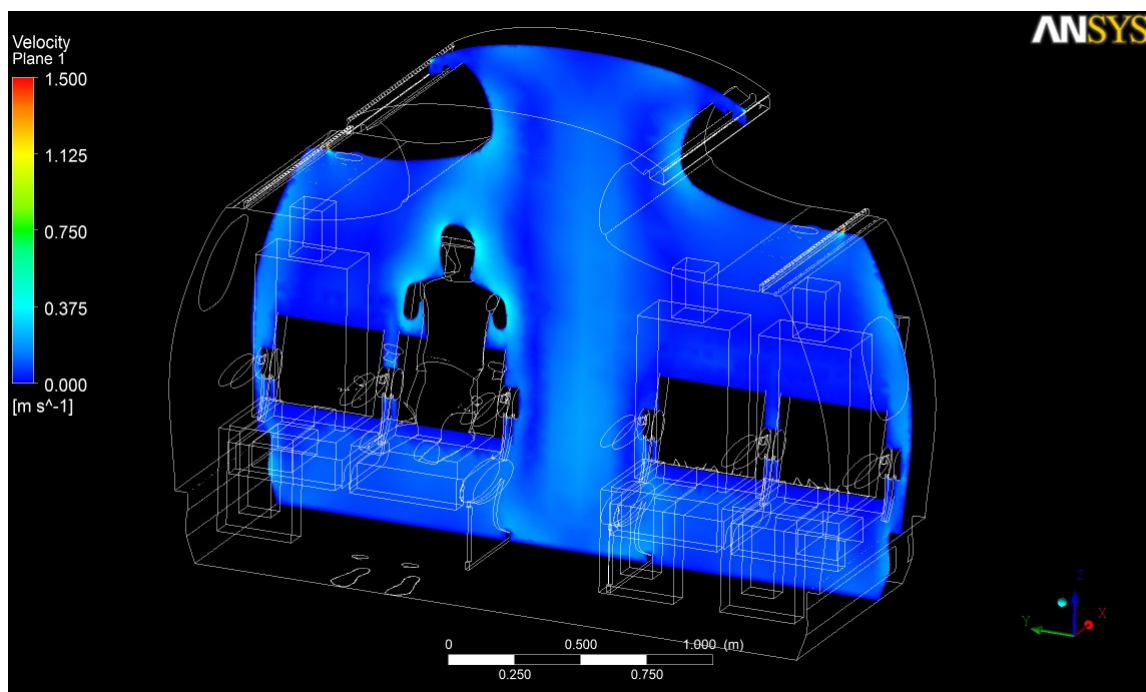


Figura 46– Primeiro plano de corte com contorno de velocidade.

