

Tese apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências no Programa de Pós-Graduação do Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia

Luis Gustavo D'Andrea Demétrio Corrêa

**ANÁLISE DO EFEITO DA CONICIDADE DOS FUROS DO
PICCOLO TUBO NA TROCA DE CALOR COM O LÁBIO DA
ENTRADA DE AR**

Tese aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:



Prof. Nide Geraldo do Couto Ramos Fico Júnior
Orientador (ITA)

Prof. Celso Massaki Hirata
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro
São José dos Campos, SP – Brasil
2009

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

D'Andrea Demétrio Corrêa, Luis Gustavo
Análise do efeito da conicidade dos furos do *piccolo* tubo na troca de calor com o lábio da entrada de ar / Luis Gustavo D'Andrea Demétrio Corrêa
São José dos Campos, 2009.
104f.

Tese de Mestrado – Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica – Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2009. Orientador: Prof. Nide Geraldo do Couto Ramos Fico Jr.

1. Análise numérica. 2. escoamento cônico. 3. Transferência de calor. 4. Tubos. 5. Número de Nusselt. 6. Dinâmica dos fluidos computacional. 7. Jatos impingentes. 8. Mecânica dos fluidos. 9. Sistemas anti-gelo. 10. Física. I. Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2009. Divisão de Engenharia Aeronáutica e Mecânica. II. Título

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

CORRÊA, Luis Gustavo D'Andrea Demétrio. **Análise do efeito da conicidade dos furos do *piccolo* tubo na troca de calor com o lábio da entrada de ar.** 2009. 104 folhas. Tese de Mestrado em Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Luis Gustavo D'Andrea Demétrio Corrêa

TÍTULO DO TRABALHO: Análise do efeito da conicidade dos furos do *piccolo* tubo na troca de calor com o lábio da entrada de ar.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Tese / 2009

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta tese e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta tese pode ser reproduzida sem a autorização do autor.



Luis Gustavo D'Andrea Demétrio Corrêa
Rua Tubarão, nº 180, apto 131 – Jardim Aquáriu
São José dos Campos – SP - Brasil.
CEP: 12246-140

**ANÁLISE DO EFEITO DA CONICIDADE DOS FUROS DE
PICCOLO TUBO NA TROCA DE CALOR COM O LÁBIO DA
ENTRADA DE AR**

Luis Gustavo D’Andrea Demétrio Corrêa

Composição da Banca Examinadora:

Prof. Pedro Teixeira Lacava	Presidente - ITA
Prof. Nide Geraldo do Couto Ramos Fico Júnior	Orientador - ITA
Prof. Ézio Castejon Garcia	ITA
Prof. Algacyr Morgenstern Filho	IAE

Dedicatória

Dedico esta tese ao Estado Brasileiro, por me propiciar, através do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, um estudo de qualidade e gratuito e, também, à Embraer, por ceder algumas horas para que eu pudesse me dedicar aos estudos.

À minha família. Em especial, Rosana, Sofia, Eduardo, Egle, Erothides, irmãos, cunhados, Gabriela, Júlia, Maria e Enzo.

Agradecimentos

Agradeço aos colegas e amigos, Luis Gustavo Trapp, Antonio Batista de Jesus, Henrique Gustavo Argentieri e Alberto Ramos de Albuquerque, pela ajuda e pelo estímulo de toda hora.

Agradeço ao Prof^o Nide pela orientação. À Prof^a Claudia Regina de Andrade agradeço as valorosas dicas e os conselhos.

*Uma vez perguntaram a Buda: "O que mais
te surpreende na humanidade?"*

*E ele respondeu: "Os homens que perdem
a saúde para
juntar dinheiro e depois perdem o dinheiro
para
recuperar a saúde. Por pensarem
ansiosamente no
futuro, esquecem o presente, de tal forma
que acabam por
nem viver no presente nem no futuro.
Vivem como se nunca
fossem morrer e morrem como se nunca
tivessem vivido."*

Resumo

Os sistemas de proteção contra gelo são comumente utilizados na aviação. O *piccolo* tubo, que é um dispositivo com vários furos por onde passam os jatos de ar quente que aquecem as superfícies a serem protegidas, é o mais utilizado. Dependendo do processo de manufatura, os furos podem variar desde um formato cilíndrico até um formato cônico. O objetivo deste trabalho foi analisar a influência da conicidade destes furos na transferência de calor com o lábio da entrada de ar. Os resultados mostraram que o impacto é mínimo. Para tal análise, foram utilizados tanto programas de geração de malha hexaédrica (ICEM), quanto de mecânica de fluidos computacional - (FLUENT).

O modelo térmico foi validado com a vasta literatura disponível, que inclui tanto dados experimentais, quanto simulações que também utilizaram mecânica dos fluidos computacional. .

Abstract

Anti-icing systems are largely used in aviation and *piccolo* tube, a tube with many holes through which hot air jets pass on to heat the surfaces to be protected, is the most common approach. Depending on the manufacturing process, these holes may vary from a cylindrical to a conical shape. The aim of this thesis was to analyse the effect of such tapering on the heat exchange with engine inlet lip skin. To support the analysis, the following softwares were used: ICEM for meshing and FLUENT for computational fluid dynamics.

The thermal model was validated by comparison with previous studies, including experimental data and computational simulations.

Lista de Figuras

Figura 1.1 – Gráfico por tipos de acidentes aéreos na aviação comercial, 1987-1996

Figura 1.2 – Instalação do *piccolo* tubo em uma nacele

Figura 1.3 – Detalhes dos furos do *piccolo* tubo em uma entrada de ar

Figura 1.4 – Seção transversal de um *piccolo* tubo em uma entrada de ar

Figura 1.5 – Flautim ou *piccolo*

Figura 1.6 – Instalação típica de um *swirl nozzle*

Figura 1.7 – Instalação típica de resistências elétricas

Figura 1.8 – Seção trasnversal de um sistema eletro-impulsivo

Figura 1.9 – Instalação típica de um sistema eletro-impulsivo

Figura 1.10 – Fotos do *boot* desinflado (acima) e inflado (abaixo)

Figura 1.11 – Instalação típica de um sistema de microondas

Figura 1.12 – Diagrama esquemático de um sistema de anti-gelo de nacele

Figura 1.13 – Furos do *piccolo* tubo – Broca e *laser*

Figura 1.14 – Furo do *piccolo* tubo feito a *laser* (microscópio)

Figura 1.15 – As fotos comparam o corte de um furo com a simulação. A área em branco significa o furo, a área verde, o material derretido e a área azul, o material não derretido. O material utilizado foi uma liga de Níquel com superfície tratada.

Figura 1.16 – Seção transversal de uma instalação com *piccolo* tubo, mostrando o volume de controle da malha

Figura 3.1 – Fluxograma de atividades do estudo

Figura 3.2 – Elemento QUAD4

Figura 3.3 - Malhas com refinamentos distintos

Figura 3.4 - Malha escolhida para validar o modelo

Figura 3.5 - Geometria utilizada para validar o modelo e domínio computacional

Figura 3.6 - Perfil de velocidade de entrada do jato, calculado segundo a formulação de Munson et al [29]

Figura 4.1 - Temperatura total no volume de controle

Figura 4.2 – Detalhe da camada limite do jato

Figura 4.3 – Distribuição da velocidade

Figura 4.4 – Detalhe do ponto de estagnação

Figura 4.5 - Número de Nusselt no lábio

Figura 4.6 – Esquemático do jato

Figura 4.7 - Trajetória das partículas

Figura 4.8 – Campo de velocidade média - Narayanan [23]

Figura 4.9 - Distribuição de Y^+ ao longo do lábio

Figura 4.10 - Comparação da distribuição de Nusselt para as três combinações

Figura 4.11 - Comparação da distribuição de Nusselt para as três combinações em um mesmo gráfico

Figura 4.12 - Esquema de integração do Nusselt

Figura 4.13 - Gráfico comparativo do número de Nusselt

Figura 4.14 - Gráfico de Nusselt máximo *versus* Y^+ no lábio da entrada de ar

Figura 4.15 – Detalhe da variação da geometria do furo do *piccolo*

Figura 4.16 - Malha com ângulo do furo de 10°

Figura 4.17 - Detalhe do furo de 10° com a malha refinada localmente

Figura 4.18 - Distribuição de temperatura total – 0° , 10° , 20° e 30°

Figura 4.19 - Contorno de Mach – 10°

Figura 4.20 - Turbulência – Energia Cinética - 0° , 10° , 20° e 30°

Figura 4.21 - Comparativo de Nusselt - 0° , 10° , 20° e 30°

Figura 4.22 - Detalhe da distribuição de temperatura - 0°

Figura 4.23 - Detalhe da distribuição de temperatura - 30°

Figura 4.24 – Comparação da componente radial da velocidade – 0° e 30°

Figura 4.25 - Detalhe do furo de 30° - Inversão da direção de velocidade

Figura 4.26 - Típica região de recirculação em difusores

Figura 4.27 - Gradiente de pressão estática - 30°

Figura 4.28 - Distribuição de pressão estáticas nas paredes internas do furos - 0°, 10°, 20° e 30°

Figura 5.1 – Comparativo entre primeira e segunda ordem de discretização - 0°

Figura 5.2 – Comparativo entre intensidade de turbulência 5% e 95% - 0°

Figura 5.3 – Distribuição da temperatura com ar de entrada com Mach 1,0 - 0°

Figura 5.4 – Distribuição do Nusselt com ar de entrada com Mach 1,0 - 0°

Figura 5.5 – Distribuição da velocidade com ar de entrada com Mach 1,0 - 0°

Figura 5.6 – Distribuição da temperatura com ar de entrada com Mach 1,0 - 30°

Figura 5.7 – Distribuição do Nusselt com ar de entrada com Mach 1,0 - 30°

Figura 5.8 – Distribuição da velocidade com ar de entrada com Mach 1,0 - 30°

Figura 5.9 – Comparação entre a distribuição do número de Nusselt para mach 04 e 1,0 - 0° e 30°

Figura 5.10 - Malha com a anteparo - Opção 1

Figura 5.11 - Distribuição de temperatura - Opção 1

Figura 5.12 - Distribuição de Nusselt - Opção 1

Figura 5.13 - Caminho das partículas - Opção 1

Figura 5.14 - Malha com a anteparo - Opção 2

Figura 5.15 - Distribuição de temperatura - Opção 2

Figura 5.16 - Distribuição de Nusselt - Opção 2

Figura 5.17 - Caminho das partículas - Opção 2

Figura 5.18 - Malha com a anteparo - Opção 3

Figura 5.19 - Distribuição de temperatura - Opção 3

Figura 5.20 - Distribuição de Nusselt - Opção 3

Figura 5.21 - Caminho das partículas - Opção 3

Figura 5.22 - Distribuição de Nusselt - 0°, Opção 1, Opção 2 e Opção 3

Figura 5.23 - Malhas para $H/d = 4$, $H/d=6$ e $H/d=10$ para furos cilíndricos

Figura 5.24 - Distribuição de Nusselt para diferentes H/d - 0°

Figura 5.25 - Distribuição de Nusselt para diferentes H/d - 30°

Figura 5.26 - Distribuição de Nusselt para diferentes modelos de turbulência

Figura 6.1 - Foto do *swirl nozzle*

Figura 6.2 – Acoplamento dos modelos dos escoamentos interno e externo

Lista de Tabelas

Tabela 3.1 – Comparativo de malhas

Tabela 3.2 – Condições de contorno para validação do modelo

Tabela 4.1 – Nusselt médio para as três combinações

Tabela 4.2 – Nusselt máximo para as três combinações

Tabela 4.3 - Valores médios de Nusselt – Presente trabalho, Gardon [8], GSET [7] e Fregeau [6]

Tabela 4.4 – Nusselt médios para 0° , 10° , 20° , 30°

Tabela 5.1 – Números de Nusselt médios para as condições de furo cilíndrico e de furo de 30° com jato de ar com Mach 1

Tabela 5.2 – Nusselt médios - 0° , 0° com 1 antepara e 0° com 2 anteparas

Lista de Abreviaturas

- CFD – *Computational Fluid Dynamics* - Dinâmica dos Fluidos Computacional
- CFIT – *Controlled Flight Into Terrain* – Vôo controlado contra o solo
- ESDU – *Engineering Sciences Data Unit* - Unidade de Dados Científicos de Engenharia
- FAA – *Federal Aviation Authority* - Autoridade Federal de Aviação dos Estados Unidos
- FADEC – *Full Authority Digital Engine Control* - Controle Digital do Motor com Autoridade Total
- GSET – Grupo de Simulação de Escoamentos Transferência de Calor do Instituto Tecnológico de Aeronáutica
- ICEM – Programa de geração de malhas
- LASER – *Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation*
- NTSB – *National Transportation Safety Board*
- NACA – *National Advisory Committee for Aeronautics*
- RANS – *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* - Navier-Stokes com Média de Reynolds

Sumário

1. Introdução.....	17
1.1. Sistemas de proteção contra gelo.....	17
1.2. Os regulamentos relacionados com a proteção contra-gelo	19
1.3. Os possíveis sistemas de anti-gelo de uma nacele.....	20
1.4. O caso a ser estudado	27
2. As equações	32
2.1. As equações de Navier-Stokes e as relações constitutivas.....	32
2.2 A equação de Navier-Stokes com Média de Reynolds.....	34
2.3. O modelo de turbulência k-epsilon realizável	38
2.4. Função de parede.....	41
3. A metodologia de análise	42
3.1. A malha	43
3.2. As condições de contorno e a relações geométricas utilizadas na validação	46
3.3. O número de Nusselt como o parâmetro para a validação	50
4. Resultados.....	52
4.1. Resultados do Fluent para furos cilíndricos	52
4.2. Comparando os resultados obtidos com as referências	63
4.3. Variando o ângulo dos furos do <i>piccolo</i> tubo.....	66
5. Análises complementares	78
5.1 Análise da influência da discretização espacial.....	79
5.2 Análise da influência da intensidade de turbulência.....	80
5.3 Análise da influência da velocidade do jato de entrada.....	81
5.4 Análise do efeito da colocação de anteparas entre os furos - Opções 1, 2 e 3.....	86
5.5 Análise do efeito da variação do parâmetro geométrico H/d.....	93

5.6 Análise dos modelos de turbulência.....	95
6. Conclusão	96
Referências	99
Anexo 1 - Regulamentos do motor – FAR 33.77	102
Anexo 2 - FAR 20.1093 - Subpart E--Powerplant Induction System	103
Anexo 3 - Configuração do <i>solver</i>	104

1. Introdução

1.1. Sistemas de proteção contra gelo

Os sistemas de proteção contra gelo, como próprio nome sugere, são projetados de forma a evitar, durante o voo e em solo, a formação de gelo nas superfícies das aeronaves como, por exemplo: a entrada de ar do motor, empenagens, asas, leme, superfícies de comando, etc. O acúmulo de gelo e o seu subsequente desprendimento das superfícies podem causar efeitos extremamente danosos à aeronave podendo levá-la tanto à perda da estabilidade aerodinâmica quanto à diminuição do desempenho do motor (perdas de tração total ou parcial, dependendo da extensão dos danos), acarretando em um evento catastrófico. O aparecimento de gelo está relacionado ao contato da superfície fria da aeronave com gotas de água super resfriadas nas nuvens. Durante o impacto, a energia concedida à gota transforma o seu estado de líquido para sólido. Enfim, a falta de um sistema de anti-gelo pode afetar a segurança de voo de diversas formas, sendo as mais comuns informadas a seguir.