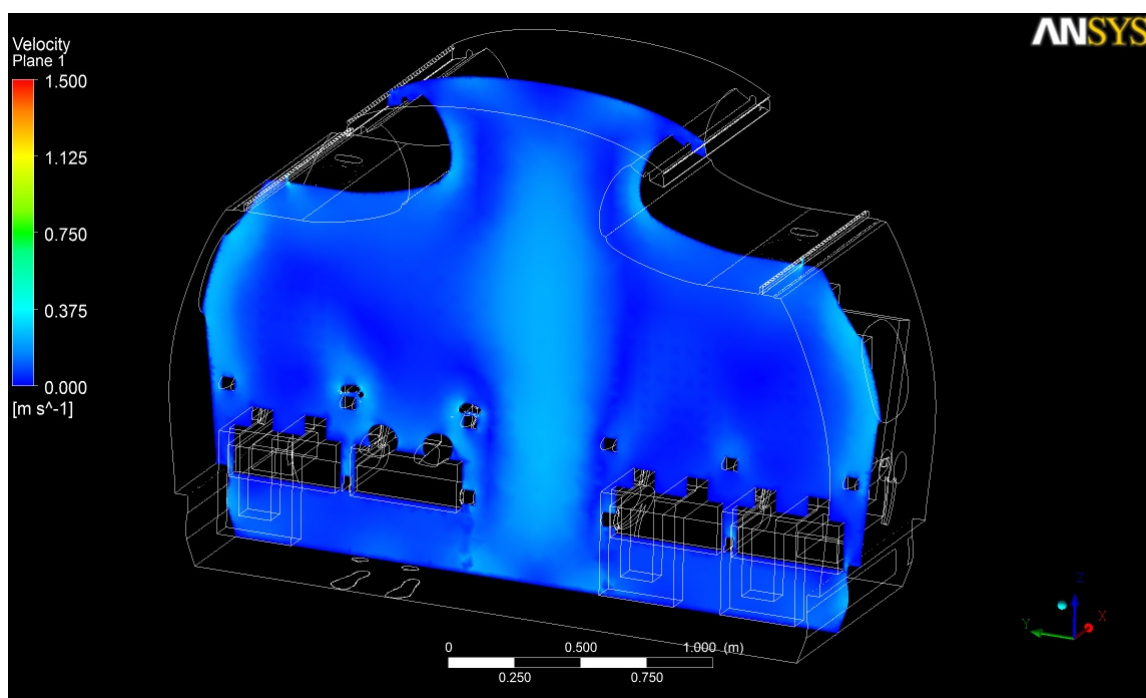


Figura 47– Segundo plano de corte com contornos de velocidade.

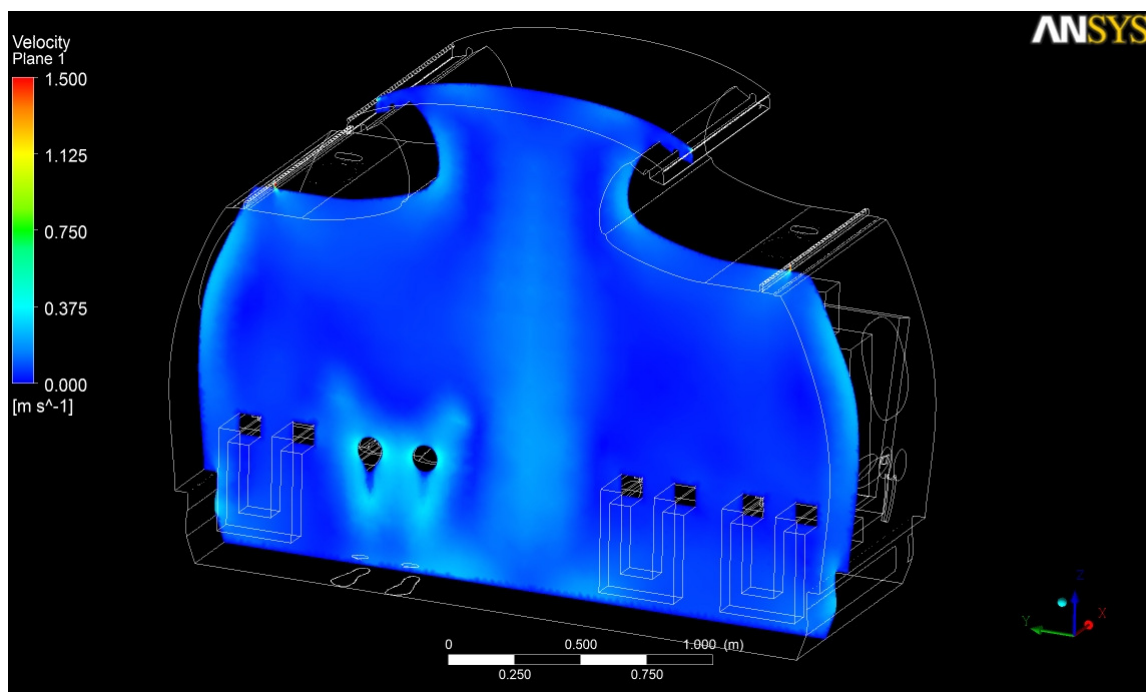


Figura 48– Terceiro plano de corte com contornos de velocidade.

Os resultados obtidos através do pós-processamento mostraram que os contornos de velocidade e de temperatura condizem com o esperado. Os valores do adimensional Yplus também se mostraram adequados e dentro da faixa aceitável, indicando que o modelo de turbulência e a aproximação de modelo de parede também estão adequados para a configuração do problema.

Abaixo são mostrados os gráficos de convergência para ambos os casos estudados (sem radiação e com radiação) que mostram os resíduos abaixo de 10^{-3} que é o critério utilizado para garantir a confiabilidade dos resultados. Além disso, pode-se observar que a presença da nova contabilização de trocas de calor por radiação não afetaram a convergência dos resultados.

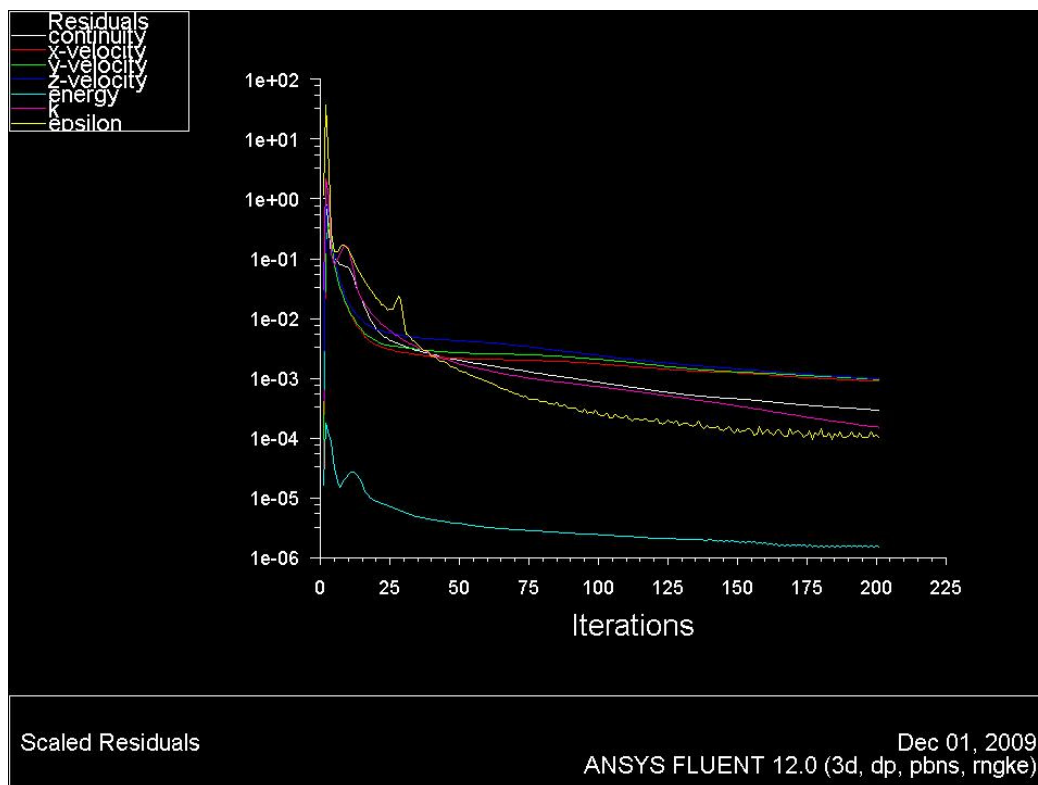


Figura 49 – Gráfico de convergência para o modelo sem radiação.