A formação de gelo no bordo de ataque da asa faz com que o escoamento de ar se descole. Segundo NTSB [18], este descolamento acarreta em uma diminuição significativa do coeficiente de sustentação, o que aumenta a velocidade de estol da aeronave. Há, também, um aumento do arrasto uma vez que a aeronave tem de voar com um ângulo de ataque maior para compensar esta perda de sustentação. O peso do gelo também é uma preocupação a ser levada em conta, não apenas pelo acúmulo de peso que acarreta necessariamente em um aumento do consumo de combustível, quanto pelo possível impacto no centro de gravidade da aeronave. Um outro aspecto é que, o acúmulo de gelo nas sondas de medição de temperatura e de pressão do ar externo do avião e demais sensores, pode acarretar em indicações errôneas de velocidade para a tripulação e para os equipamentos de navegação e de controle da aeronave e do motor (piloto automático e FADEC, por exemplo). Estas leituras errôneas podem induzir o piloto a um falso julgamento ou a uma tomada errada de decisão por parte dos computadores de bordo. Além disso, várias partes da aeronave podem ser danificadas pelo impacto dos pedaços de gelo desprendidos em voo. As partes que mais preocupam são as superfícies de comando e o motor. Tais danos podem ocasionar perdas da controlabilidade e da tração,

respectivamente. Há, por último, a preocupação com o entupimento das várias entradas de ar do avião (aberturas de ventilação, grelhas, etc), causando perda de desempenho dos sistemas associados com estas entradas. Um exemplo de entrada de ar é a que fornece ar para o duto de refrigeração do gerador da aeronave.

De acordo com a estatística levantada pela FLIGHT SAFETY FOUNDATION [1], organização independente fundada em 1947 e engajada na melhoria da segurança de voo e na prevenção de acidentes, 2,1% das mortes em acidentes aéreos estão associadas com eventos relacionados com gelo ou neve. A figura 1.1 abaixo mostra a distribuição do período 1987-1996.

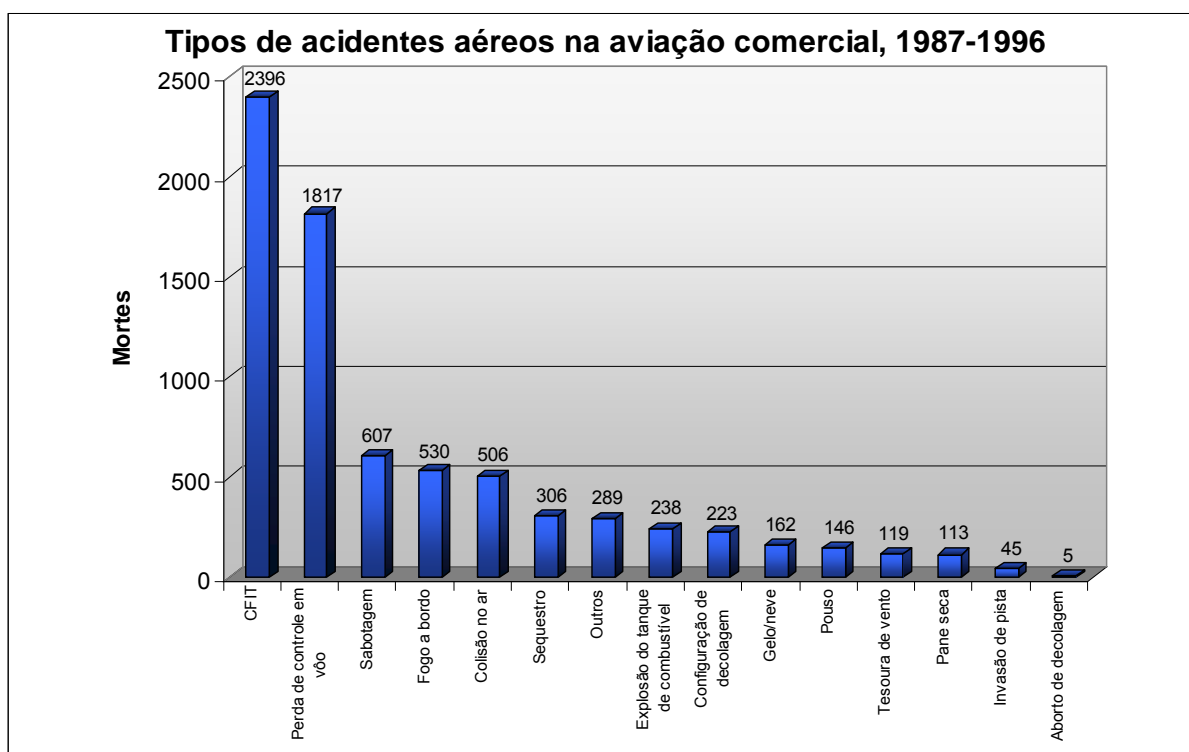


Figura 1.1 – Gráfico por tipos de acidentes aéreos na aviação comercial, 1987-1996 [1]

Apenas como curiosidade, a maior incidência de acidentes aéreos está relacionada com os eventos chamados Controlled Flight Into Terrain - CFIT, que são os vôos controlados contra o terreno, no quais, entende-se que nada de anormal é percebido pela tripulação. Estes eventos estão associados, principalmente, com desorientação espacial, falta de conhecimento do aeroporto, erros de equipamentos de navegação ou indicação equivocada na torre.

1.2. Os regulamentos relacionados com a proteção contra-gelo

As autoridades aeronáuticas, mundo afora, criaram regulamentos para prevenir a ocorrência de acidentes relacionados à formação de gelo. Cada acidente é exaustivamente estudado de forma a que a mesma situação não venha a se repetir, fazendo com que os regulamentos evoluam ao longo do tempo. Como consequência imediata, os fabricantes de motor e de aviões foram e são cada vez mais obrigados a demonstrar o cumprimento de tais normas, a fim de certificar e homologar os seus produtos.

O requisito FAR33.77 (ver Anexo 1), que é aplicado ao motor, versa principalmente sobre a capacidade do mesmo em resistir à ingestão dos pedaços de gelo que, porventura, possam se soltar das estruturas do avião. A preocupação, neste caso específico, é tanto com a perda de tração causada pelos danos no compressor ou qualquer outro componente, quanto com o possível apagamento do motor por força da interrupção de comburente no combustor.

Já o requisito FAR 25.1093 do FAA (ver Anexo 2) é bastante explícito e direto em determinar que os fabricantes de aeronaves e/ou motores projetem a nacele de forma a prevenir ou minimizar o aparecimento de gelo, o qual possa, de alguma forma, danificar o motor e, por conseguinte, afetar o seu desempenho.

1.3. Os possíveis sistemas de anti-gelo de uma nacele

Para atender os requisitos de proteção contra gelo, a indústria aeronáutica desenvolveu várias soluções tecnológicas. Dentre todas, existem duas maneiras clássicas de abordar a questão. A primeira é a quebra do gelo ou *de-icing*, que, em outras palavras, é fragmentar o gelo que está em processo de formação em pedaços pequenos e inofensivos ao motor. A segunda maneira é o anti-gelo ou *anti-icing* que, através de troca de calor e aquecimento de superfícies, inibe ou minimiza o aparecimento de gelo.

A seguir, listam-se algumas formas utilizadas atualmente para atender o requisito de prevenção de gelo em aviões e motores:

1.3.1 *Piccolo* tubo

O *piccolo* tubo é a abordagem de anti-gelo mais utilizada na aviação (as figuras 1.2, 1.3 e 1.4 mostram uma instalação típica). O sistema consiste em aquecer a superfície interna do lábio da entrada de ar da nacele com ar em alta temperatura, sangrado do motor. Este ar aquecido é distribuído uniformemente através do *piccolo* tubo, que é um tubo com vários furos por onde passa este fluxo de ar. Os furos são posicionados de forma a direcionar o ar para a região onde o gelo tende a se formar e tanto o diâmetro dos furos, quanto o espaçamento entre eles são dimensionados de maneira a evitar a formação de gelo utilizando a menor vazão de ar possível a fim de minimizar o impacto de consumo de combustível da aeronave, uma vez que este ar seria utilizado para gerar tração, empuxo. A razão é que, para compensar a perda de tração, mais combustível é injetado na câmara de combustão.

São requeridas inspeções periódicas nas soldas do *piccolo* tubo para checar pequenos vazamentos que possam diminuir a eficiência do sistema. Grandes vazamentos de ar são detectados pelos transdutores de pressão instalados no tubo.

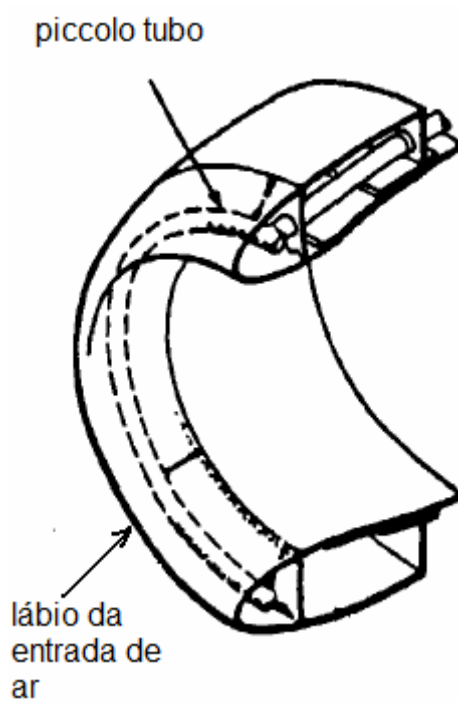


Figura 1.2 – Instalação do *piccolo* tubo em uma entrada de ar

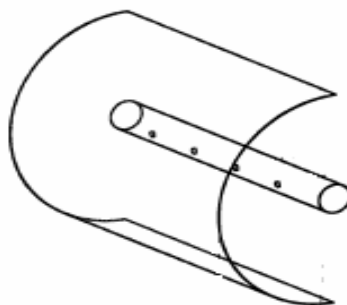


Figura 1.3 – Detalhes dos furos do *piccolo* tubo em uma entrada de ar

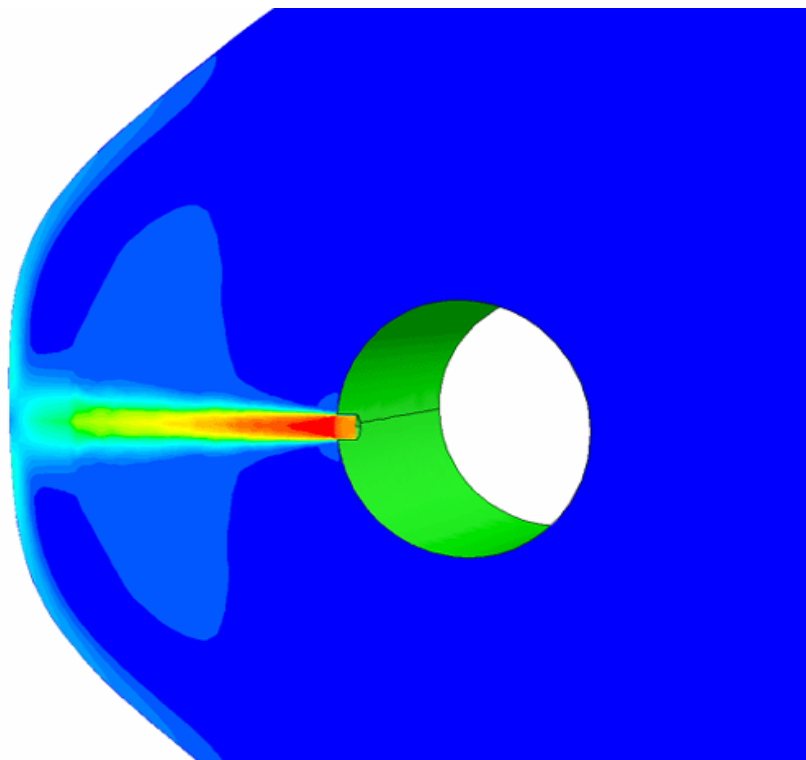


Figura 1.4 – Seção transversal de um *piccolo* tubo em uma entrada de ar

Apenas como curiosidade, pela Wikipedia [9], o nome *piccolo* (pequeno em Italiano) refere-se a um instrumento musical da família da flauta (ver figura 1.5), soando uma oitava acima da flauta soprano, da qual possui igual digitação. Este instrumento foi introduzido nas orquestras no século XIX, sendo usado na música erudita moderna, produzindo o som mais agudo da orquestra. É conhecido também como flautim.



Figura 1.5 - Flautim ou *piccolo*

1.3.2 *Swirl nozzle*

Neste sistema, o ar também é sangrado do motor e injetado em uma cavidade formada pela caverna dianteira e o lábio da nacele através de um injetor, chamado *swirl nozzle*. O ar então circula dentro desta cavidade, aquecendo a cavidade e o lábio. Esta configuração oferece, supostamente, ganhos de peso, custo, durabilidade e confiabilidade uma vez que o injetor é bem menor e menos complexo que o *piccolo* tubo, faltando apenas um estudo comparativo com o *piccolo* tubo para saber qual sistema exige mais vazão de ar para desempenhos semelhantes. Esta solução de projeto foi desenvolvida por Rosentahl [2] em 1987 e é protegida por patente.

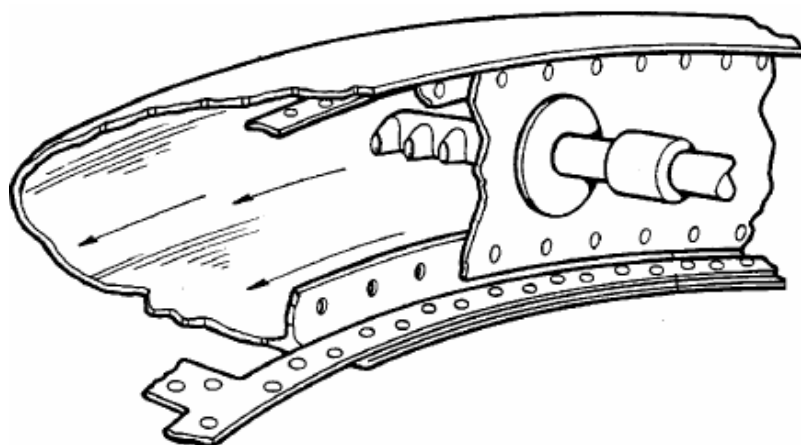


Figura 1.6 – Instalação típica de um *swirl nozzle*

1.3.3 Aquecimento elétrico

O sistema com aquecedores elétricos é bastante simples, sendo formado por resistências elétricas, distribuídas em um arranjo em forma de serpentina, que cobrem a área a ser protegida contra formação de gelo. Esta solução requer uma fonte de energia elétrica e o encaminhamento de cabos elétricos. A grande desvantagem deste sistema é a fragilidade das

resistências em ambientes sujeitos a vibrações e impactos diversos, que é o caso da entrada de ar. A corrosão é também uma preocupação. A figura 1.7 ilustra este tipo de solução.

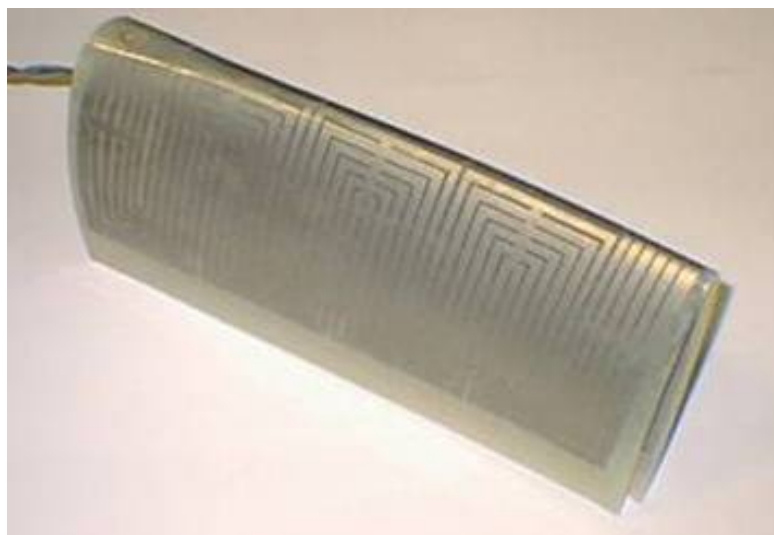


Figura 1.7 – Instalação típica de resistências elétricas

1.3.4. Eletro-impulsivo

Conforme explica Rosenthal et al (1988) [14], neste sistema *de-icing*, a bobina cria um campo magnético que induz uma corrente eddy na fina chapa metálica do lábio da entrada de ar. Os dois campos de corrente se repelem mutuamente e a força resultante causa uma pequena deformação de alta aceleração na chapa (ver figura 1.8). Este movimento causa o descolamento do gelo que é arrastado pelas forças aerodinâmicas.

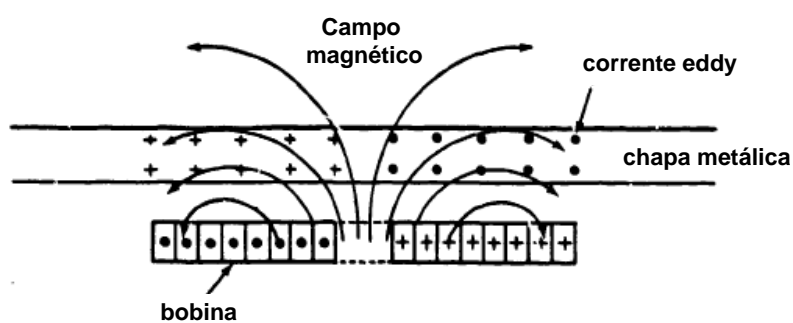


Figura 1.8 – Seção transversal de um sistema eletro-impulsivo

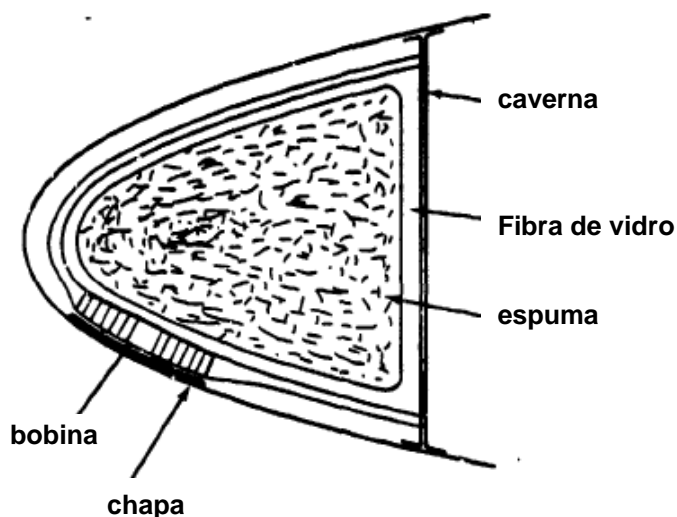


Figura 1.9 – Instalação típica de um sistema eletro-impulsivo

1.3.5 *Boot* pneumático ou câmara de borracha inflável

O *boot* é sistema de de-gelo no qual revestimento de borracha colado sobre a superfície a ser protegida que é alimentado por fonte pneumática que o infla e o desinfla sucessivamente, fragmentando e descolando o gelo acumulado. No início, o *boot* era feito na cor preta, prejudicando a estética dos aviões. Com a evolução dos elastômeros, os *boots* começaram a ser fabricados na cor prateada, atenuando a má aparência, que é um fator extremamente importante na aviação executiva. Ainda assim, é em geral mal visto pelos clientes que preferem superfícies polidas.

Pela fragilidade do material, geralmente é indicado para aeronaves com velocidade de cruzeiro inferior à metade da velocidade do som ($M < 0,5$). O *boot* requer um sistema de vácuo para manter a superfície aerodinâmica o menos imperfeita possível, quando a aeronave estiver fora de condição de gelo. Como material elastomérico do *boot* sofre desgaste por erosão e está bastante exposto, são necessários a troca e/ou reparos periódicos. A figura 1.10 ilustra uma instalação típica.

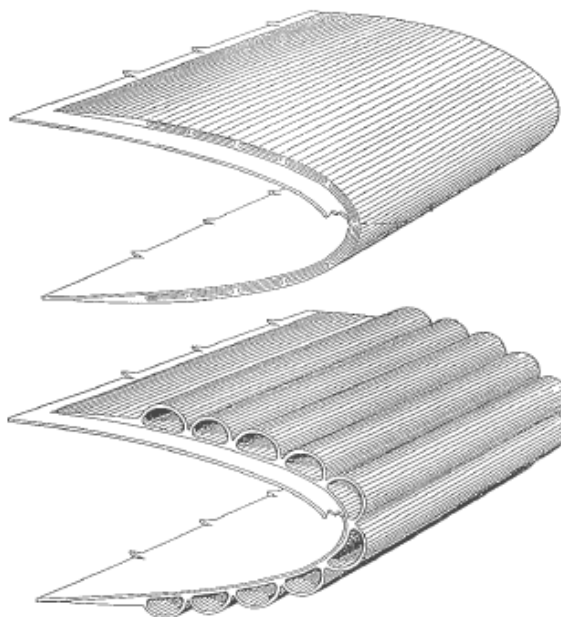


Figura 1.10 – Fotos do *boot* desinflado (acima) e inflado (abaixo)

1.3.6 Microondas

Segundo Salisbury [3], neste sistema, a radiação em microondas é emitida por uma fonte e recebida por um material de alta absorção que reveste a parede a ser protegida, transformando-se em energia térmica, inibindo o aparecimento de gelo devido ao calor (ver figura 1.11 abaixo).

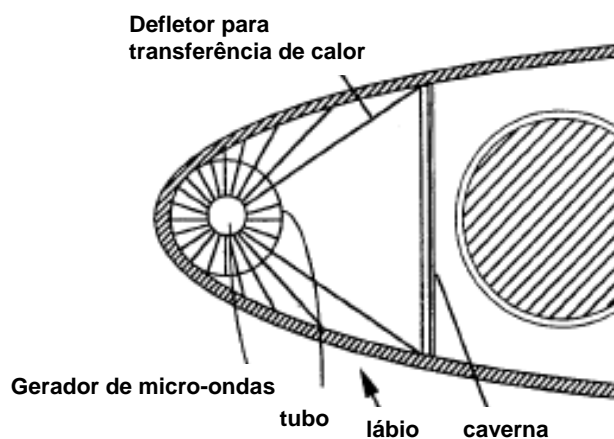


Figura 1.11 – Instalação típica de um sistema de microondas

1.4. O caso a ser estudado

Como explicado anteriormente, o *piccolo* tubo é o sistema mais utilizado nas entradas de ar e é, também, o objeto principal deste estudo. As figuras 1.2, 1.3 e 1.4 mostradas anteriormente já ilustraram como é uma instalação de um *piccolo* tubo.

Neste tipo de sistema, a massa de ar quente é sangrada do pórtico de alta pressão do motor e conduzida por tubos até o *piccolo* tubo que a distribui através dos pequenos furos feitos nele. Entre o pórtico de alta pressão e o *piccolo* tubo há normalmente uma válvula de corte, comandada pelo piloto, na cabine, em condição de gelo. A figura 1.12, abaixo, mostra um esquema típico.

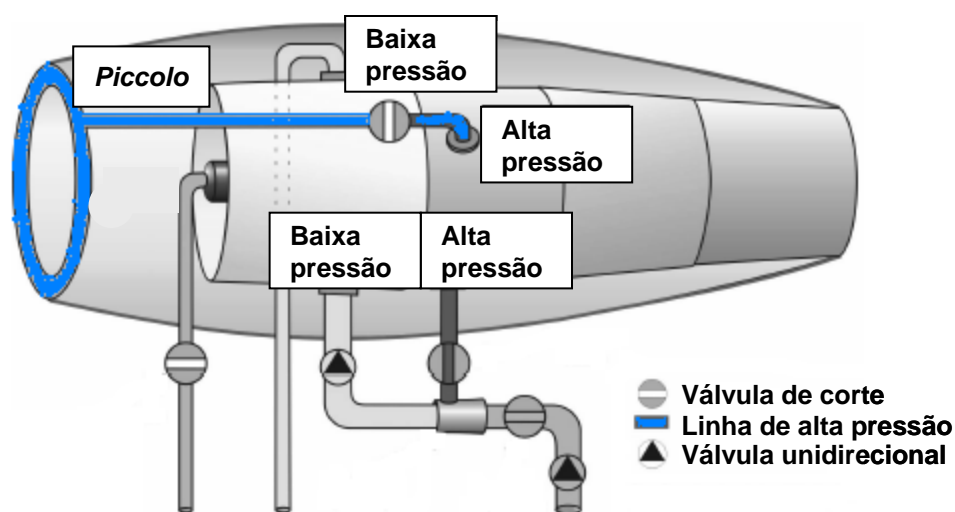


Figura 1.12 – Diagrama esquemático de um sistema de anti-gelo de nacele [15]

Há casos em que a válvula de corte é substituída por uma válvula moduladora, a qual otimiza a extração de ar dependendo da condição de voo. Segundo Alves [4], o ar sangrado é considerado “nobre” por ser determinante na eficiência e, conseqüentemente, na tração do motor, conforme mostra a equação 1.1:

$$T = \dot{m}(V_j - V_a) + A_b(p_b - p_a) \quad (1.1)$$

T é a chamada de tração líquida ou tração nominal. O termo $A_b(p_b - p_a)$, onde A_b é a área do bocal de saída do propulsor, aparece devido ao fato de que a pressão (p_b) de saída do bocal pode não ser igual à pressão atmosférica (p_a). O momento de arrasto é representado pelo termo $\dot{m} V_a$. Já o termo $\dot{m} V_j + A_b(p_b - p_a)$ é o empuxo bruto.

Pela equação nota-se que a tração é diretamente proporcional à massa de ar que passa por dentro do motor. Assim, quanto maior a extração para o sistema de anti-gelo, menos massa sobra para a tração. Eis o porquê da necessidade de otimizar o sistema do ponto-de-vista de vazão. Nas aeronaves modernas, a sangria pode chegar, em casos extremos, a 3% da vazão total quando o motor está em *idle* (equivalente ao ponto morto dos automóveis)

Normalmente, a furação do *piccolo* tubo é feita por meio de brocas, fazendo com que o furo tenha um formato cilíndrico (ver figura 1.13). A grande maioria dos estudos hoje disponíveis, discorrem sobre a troca de calor entre os jatos de ar com o lábio da entrada de ar, levando-se em conta furos perfeitamente cilíndricos.

Como alternativa à furação por brocas, pode-se utilizar o processo de furação a *laser*, que é bem mais eficiente no que diz respeito à velocidade de furação e, conseqüentemente, mais barato. O inconveniente é que este processo produz furos de formato cônico, como mostra a figura 1.13 abaixo.

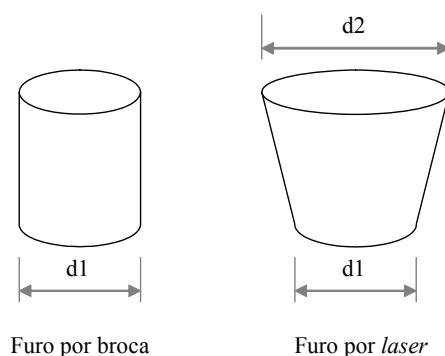


Figura 1.13 – Furos do *piccolo* tubo – Broca e *laser*

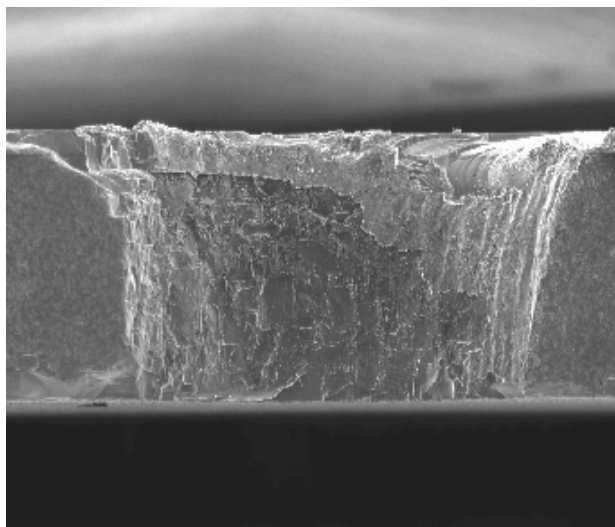


Figura 1.14 – Furo do *piccolo* tubo feito a *laser* (visualizado por microscópio)

O trabalho de Clyne [5] versa sobre o modelamento do fluxo de calor da furação a laser, mais especificamente para as aplicações aeronáuticas. Clyne explica que a conicidade é intrínseca a este processo. O formato cônico é produzido quando da vaporização do material removido, sendo uma distorção da intensidade espacial do pulso (aproximadamente uma Gaussiana), amplificado nas regiões de alta intensidade. Conforme mostra a figura 1.15 abaixo, o modelo numérico, por elementos finitos, desenvolvido por Clyne, parece representar com bastante fidelidade o fenômeno físico.