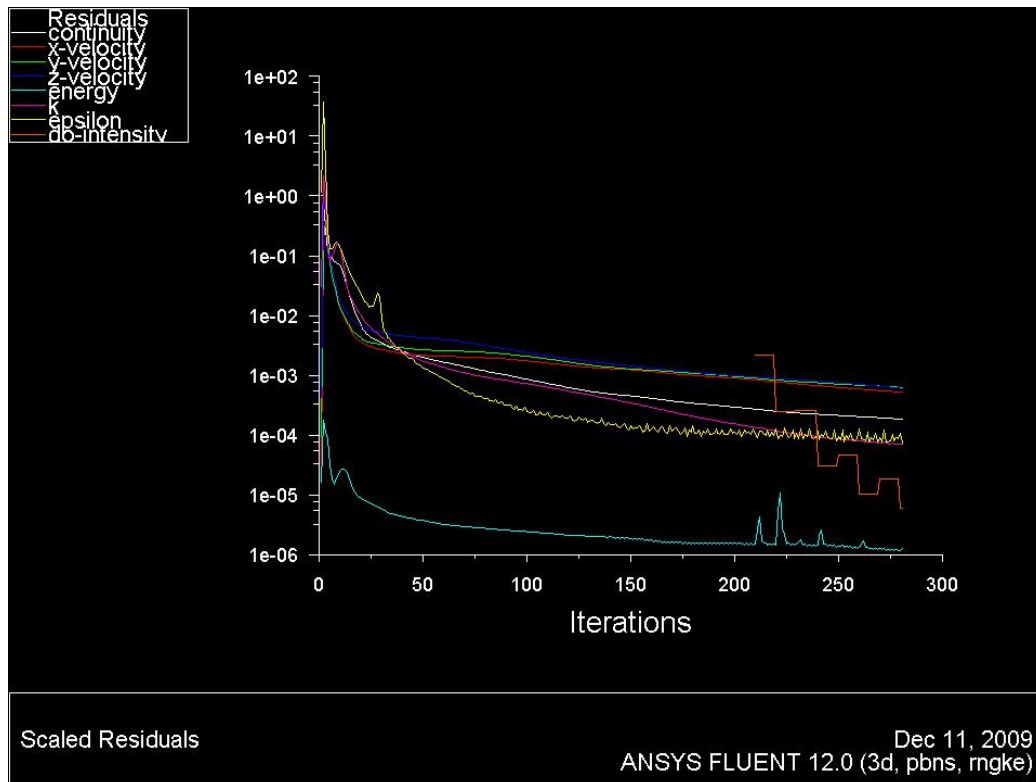


Figura 50–Gráfico de convergência para o modelo com radiação.

14 Aplicação de User Defined Functions

As User defined Functions (UDF's) são funções do solver Fluent, compiladas em linguagem C, que possibilitam que o usuário implemente, modifique e customize parâmetros como condições de contorno, termos fonte, taxas de reação (superficial e volumétrica), inicialização da solução, ajuste de funções por iteração e também a modificação de coeficientes específicos dos modelos.

O diagrama mostrado na figura 54 mostra como e onde as UDF's podem entrar no cálculo das soluções da simulação.