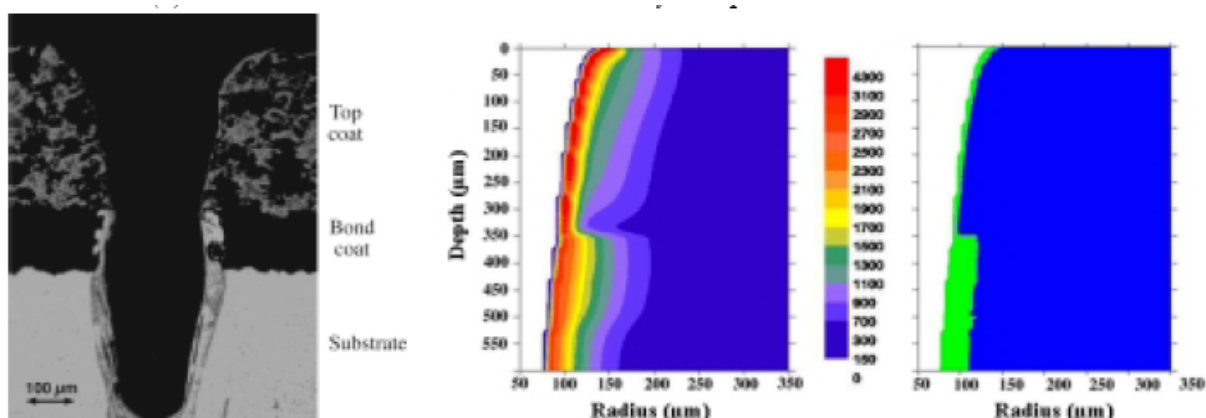


Figura 1.15 - As fotos comparam o corte de um furo com a simulação. A área em branco significa o furo, a área verde, o material derretido e a área azul, o material não derretido. O material utilizado foi uma liga de níquel com superfície tratada.

Uma vez que o processo de furação a *laser* é economicamente mais atrativo do que a furação tradicional, o presente trabalho tem por objetivo verificar se a conicidade dos furos do *piccolo* influi de forma negativa na troca de calor com o lábio da entrada de ar, prejudicando o desempenho do sistema. Para tal, utiliza-se o Fluent, um programa comercial de dinâmica de fluidos computacional (CFD). A validação do modelo é feita comparando-se o resultado da simulação via CFD com os resultados disponibilizados por Fregeau et al [6], pelo Grupo de Simulação de Escoamentos Transferência de Calor (GSET - ITA) [7] e por Gardon e Cobonpue [8].

Após validar o modelo, variou-se a geometria da malha de forma a representar alguns ângulos de conicidade dos furos e analisou-se os resultados obtidos para cada geometria. O parâmetro de comparação utilizado foi a distribuição do número de Nusselt ao longo da superfície interna do lábio da entrada de ar, que é a chapa metálica impingida pelo ar que sai dos furos.

A figura 1.16 mostra a seção transversal de uma instalação típica de *piccolo* tubo em entradas de ar. Para facilitar a feitura da malha e do modelo, o *piccolo* foi representado como um tubo reto, linear. Assim como a parede onde o jato incide.

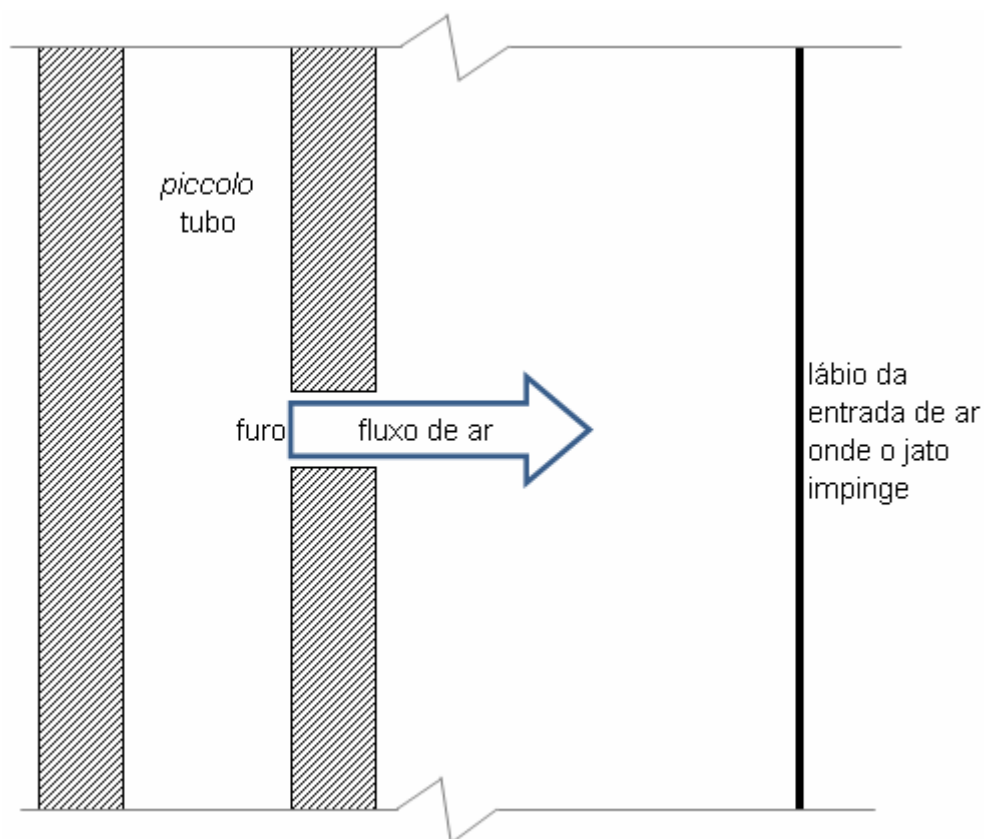


Figura 1.16 – Seção transversal de uma instalação com *piccolo* tubo

No Capítulo 2 são mostradas as principais equações utilizadas na Mecânica dos Fluidos e que são resolvidas pelo Fluent. O Capítulo 3 trata da elaboração e da validação do modelo térmico dos furos cilíndricos. No Capítulo 4 varia-se a geometria dos furos e, conseqüentemente, da malha de forma a representar os furos cônicos e analisam-se os resultados.

O Capítulo 5 mostra algumas análises complementares, enquanto que, o Capítulo 6 mostra as conclusões do presente trabalho. Logo em seguida, vem a Referência Bibliográfica utilizada ao longo do estudo e, por último, os anexos e os apêndices.

2. As equações

Uma vez definido o caso a ser estudado, em outras palavras, o objeto desta tese, decidiu-se pela utilização da versão 6.3.26 do Fluent, um programa adequado e consagrado de mecânica dos fluidos computacional (CFD, em Inglês) estruturado em métodos numéricos, para solucionar este problema de dinâmica dos fluidos.

Segundo Versteeg et al [10], o código do Fluent baseia-se no método dos volumes finitos, no qual a solução das equações vem da resolução dos balanços de massa, energia e quantidade de movimento de um determinado volume de meio contínuo.

2.1. As equações de Navier-Stokes e as relações constitutivas

Um escoamento não-estacionário de um fluido contínuo, compressível, viscoso que conduz calor é governado pelas equações da conservação da massa, da conservação da energia e da conservação da quantidade de movimento que, em conjunto, são chamadas de Equações de Navier-Stokes.

A lei da conservação da massa apregoa que conservação da massa exige que a taxa temporal de variação de massa dentro do volume de controle seja igual à taxa na qual a massa adentra ou sai neste mesmo volume controle mais a taxa na qual a massa é obtida ou perdida dentro do volume controle em virtude das fontes e consumo. Abaixo, mostra-se a equação da conservação da massa, na forma diferencial:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = S_m \quad (2.1)$$

Onde, S_m é a massa adicionada ou removida devido a uma fonte ou a um sorvedouro. No nosso estudo, este termo é nulo.

A equação da quantidade de movimento deriva da 2ª Lei de Newton que estabelece que a taxa de aumento do momento em um ponto do escoamento está associada com a somatória de forças aplicadas nesta mesma partícula. A equação da quantidade de movimento pode ser expressa da seguinte forma:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) + \frac{\partial p}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} = \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2.2)$$

E, $\rho \vec{g}$ e \vec{F} estão relacionados com a força da gravidade e com as forças externas, respectivamente.

A equação da energia está relacionada com a 1ª Lei da Termodinâmica que diz que a taxa de mudança da energia de uma partícula é igual à taxa de adição de calor à partícula mais o trabalho realizado em um ponto do escoamento. A equação da energia possui a seguinte forma:

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(e + p) u_j - \tau_{ij} u_i + q_{Hj}] = S_h \quad (2.3)$$

Onde, S_h decore de alguma fonte de calor

Conforme relata Bigarella et al [26], as equações de Navier-Stokes não formam um conjunto fechado, uma vez que existem mais variáveis do que equações. Assim, algumas relações constitutivas são necessárias, as quais contêm as informações físicas sobre o fluido, que no nosso caso, é o ar.

Em problemas de dinâmica dos fluidos computacional, é bastante comum adotar a Lei dos Gases Perfeitos para representar o ar.

Para os fluidos compressíveis, a Lei dos Gases Perfeitos é escrita da seguinte forma:

$$\rho = \frac{p_{cp} + p}{\frac{R}{M_w} T} \quad (2.4)$$

Onde, P_{op} é a pressão de operação, R é a constante universal dos gases, P é a pressão estática local relativa, M_w é o peso molar e T vem da equação da energia

A energia total e o fluxo de calor são dados, respectivamente, por:

$$E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \quad (2.5)$$

$$\mathbf{q}_H = -\kappa \nabla T,$$

Outro ponto importante a ser ressaltado é que para o ar, que é considerado um fluido Newtoniano, a tensão viscosa é proporcional à taxa de deformação. O tensor de tensão $\bar{\bar{\tau}}$ é dado por:

$$\bar{\bar{\tau}} = \mu \left[(\nabla \bar{v} + \nabla \bar{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \bar{v} I \right] \quad (2.6)$$

Tendo sido considerada a hipótese de Stokes:

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad (2.7)$$

2.2 A equação de Navier-Stokes com Média de Reynolds

Ainda segundo Bigarella et al [26], as equações de Navier-Stokes representam o sistema mais geral que descreve o movimento de um fluido contínuo e viscoso. Isso inclui, então, até mesmo as flutuações de turbulência representadas pelas várias escalas de tempo e de comprimento associadas a esse fenômeno. Grosso modo, essas escalas variam desde o comprimento aproximado do modelo até as microescalas de Kolmogorov, que são da ordem de milésimos de milímetro para um escoamento aeroespacial típico. Para uma simulação do dia-a-dia da indústria aeroespacial, as malhas computacionais e os passos de tempo praticáveis nesse contexto não são refinados o suficiente para capturar todas as escalas até as

de Kolmogorov, que são as menores escalas que o modelo deve ter para capturar os efeitos de turbulência ao se utilizar as equações de Navier-Stokes originais. Conforme mostra Noletto [31] em seu trabalho, uma malha tridimensional, obedecendo as escalas de Kolmogorov, deve ter quantidade de elementos conforme a seguinte equação:

$$n_x n_y n_z \propto Re^{2,25} \quad (2.8)$$

Para problemas típicos de aerodinâmica, nos quais o Reynolds pode ser da ordem de 10^7 , a malha deveria ter aproximadamente 5.600.000.000.000.000 elementos, o que é bastante desafiador do ponto-de-vista de processamento.

Sem este refinamento da malha, algumas informações sobre a turbulência são automaticamente perdidas, ou filtradas. Assim, para que os efeitos de turbulência sejam de alguma forma, considerados, algum tipo de modelamento da turbulência se faz necessário. Na maioria dos casos, o que importa é um valor médio, como em um estado estacionário.

Portanto, é interessante pensar que a filtragem aconteça na dimensão do tempo de forma a se obter uma solução de escoamento média, de estado estacionário, e em que a influência da turbulência seja também obtida somente como um efeito médio. Esse processo de filtragem no tempo para as equações de Navier-Stokes é conhecido por média de Reynolds (ou de Favre, no caso de um escoamento compressível), resultando nas equações de Navier-Stokes com média de Reynolds (em inglês, Reynolds-Averaged Navier-Stokes - RANS).

A filtragem por média de Reynolds é realizada através da expansão das variáveis dependentes em duas componentes: uma componente média e outra de flutuação, cuja média temporal seja nula. Para uma variável genérica, essa operação é feita por:

$$q = \bar{q} + q' , \quad (2.9)$$

Em que \bar{q} é a propriedade média definida por:

$$\bar{q}(t) = \frac{1}{T_p} \int_t^{t+T_p} q(\tau) d\tau \quad (2.10)$$

Essa escala de tempo T_p , finita, deve ser grande o suficiente para permitir que as flutuações de turbulência sejam filtradas, mas ainda suficientemente pequena quando comparada às escalas de tempo lentas do escoamento que não são consideradas pertencentes à turbulência

No caso de uma formulação para escoamentos compressíveis, nota-se que uma separação entre variáveis média e de flutuação ponderadas pela densidade (média de Favre) permite uma reconstrução quase exata da equação de Navier-Stokes original, com exceção de alguns termos novos adicionais. Assim, as variáveis são separadas por:

$$\begin{aligned} \rho &= \bar{\rho} + \rho' , \\ \rho u_i &= \overline{\rho u_i} + (\rho u_i)' , \\ e &= \bar{e} + e' , \\ p &= \bar{p} + p' , \\ \tau_{ij} &= \overline{\tau_{ij}} + \tau'_{ij} , \\ q_{H_i} &= \overline{q_{H_i}} + q'_{H_i} . \end{aligned} \quad (2.11)$$

Para as componentes de velocidade ou outras variáveis por unidade de massa, um procedimento de separação diferente deve ser adotado:

$$\begin{aligned} u_i &= \tilde{u}_i + u_i'' , \\ h &= \tilde{h} + h'' , \end{aligned} \quad (2.12)$$

Onde as propriedades médias são definidas por:

$$\begin{aligned}\tilde{u}_i &= \frac{\overline{\rho u_i}}{\bar{\rho}} \\ \tilde{h} &= \frac{\overline{\rho h}}{\bar{\rho}}\end{aligned}\quad (2.13)$$

É importante ressaltar que as flutuações u_i'' e h'' não necessariamente são de média nula. As variáveis separadas são substituídas nas equações originais de Navier-Stokes. O sistema resultante é filtrado no tempo, resultando nas equações RANS:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (2.14)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) + \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\tau_{ij}} + \underbrace{\tau_{ij}^t}_1 \right) = 0 \quad (2.15)$$

$$\frac{\partial \bar{e}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(\bar{e} + \bar{p}) \tilde{u}_j] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{q_{Hj}} + \underbrace{q_{Htj}}_2 \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\tilde{u}_i \left(\overline{\tau_{ij}} + \underbrace{\tau_{ij}^t}_1 \right) + \underbrace{d_{t_i}}_3 \right] = 0 \quad (2.16)$$

Em que a energia total por unidade de volume e a lei dos gases são redefinidas, respectivamente, como:

$$\bar{e} = \bar{\rho} \left[\bar{e}_i + \frac{1}{2} (\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2 + \tilde{w}^2) + \tilde{k} \right] \quad (2.17)$$

$$\bar{p} = (\gamma - 1) \left[\frac{\bar{e}}{\bar{\rho}} - \frac{1}{2} \bar{\rho} (\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2 + \tilde{w}^2) - \bar{\rho} \tilde{k} \right] \quad (2.18)$$

E, a energia cinética turbulenta por unidade de massa, \tilde{k} , surgiu como uma nova variável, definida por:

$$\tilde{k} = \frac{1}{2} \overline{u_i'' u_i''} \quad (2.19)$$

Os novos termos que apareceram após o processo de filtragem são representativos da turbulência, isolados após a filtragem, e possuem as seguintes definições:

- Termo 1: tensor de tensões de Reynolds $\Rightarrow \tau_{ij}^t = -\overline{\rho u_i'' u_j''}$
- Termo 2: vetor de fluxo de calor turbulento $\Rightarrow q_{Ht_i} = \overline{\rho u_i'' h}$
- Termo 3: difusão molecular de flutuações de velocidade e transporte turbulento \Rightarrow

$$d_{t_i} = \overline{w_j'' \left(\tau_{ji} - \frac{\rho u_j'' u_i''}{2} \right)}$$

Para o escoamento médio, esses termos fazem o papel principal de aumentar o transporte de quantidade de movimento e de calor. Para a turbulência, esses termos extraem energia do escoamento médio através dos grandes vórtices. Essa energia é então redistribuída para os vórtices menores subsequentes até que se atinja a escala de Kolmogorov, em que a energia é finalmente dissipada em calor. Esse processo é conhecido na literatura por cascata de turbulência.

Esses termos adicionais representam novas variáveis para o sistema de equação, mas não podem ser resolvidos, pois estão associados a informações que são essencialmente desconhecidas numa formulação RANS. Porém, como são termos isolados, conhecem-se quais, então, são os termos de turbulência que são filtrados pelas malhas e passos de tempo adequados para aplicações do dia-a-dia da engenharia. Com isso, podem-se criar modelos para tentar representar o comportamento físico dos mesmos, pelo menos para as aplicações de interesse.

2.3. O modelo de turbulência k-epsilon realizável

O número de Reynolds é definido da seguinte maneira:

$$Re = \frac{\rho v D}{\mu} \quad (2.20)$$

Onde, v é a velocidade média do fluido, D é o diâmetro para o fluxo no tubo, μ é a viscosidade dinâmica do fluido e ρ , a massa específica do fluido.

Holman [28] indica que, para um fluxo interno a um duto, a partir de número Reynolds igual a 4×10^3 , o escoamento é dito turbulento. A significância fundamental do número de Reynolds é que o mesmo permite avaliar o tipo do escoamento (a estabilidade do fluxo) e pode indicar se flui de forma laminar ou turbulenta.

Assim, para se levar em conta os efeitos da turbulência em programas que fazem uso das equações RANS, foram criados vários modelos matemáticos. No nosso estudo, escolhemos o modelo k-epsilon realizável. Este modelo faz parte da família de modelos conhecida com Modelos de Viscosidade de Vórtices Lineares (MVVL).

Este tipo de modelo faz uso da Hipótese de Boussinesq que relaciona os tensores de Reynolds com o campo médio de velocidades, conforme mostra a fórmula abaixo:

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij} \quad (2.21)$$

Onde, μ_t é a viscosidade turbulenta.

A grande vantagem da utilização da Hipótese de Boussinesq é o ganho computacional na determinação do μ_t , entretanto, esta abordagem assume que a viscosidade turbulenta é uma grandeza escalar isotrópica, o que não é necessariamente uma verdade.

Originalmente, foi criado o modelo k-epsilon padrão que foi o primeiro modelo de duas equações razoavelmente bem sucedido. É um modelo semi-empírico que foi amplamente utilizado com bons resultados. As suas deficiências estão relacionadas com a insensibilidade a gradientes adversos de pressão, fluxos rotativos, comportamento nos pontos de estagnação e nas regiões próximas as paredes.

O modelo k-epsilon realizável deriva do k-epsilon padrão e embute algumas melhorias uma vez que utiliza o conceito de realizabilidade, o qual atrela conceitos físicos com o modelo de turbulência, fazendo com que o modelo seja bem mais representativo do fenômeno físico.

Segundo a documentação do Fluent [25], tal modelo se mostra adequado para a análise de jatos circulares e planos. O modelo k-epsilon realizável tem limitações quando combinam-se zonas de fluido rotativas com zonas estacionárias. Este não é o caso do presente estudo.

O modelo k-epsilon realizável possui as fórmulas, para k (energia cinética de turbulência) e ϵ (dissipação turbulenta), mostradas a seguir :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (2.22)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (2.23)$$

Onde,

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \quad \eta = S \frac{k}{\epsilon}, \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$$

Temos que G_k representa a geração de energia turbulenta cinética devido ao gradiente médio de velocidades, G_b é a geração de energia cinética turbulenta devido à flutuabilidade da turbulência e Y_M representa a contribuição da dilatação flutuante na turbulência compressível na taxa de dissipação geral.

O modelo k-epsilon realizável foi escolhido tanto devido às suas características que se adequam ao fenômeno estudado, quanto pela utilização em vários outros estudos similares como, por exemplo, o feito pelo GSET [7] que é também utilizado para a validação do modelo térmico deste estudo.

2.4. Função de parede

Conforme diz Emmel [27] em seu estudo, na proximidade de uma parede sem escorregamento, há grandes gradientes nas variáveis dependentes e os efeitos viscosos nos processos de transporte são significativos. A região perto da parede pode ser dividida em três camadas principais: a região mais próxima da parede conhecida como sub-camada limite, onde o escoamento é laminar. Mais distante da parede, a camada logarítmica, a turbulência se faz presente. Entre estas duas camadas, há uma região chamada de camada de amortecimento na qual os efeitos da viscosidade e da turbulência são igualmente importantes.

A função de parede tem a finalidade de definir numericamente o tensor de tensões cisalhantes próximo à parede através de uma aproximação logarítmica como função da velocidade a uma dada distância desta parede. No presente estudo, faz-se uso da *enhanced wall treatment*, que é uma função disponibilizada pelo Fluent que combina funções de paredes melhoradas com o modelo de duas camadas (*two-layer model*). O Fluent indica que o y^+ esteja próximo de 1 (um) na camada laminar.

3. A metodologia de análise

Neste capítulo, mostram-se os passos seguidos para a condução deste trabalho. A teoria que o suporta foi explicada no Capítulo 2. A figura 3.1 abaixo mostra, em forma de fluxograma, o encadeamento de atividades.

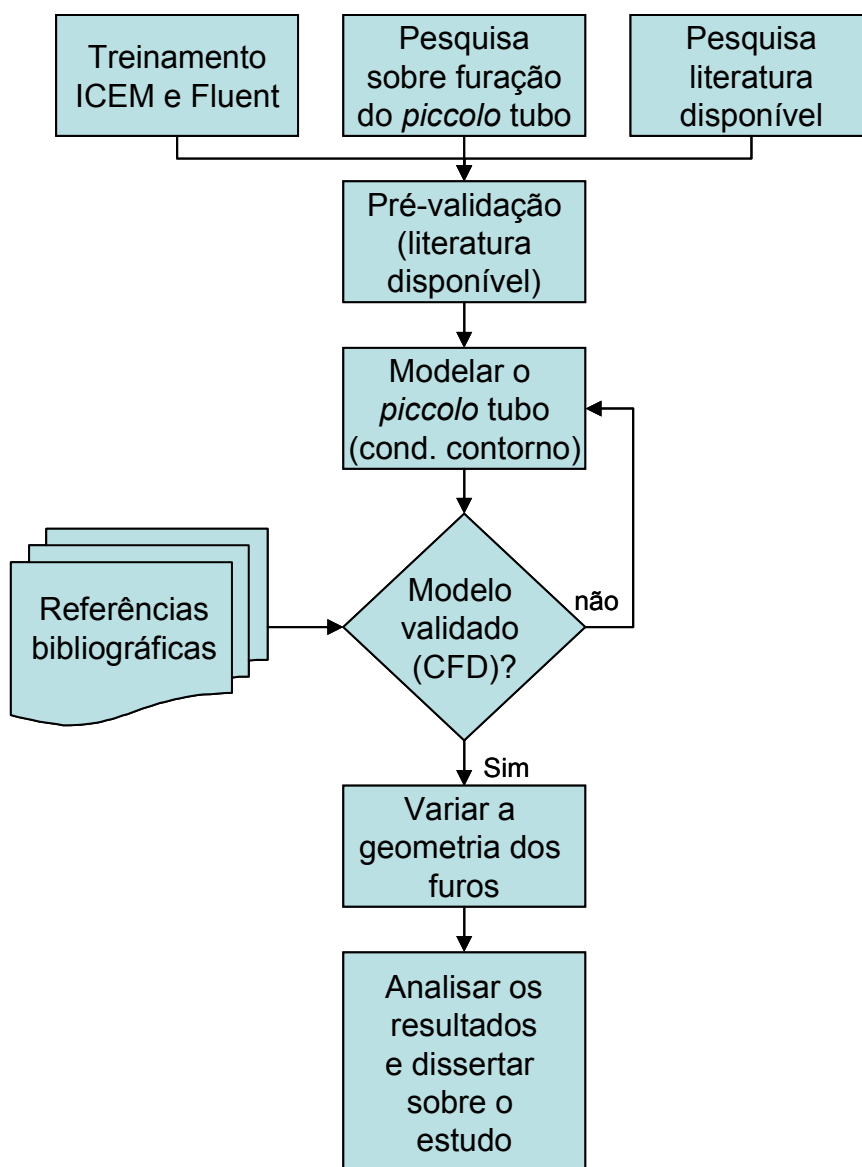


Figura 3.1 – Fluxograma de atividades do estudo

3.1. A malha

Inicialmente, desenhou-se, através do ICEM, que é um programa de geração de malhas computacionais, uma malha bidimensional, com simetria axial, que representa o volume de controle que compreende o furo cilíndrico e o lábio da entrada de ar (ver figura 1.16). Um eixo de simetria axial foi utilizado a fim de diminuir o esforço computacional. A malha escolhida é formada por elementos de quatro nós, os QUAD4 (ver figura 3.2), que produz um resultado melhor do que uma malha TRI3, para um número equivalente de elementos.

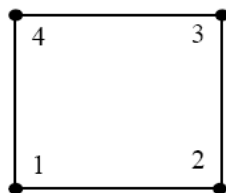


Figura 3.2 – Elemento QUAD4

Foram geradas quatro malhas, com níveis de refinamento distintos. A tabela 3.1 mostra o número de elementos e de nós de cada malha. O refinamento da malha para a melhoria dos resultados e o tempo de processamento computacional devem ser analisados a fim de se atingir a melhor solução de compromisso e verificar se o tamanho da malha é suficiente para descrever o fenômeno físico.

Tabela 3.1 – Comparativo de malhas

Malha	Nº elementos	Nº nós
1 ^a	6.964	6.770
2 ^a	8.154	7.950
3 ^a	9.344	9.130
4 ^a	31.234	30.860

Dado o número maior de elementos, a quarta malha certamente deveria proporcionar os melhores resultados. Entretanto, após todas as análises, notou-se que o benefício na precisão dos números é bem pequeno comparado ao aumento do tempo necessário para obtê-los. Este tipo de decisão, refinamento *versus* processamento, é bastante importante para malhas mais complexas e maiores do que a utilizada neste estudo.

Outro fator a ser levado em conta é o refinamento nas regiões próximas às paredes sólidas. A figura 3.3 mostra malhas com refinamentos distintos.

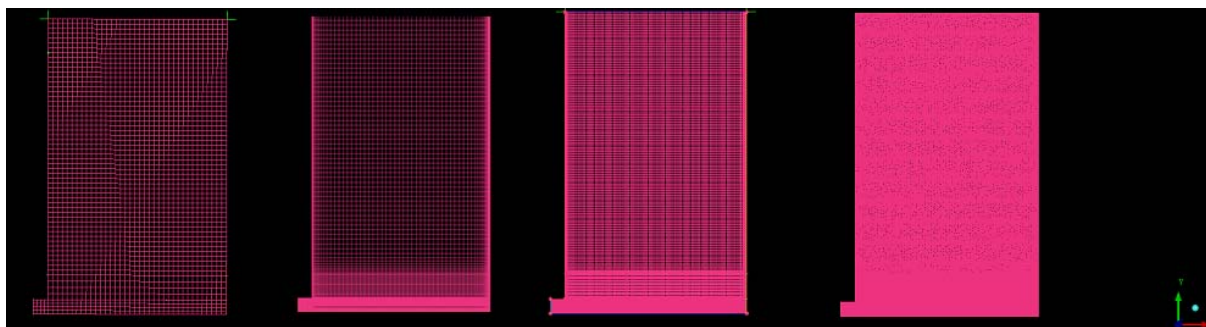


Figura 3.3 - Malhas com refinamentos distintos

Escolheu-se a terceira malha, a qual proporcionou o melhor balanço entre a precisão dos resultados e o tempo de processamento de máquina, atendendo os requisitos do programa de mecânica dos fluidos computacional. Mais adiante, há mais discussões sobre a malha.