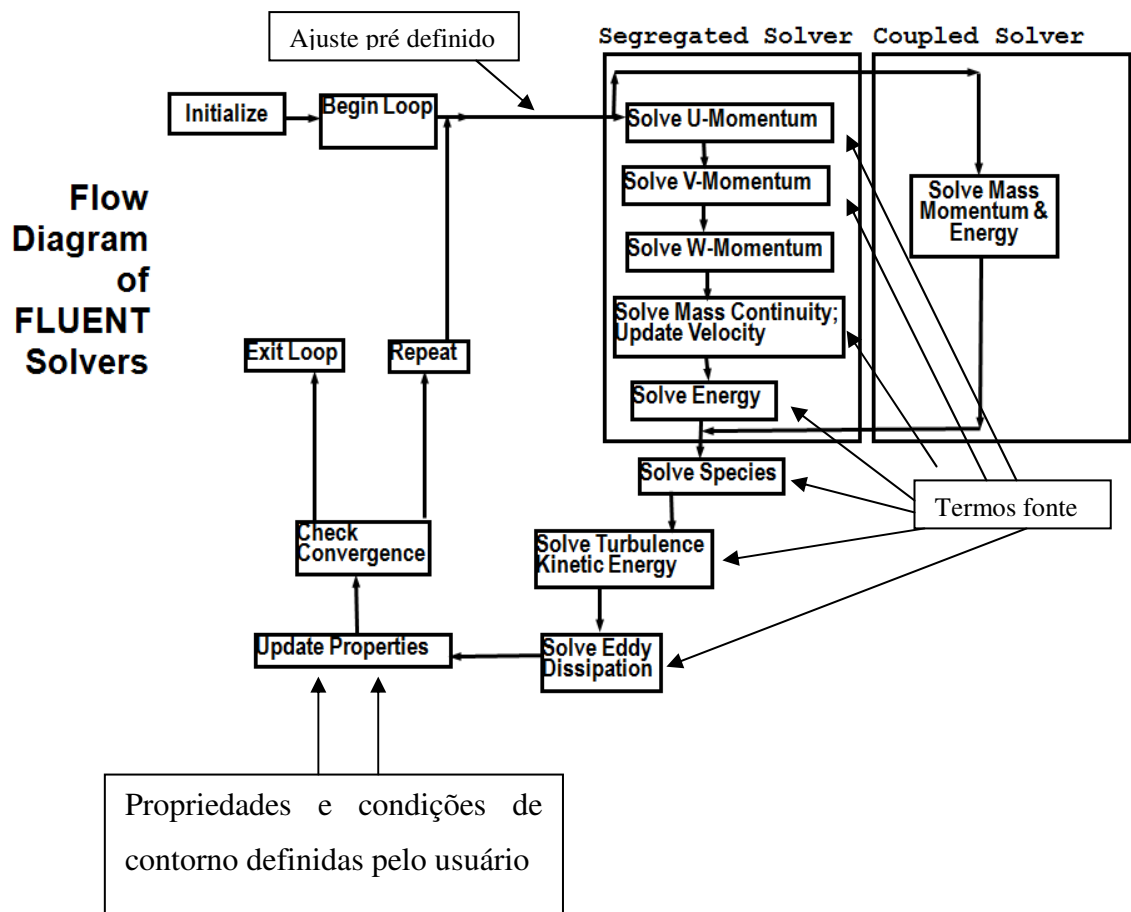


Figura 51– Esquemática das aplicações de UDF

Assim, pode-se ver que o cálculo de propriedades é perfeitamente aplicável. Também a “alimentação” do sistema com novos valores das variáveis também é possível, por exemplo para um perfil de temperaturas em alguma superfície.

Com o objetivo de começar a testar a implementação das UDF’s no presente problema (projeto), são colocadas a seguir três rotinas que serão utilizadas para controlar o perfil de velocidades nas entradas de insuflamento, para impor um perfil de temperaturas na superfície do manequim térmico e a última que, a cada iteração, relaciona a temperatura de uma superfície à escolha do usuário com outra.

Vale enfatizar o caráter experimental da implementação dessas UDF’s , já que elas ainda não satisfazem totalmente as necessidades do projeto. Serão elas apenas úteis para a identificação da sua real viabilidade, dado incompatibilidades de sistemas operacionais e compiladores de linguagem C adequados ao par solver-sistema operacional.

Rotina 1 (perfil de temperatura na superfície):

```
#include "udf.h"

DEFINE_PROFILE(temperature_profile, thread, position)
{
    real r[3];
    real x;
    face_t f;

    begin_f_loop(f, thread)
    {
        F_CENTROID(r, f, thread);
        x=r[0];
        F_PROFILE(f, thread, position)=300. + 100. * sin(M_PI*x);
    }
    end_f_loop(f, thread)
}
```

Essa rotina mostra como podemos impor o perfil de temperaturas em função de uma variável, no caso posição x , para uma determinada superfície. Pode-se observar também que as funções matemáticas da biblioteca contida nos compiladores de linguagem C também podem ser usadas. Além disso, macros adicionais da própria biblioteca do solver Fluent também são utilizadas para acessar variáveis calculadas, nos elementos e nos nós da malha.

Rotina 2 (perfil de velocidades):

```
include "udf.h"

DEFINE_PROFILE(velocity_profile, thread, position)

{

    real x[3]; /*

    real y;

    face_t f;

    begin_f_loop(f, thread)

    {

        F_CENTROID(x, f, thread);
```

```

y = x[1];

F_PROFILE(f, thread, position) = 20.*(1.- y*y /
                                   (.067*.067));

}

end_f_loop(f, thread)

}

```

A rotina mostrada impõe um perfil de velocidades na superfície a ser escolhida no solver. Ou seja, a UDF entrará como sendo o valor da condição de contorno de entrada em determinada superfície. Dessa forma podemos impor um perfil conhecido e velocidades e economizar em custo computacional, uma vez que não seria mais necessária a criação de uma extensão do domínio na entrada para que houvesse um desenvolvimento do escoamento e a definição de um perfil apropriado.