A figura 3.4 ilustra a malha utilizada no estudo. A parede “*axis*” corresponde ao eixo de simetria axial do furo por onde sai o ar quente. “*wall_hole*” e “*wall_piccolo*” são paredes adiabáticas. O “*lipskin*” é a parede de impingimento do ar quente. “*jet_in*” é por onde o ar entra no volume de controle; enquanto que “*jet_out*” é a saída do fluxo de ar.

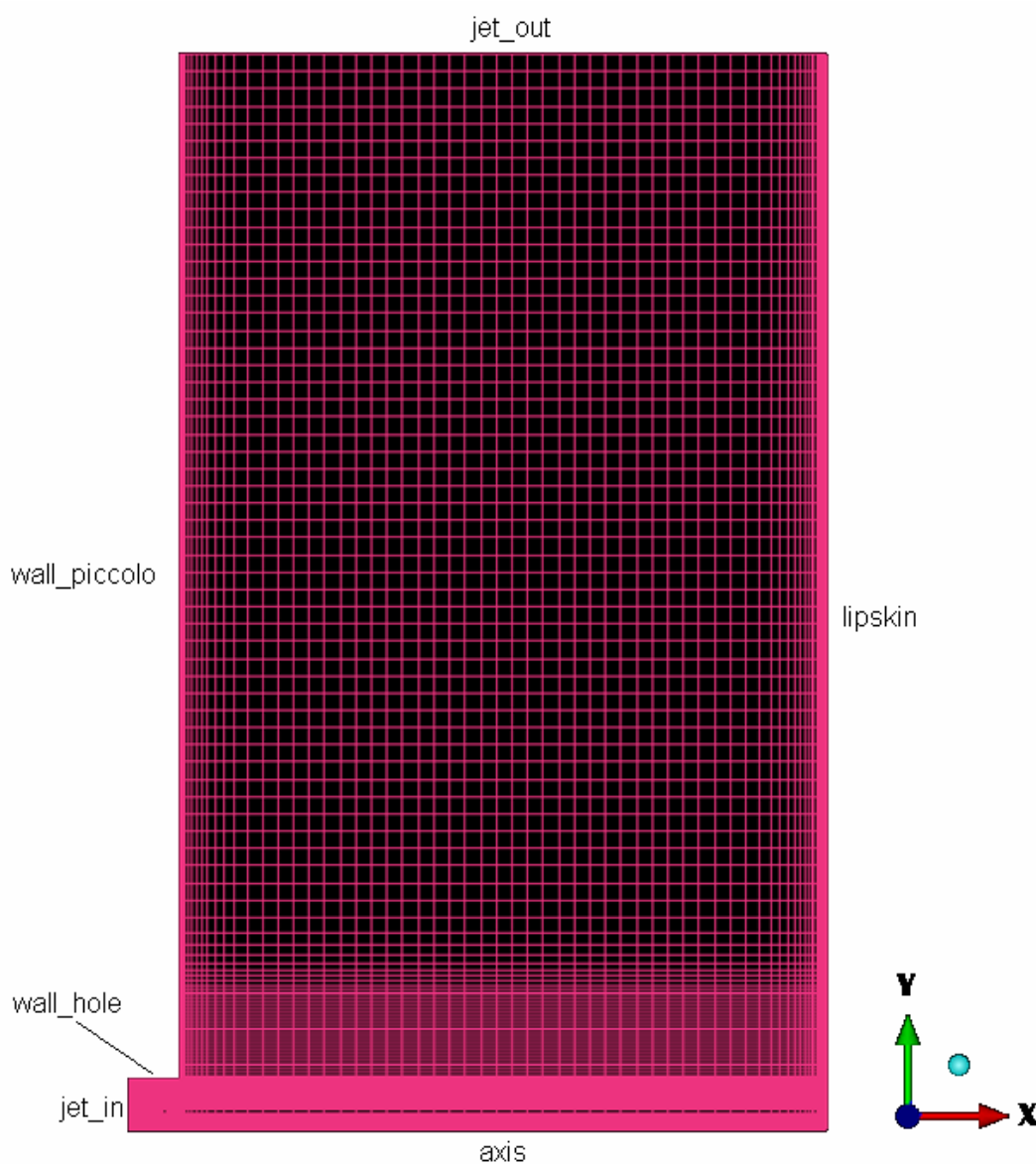


Figura 3.4 - Malha escolhida para validar o modelo

3.2. As condições de contorno e a relações geométricas utilizadas na validação

Na validação do modelo de CFD, foram utilizadas as condições de contorno e as relações geométricas informadas na tabela 3.2. A figura 3.5 mostra a localização dos parâmetros geométricos. Estas são as mesmas condições utilizadas pelas referências [6], [7] e [8].

O presente estudo leva em conta a turbulência uma vez que o número de Reynolds no jato de entrada é da ordem $5,8 \times 10^4$. Vale salientar, mais uma vez, que o modelo de turbulência adotado foi o k-Epsilon realizável com discretização de primeira ordem. Para economizar processamento de máquina, definiu-se um domínio de cálculo (malha) que levasse em conta a simetria da instalação. Na figura 3.5 é mostrada a região que foi modelada na malha (domínio computacional).

Tabela 3.2 – Condições de contorno e relações geométricas utilizadas na validação do modelo

Parâmetros	Valores
Mach do jato (Mjato)	0,4
Relação H/d	6,0
Diâmetro do furo (d) em mm	6,35
Relação W/d	20,0
Δ Temperatura Jato-Lábio em K	20,0

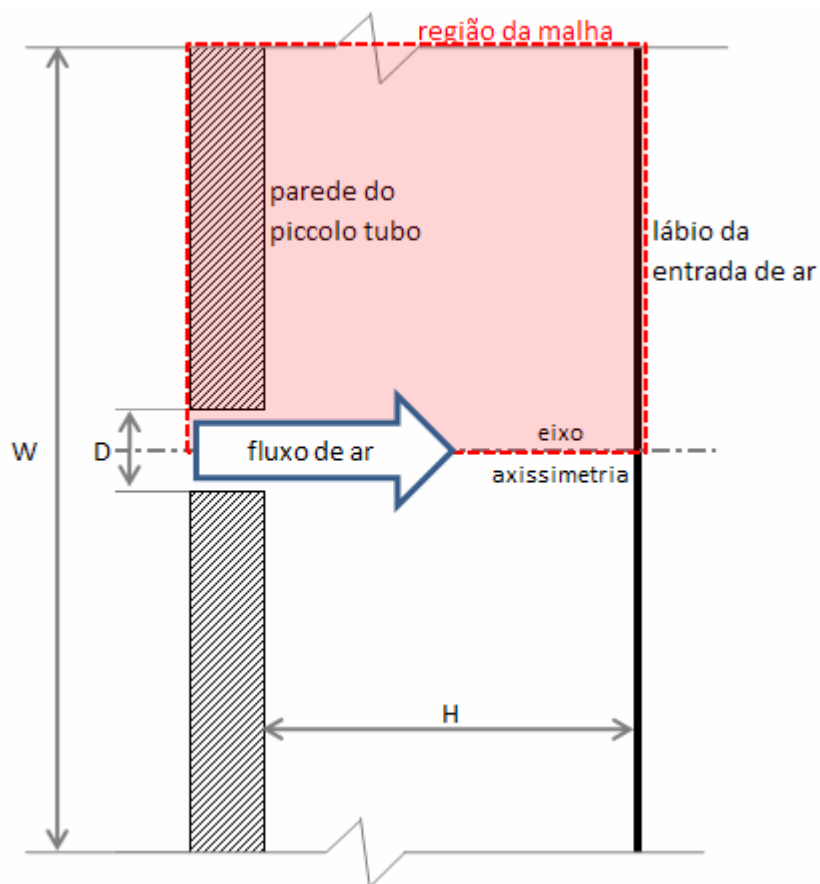


Figura 3.5 - Geometria utilizada para validar o modelo e região utilizada para gerar a malha

Conforme já foi mencionado, para validar o modelo numérico, foram utilizados os estudos de Fregeau et al [6] e do Grupo de Simulação de Escoamentos Transferência de Calor (GSET - ITA) [7].

Anderson [24] afirma que a compressibilidade do fluido torna-se não desprezível a partir de Mach 0,3 e, tanto o presente estudo, quanto o trabalho de Fregeau [6] tratam de escoamento a Mach 0,4. Fregeau et al [6] utilizou o tipo *velocity-inlet* para definir a condição de entrada do fluido, o que em princípio parece um equívoco pois este tipo de função deve ser utilizada para escoamentos incompressíveis, conforme menciona a documentação do Fluent [25]. Já o trabalho do GSET-ITA [7] faz uso do tipo *pressure-inlet*, o qual mostra-se adequado para escoamentos compressíveis.

Assim, decidiu-se por testar ambas as opções para checar a validação. Para a primeira opção (*velocity-inlet*), calculou-se a velocidade axial do jato de entrada (*jet_in*) V , através da seguinte fórmula:

$$V = M(\gamma RT)^{0,5} \quad (3.1)$$

Para M (Mach) igual a 0,4, T igual a 300K e R igual 287 J/kg-K, obteve-se $V = 138,9$ m/s.

Fregeau [6] não utilizou um perfil constante de velocidade na entrada, mas sim um perfil de velocidade baseado na formulação de Munson et al [29], o qual pode ser definido através das seguintes expressões:

$$u/u_{\max} = (1-2y/d)^{1/n} \quad (3.2)$$

$$u_{\max} = (1+n)(2n+1)V / 2n^2 \quad (3.3)$$

$$n = 2,169 Re_{jet}^{0,103} \quad (3.4)$$

Onde, Re_{jet} é o número de Reynolds do jato de entrada, y é a distância na direção radial e V é velocidade média. A figura 3.6 mostra a distribuição de velocidade calculada.

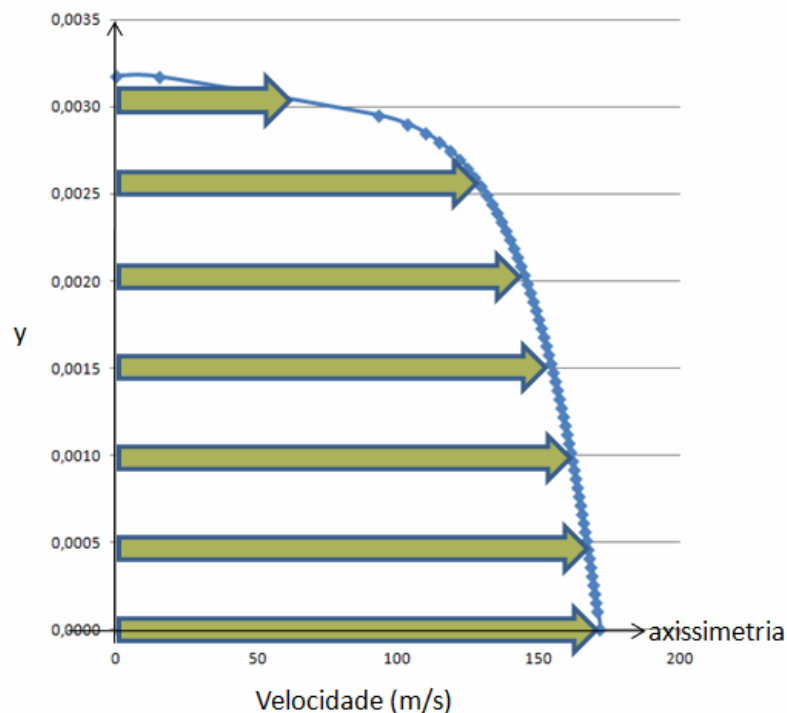


Figura 3.6 – Perfil de velocidade de entrada do jato calculado segundo a formulação de Munson et al [29]

Já para a segunda opção (condição de contorno tipo *pressure-inlet* do Fluent), uma vez que se conhecem tanto a velocidade de entrada, quanto a temperatura estática, foi calculada a pressão total do jato de entrada (*jet_in*), conforme a expressão abaixo:

$$\frac{p'_0 + p_{op}}{p'_s + p_{op}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (3.5)$$

Onde, p'_0 é a pressão total, p_{op} é a pressão operacional, p'_s é a pressão estática, M é o Mach do jato e, finalmente, γ é razão de calor específico.

A pressão total calculada foi 11.809 Pa, assumindo uma pressão operacional 101.325 Pa. A temperatura total utilizada foi 309,6 K, a qual é dada pela expressão abaixo:

$$T'o = TS(1 + 0,2M^2) \quad (3.6)$$

Onde, $T'o$ é a temperatura total e TS , a temperatura estática.

Em ambas as condições, foram consideradas a intensidade de turbulência de 5% e a razão entre viscosidade turbulenta e viscosidade molecular de 30, como entradas do Fluent.

O lábio da entrada (*lipskin*) de ar foi definido como uma parede a 280 K, constantes. A saída do ar (*jet_out*) foi definido como do tipo *pressure-outlet*, enquanto que as demais paredes foram consideradas adiabáticas. O eixo de simetria axial, eixo horizontal, foi caracterizado como do tipo *axis*.

Utilizou-se o *density-based* solver que tem sido considerado mais apropriado para os casos de fluidos compressíveis, quando se compara com o *pressure-based* solver. Foi selecionado o esquema Roe-FDS para o cálculo do fluxo convectivo.

Utilizou-se a temperatura de referência de 309,6 K, que é a temperatura total do jato de entrada.

3.3. O número de Nusselt como o parâmetro para a validação

Conforme foi explicado mais de uma vez, utilizaram-se os estudos de Fregeau et al [6] e de GSET [7] para validar o modelo e, também, os dados experimentais de Gardon et al [8]. Estas referências usam também uma placa plana como a superfície de impingimento do fluxo de ar, que é a mesma simplificação adotada neste trabalho.

O número de Nusselt foi escolhido como o parâmetro de comparação uma vez que proporciona a medida da transferência de calor por convecção forçada em uma superfície que, no nosso caso, é o lábio da entrada de ar do motor. Em outras palavras, o número de Nusselt é um adimensional que indica o gradiente de temperatura do fluido imediatamente em contato com a superfície.

Além disso, a correlação do número de Nusselt foi utilizada e está disponível em todos os trabalhos utilizados como referência, o que facilita deveras a comparação dos resultados.

Segundo Incropera et al [13], o número de Nusselt pode ser definido como:

$$\text{Nu} = \frac{h_{\text{eff}} L_{\text{ref}}}{k} \quad (3.7)$$

Onde h_{eff} é o coeficiente de convecção, L_{ref} é o comprimento característico (neste caso, é igual a 6,35 mm, o diâmetro do furo) e k é o coeficiente de condutividade térmica do meio em questão.

E,

$$h_{\text{eff}} = \frac{q}{T_{\text{wall}} - T_{\text{ref}}} \quad (3.8)$$

Onde, T_{wall} é a temperatura imposta na parede e T_{ref} é a temperatura de referência, a qual foi definida no Capítulo 3.2. O q é fluxo de calor local que impinge na parede, calculado pelo Fluent.

Pela definição do número de Nusselt fica fácil perceber que este deve ser calculado somente em paredes sólidas uma vez que ele é uma relação entre a temperatura no fluido em contato com a superfície e a temperatura de referência. É uma medida conveniente do coeficiente de transmissão de calor por convecção.

4. Resultados

4.1. Resultados do Fluent para furos cilíndricos

As análises feitas neste capítulo através do Fluent para furos perfeitamente cilíndricos, que é a geometria adotada pelas referências Fregeau et al [6], GSET [7] e Gardon et al [8], para a validação do modelo.

Primeiramente, utilizou-se o trabalho de Fregeau et al [6] como referência primária de validação, o qual possui as seguintes características:

- discretização de 1ª ordem
- modelo de turbulência Spalart-Allmaras
- condição de contorno para a entrada de ar utilizada foi o *velocity-inlet* com o perfil de velocidade baseado na formulação de Munson et al [29]

A figura 4.1 mostra a distribuição da temperatura total no volume de controle, a qual parece ser bastante consistente com o que se esperava do fenômeno físico. Apesar da temperatura total do jato ser de 309,6 K, o jato dentro do furo atinge a temperatura de, aproximadamente, 314,4 K por conta da transformação de parte da energia cinética em energia térmica (temperatura total) e também devido ao fato de o perfil de velocidade não ser uniforme.

Além disso, a figura 4.1 mostra a temperatura do jato diminuir com o distanciamento do furo e que a temperatura no lábio é maior na região de incidência do jato e diminuir com o afastamento deste ponto. A figura 4.2 mostra um detalhe do jato dentro do canal. Pode-se notar que o descolamento acontece quando na região onde o canal termina abruptamente.

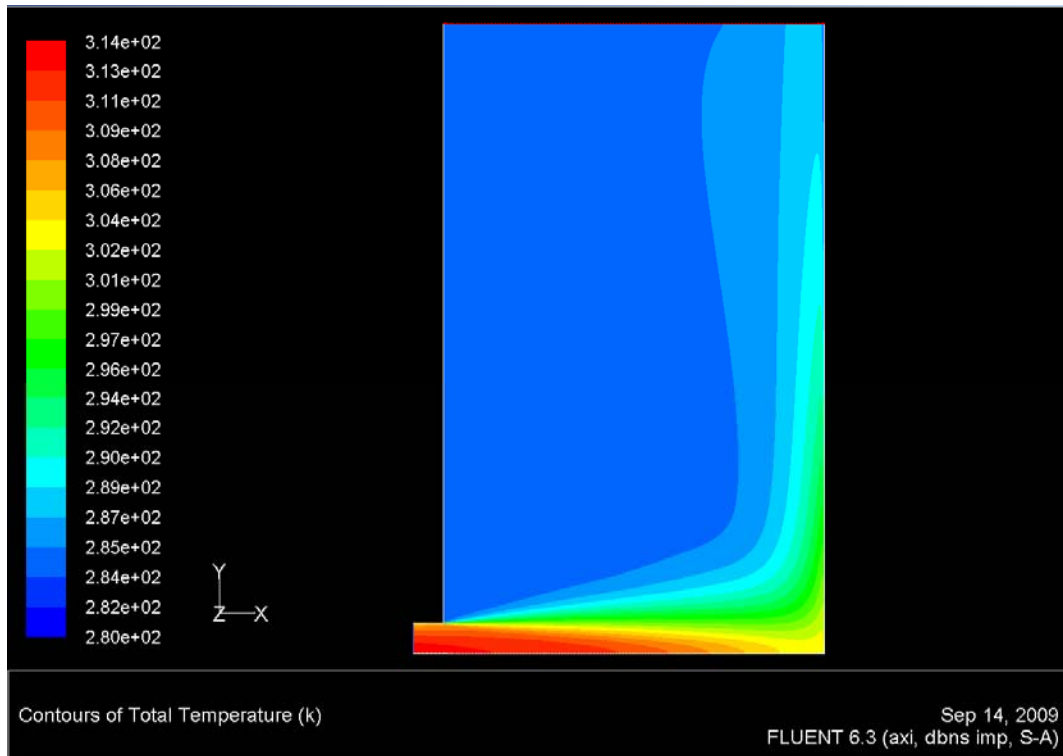


Figura 4.1 - Temperatura total no volume de controle

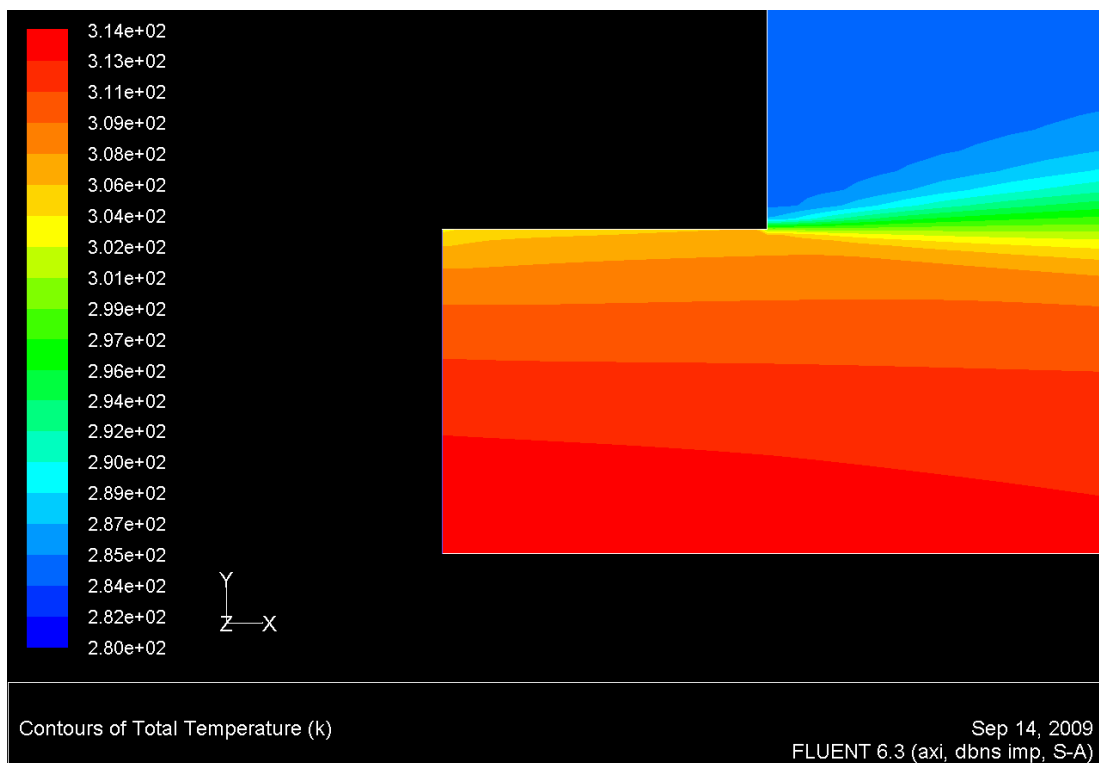


Figura 4.2 – Detalhe da distribuição de temperatura do jato de entrada

A figura 4.3, mostra a distribuição do contorno de Mach dentro do mesmo volume de controle. De uma forma geral, o gradiente de velocidades está bastante consistente com o esperado também.

O valor de Mach na entrada ultrapassa 0,4, pois ao utilizarmos o perfil de velocidade de Munson et al [29] e não um perfil médio de velocidade condizente com 0,4 de Mach, a velocidade máxima de entrada for de 171,44 m/s, que é equivalente a Mach igual a 0,49.

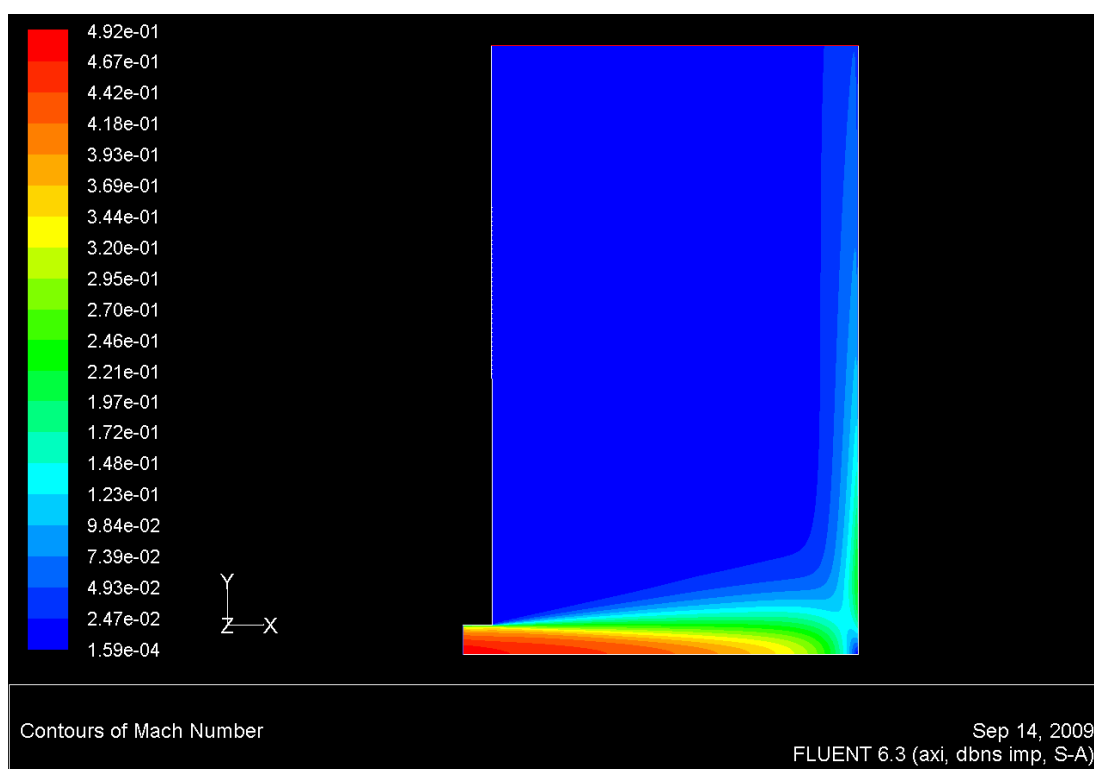


Figura 4.3 - Distribuição do contorno de Mach

Há um ponto de estagnação (velocidade do escoamento igual a zero) exatamente onde o jato incide no lábio da entrada de ar, conforme mostra a figura 4.4.

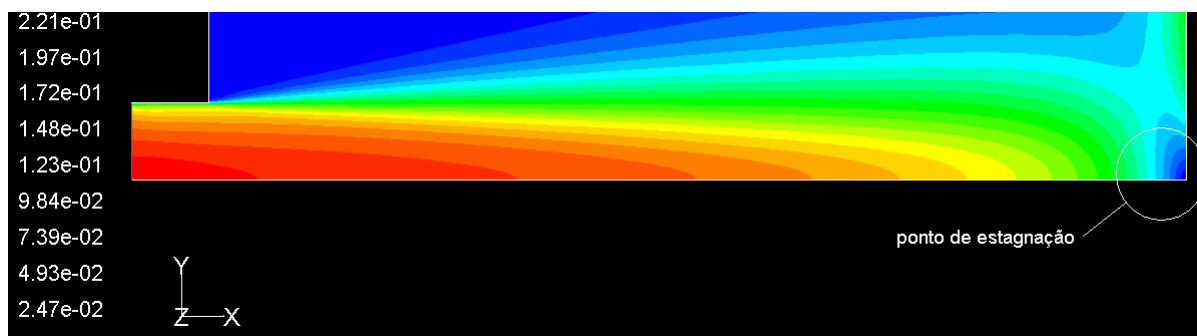


Figura 4.4 – Detalhe do ponto de estagnação

A figura 4.5 mostra a distribuição do número de Nusselt ao longo do lábio. Esta distribuição está relacionada com o gradiente de temperatura no lábio. Quanto mais longe do ponto de incidência, menor a temperatura. Pode-se notar que o ponto de maior troca de calor não é no centro do jato, conforme mostram as figuras 4.5 e 4.6.