Rotina 3:

```

/*****/

/*                                     */

/* User Defeined Function to correlate */

/* temperatures between diferent parts */

/*                                     */

/*****/

#include "udf.h"

DEFINE_AJUST(temp_corr, domain) /* function that is called for every
iteration*/

{

int ID = 1;

```

```

    real sum_temp = 0;                                /*sum of the temperatures of the
thread*/

    real sum_area = 0; /*sum of the areas of the elements of the
thread*/

    thread_loop_f (tf, domain) /* loop that calculates the temperature
average in thread 1*/

    {

        if (THREAD_ID(tf) == 1)

            begin_f_loop(f, tf)

            {

                F_CENTROID(FC, f, tf);

                F_T(f,t) = F_T(f,t)*F_Area(A, f, t);

                sum_temp = sum_temp + F_T(f,t);

                sum_area = sum_area + F_Area(A, f, t);

            }

            end_f_loop(f, tf)

        {

            area_avarage_temp = (sum_temp)/(sum_area)

            ID = 2;

            thread_loop_f (tf, domain)                /* loop that atributes thread 2
with temperature average from 1*/

            {

                if (THREAD_ID(tf) == 1)

                    begin_f_loop(f, tf)

                    {

                        F_CENTROID(FC, f, tf)

```

```

F_T(f,t) = area_average_temp

}

end_f_loop (f, tf)

{

} /* end of DEFINE_AJUST*/

```

Essa última rotina atualiza o solver a cada iteração com novas condições de contorno. A partir dela, é possível que se atualize praticamente todo e qualquer valor de condição de contorno e qualquer superfície que se queira. Pode-se também utilizar de outra macro do solver (EXECUTE_AT_END) ao invés de DEFINE_AJUST para que ele realize essas mesmas tarefas no final de cada passo de tempo em uma análise transiente.

Tais UDF's foram colocadas em teste e se mostraram funcionais. Notou-se uma demandam muito grande de tempo e custo computacional.. Porém, tais testes com sua respectiva compilação nas plataformas de sistema operacional Windows Vista e Linux confirmaram que a utilização de tal metodologia de análise, a customização do solver, não só é possível, como também necessária.

15 Conclusões

A metodologia aplicada às simulações realizadas, em ambas as geometrias, são adequadas à modelagem do problema da análise do escoamento e trocas de calor envolvidos dentro da cabine da aeronave.

Deve-se configurar os coeficientes presentes nos modelos do solver utilizado, para que não haja divergência entre os resultados de simulações de geometria diferentes. Da mesma forma, tais coeficientes afetam os resultados obtidos, fazendo com que seus respectivos valores não sejam condizentes com a realidade.

Os pontos de controle utilizados para as comparações e verificações das propriedades se mostraram muito eficientes e devem ser mantidos como parâmetros nas simulações que se seguem no projeto.

Com relação à implementação de modelos de radiação, a convergência das simulações, ao que tudo indica, não será afetada pelo acréscimo dessa análise. Um estudo mais aprofundado das propriedades dos materiais assim como os coeficientes que regem os modelos de radiação, como o coeficiente de espalhamento e emissividade das superfícies, deve ser feito com o objetivo de obter uma modelagem mais parecida com a fase experimental a ser realizada.

O estudo realizado sobre as funções pré-definidas do solver (UDF – User defined function) mostrou que a sua utilização é adequada para que se possa monitorar e calcular coeficientes de análise de conforto térmico. Ainda mais, existe a possibilidade de implementar as correlações necessárias para a modelagem das temperaturas nas superfícies do corpo humano tanto em análises transientes quanto não transientes.

Para a utilização das referidas UDF's, os sistemas operacionais já foram testados e conferidos como válidos.

16 Bibliografia

FLUENT, 1998, Fluent User's Guide, Version 6.0. Fluent Inc. Lebanon – NH, USA.

VERSTEEG, H.K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics:** The finite volume method. Malaysia: Longman, 1995.

CRUZ, D.A.; Análises para Avaliação de Conforto Térmico em Cabine de Aeronave: simulação numérica. Trabalho de Graduação, EPUSP, São Paulo, 2008.