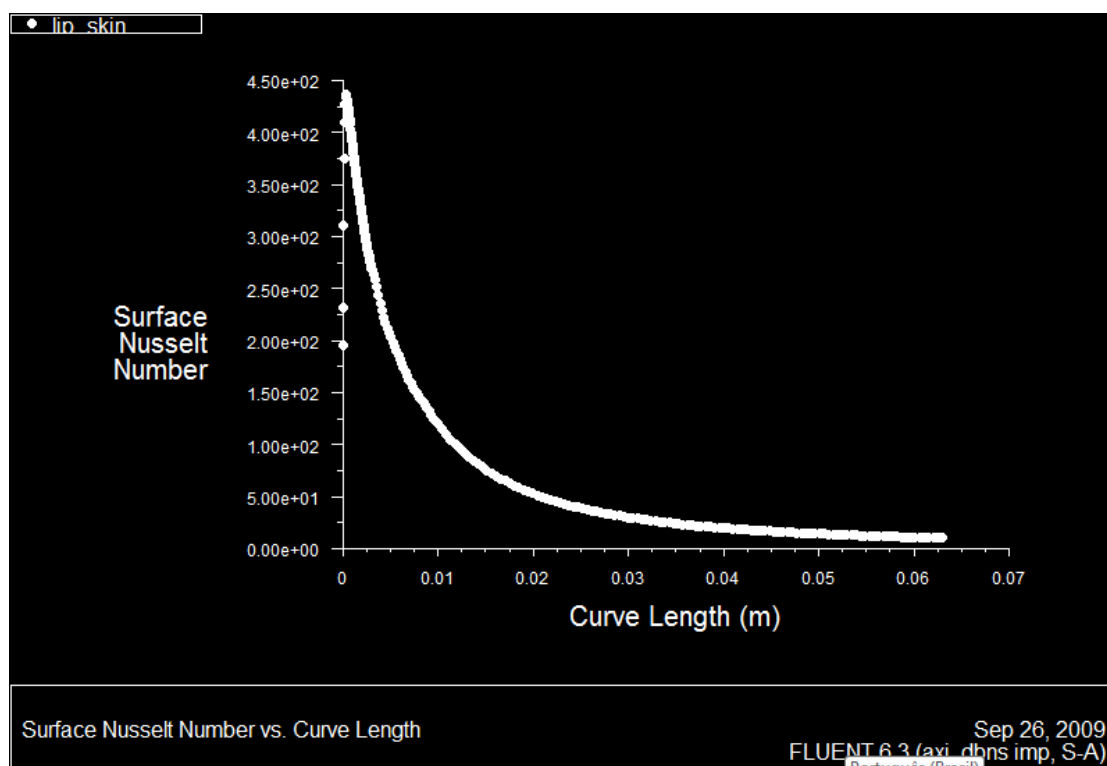


Figura 4.5 - Número de Nusselt no lábio com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras

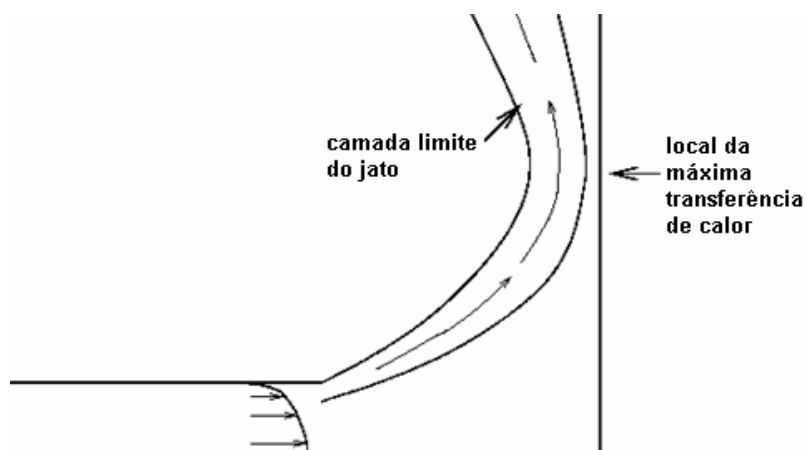


Figura 4.6 – Esquemático do jato

A figura 4.7 mostra as trajetórias das partículas. Pode-se notar que há uma grande recirculação do fluxo de ar. Os estudos de Olsson et al [22] e de Narayanan [23] mostram um comportamento semelhante das linhas de corrente (Ver figura 4.8).

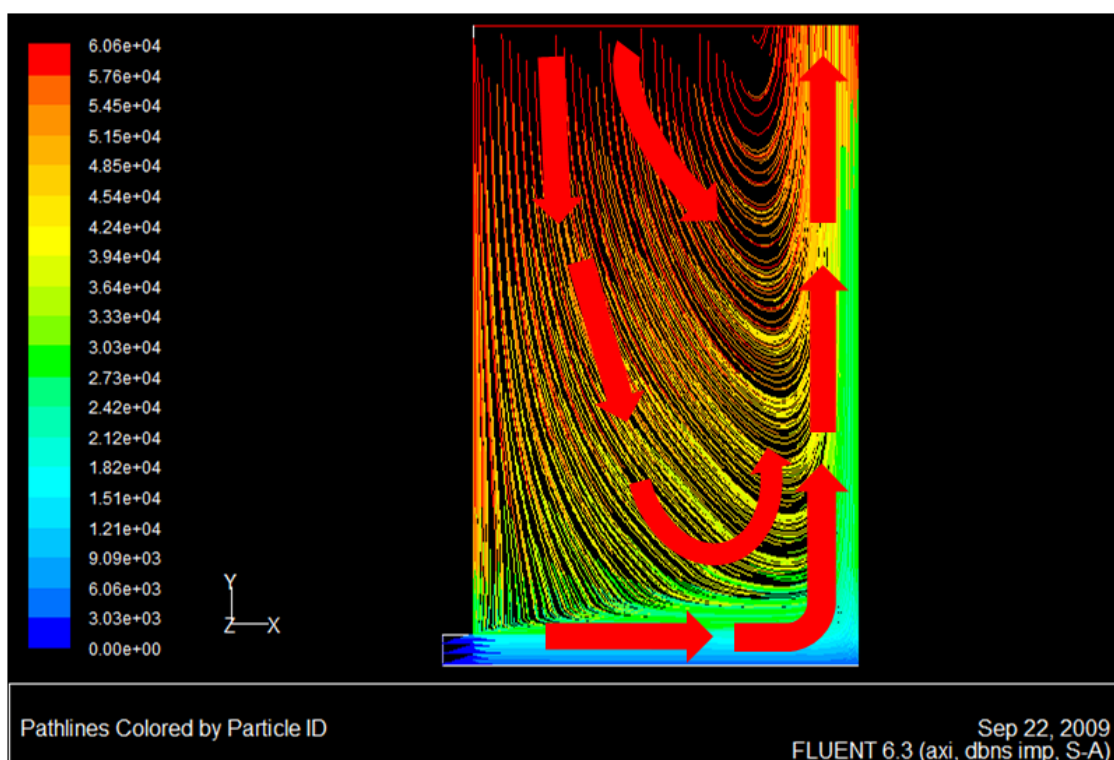


Figura 4.7 - Trajetória das partículas

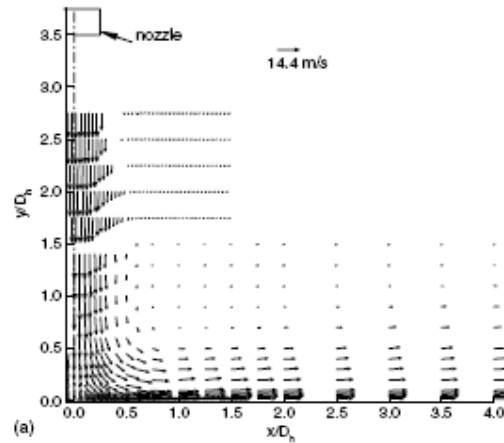


Figura 4.8 – Campo de velocidade média - Narayanan [23]

A figura 4.9 mostra a distribuição de y^+ no lábio. Conforme Zanoun et al [16], o y^+ é a distância adimensional utilizada em modelos de turbulência, conforme segue abaixo:

$$y^+ = \frac{y u^*}{\nu} \quad (4.1)$$

Onde, y é a distância da parede mais próxima, u^* é a velocidade de fricção (raiz da tensão cisalhante pela densidade) e ν é a viscosidade cinemática

Neste estudo, como a função de parede, utilizou-se a função do Fluent, *enhanced wall treatment* que capta os efeitos da camada limite, melhorando a qualidade da solução. A malha na região da parede externa do furo foi refinada de forma a atingir y^+ próximo a um ($y^+ \approx 1$).

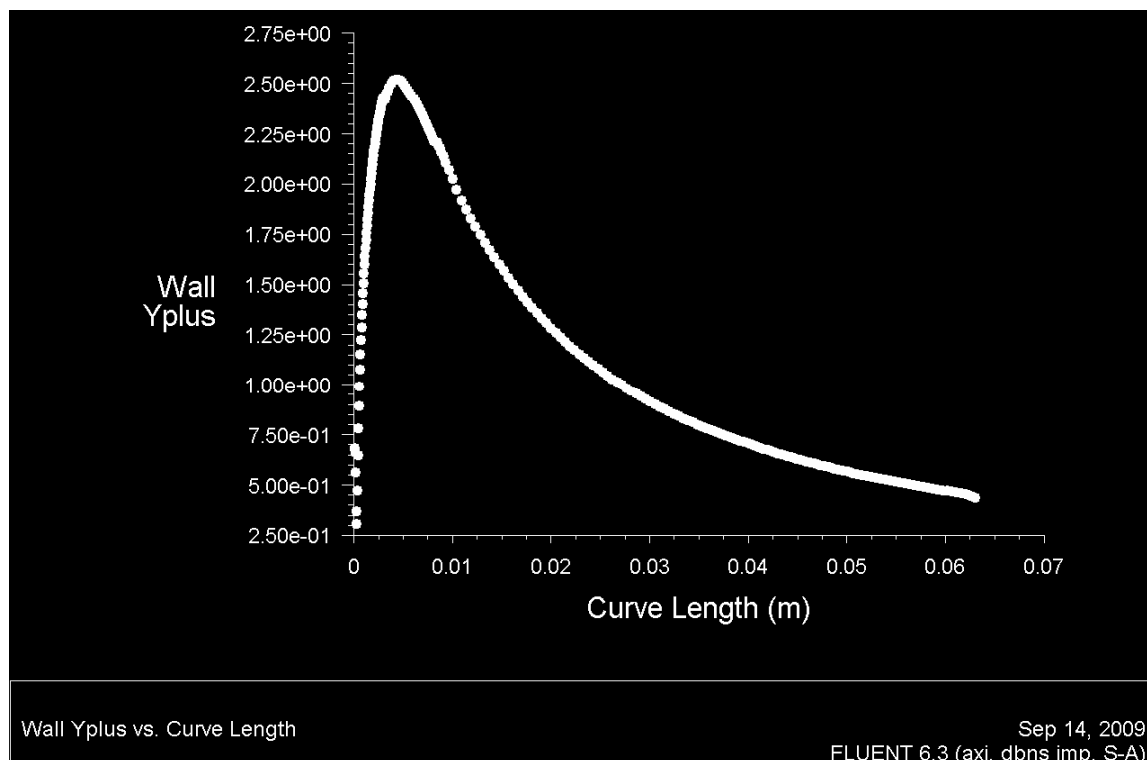


Figura 4.9 - Distribuição de Y^+ ao longo do lábio

Em seguida, repetiu-se a análise mudando o modelo de turbulência para o k-epsilon realizável e depois, também a condição de entrada do fluxo para *pressure-inlet*. Estas duas modificações tendem a prover resultados mais condizentes com o fenômeno físico, pois, como foi dito, o *velocity-inlet* não é adequado para estudos onde a compressibilidade é relevante.

De acordo com a documentação do Fluent [25], o modelo k-epsilon realizável, um modelo semi-empírico de duas equações, é mais adequado que o Spalart-Allmaras para estudos de geometria com simetria axial e nos quais há a transição de escoamentos canalizados para escoamentos livres, que é o caso estudado. Há, porém, problemas nas regiões de estagnação, o que será mostrado mais detalhadamente adiante.

A figura 4.10 mostra a distribuição de temperatura total e a distribuição de Nusselt ao longo do lábio da entrada de ar para os três casos (combinações Spalart-Allmaras/*velocity-inlet*, k-epsilon/*velocity-inlet* e k-epsilon/*pressure-inlet*) simulados.

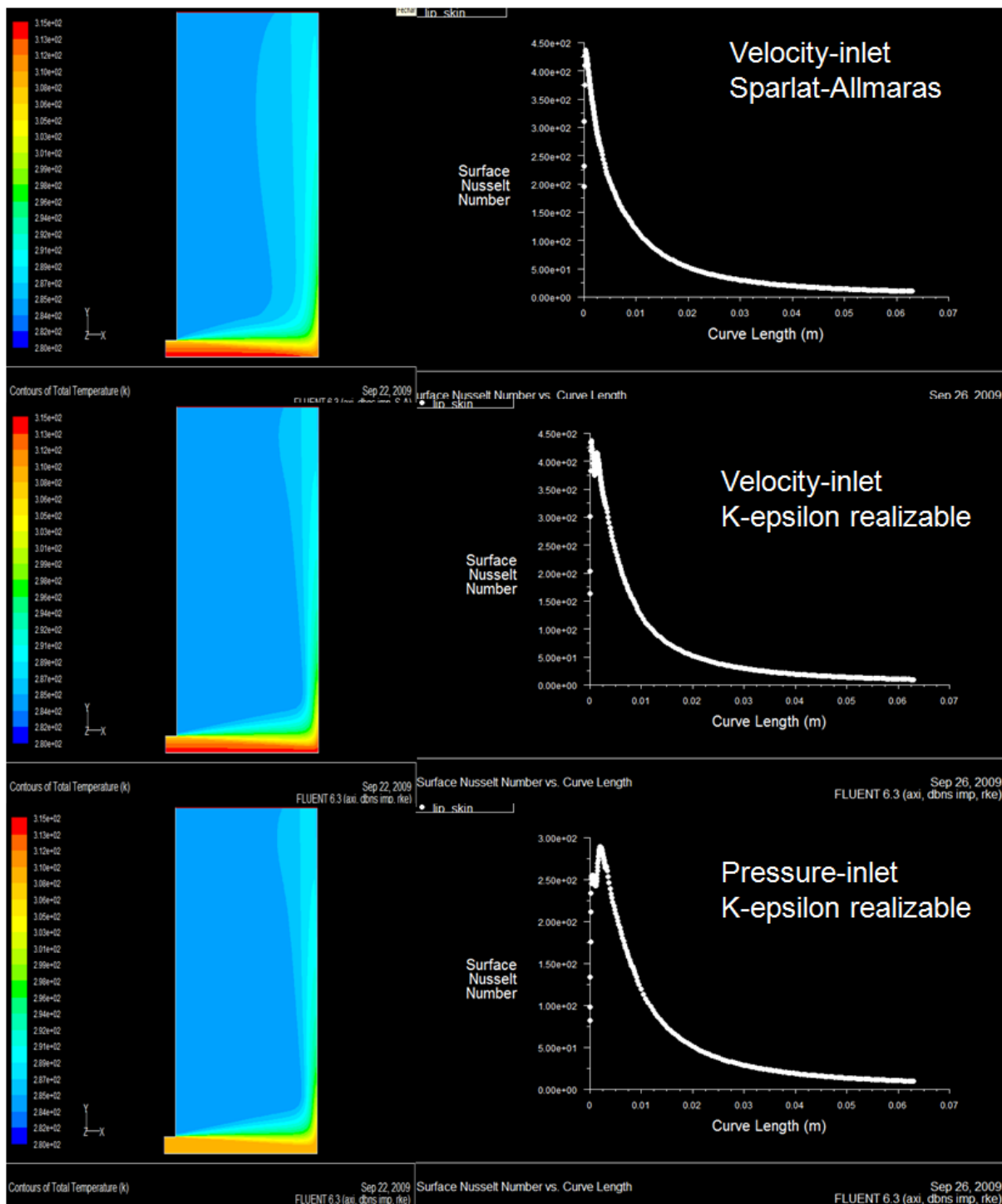


Figura 4.10 - Comparação da distribuição de Nusselt para as três combinações

O passo seguinte colocar as três distribuições em um mesmo gráfico e calcular o Nusselt médio para os três casos. Os resultados são mostrados na figura 4.11 e nas tabelas 4.1 e 4.2.

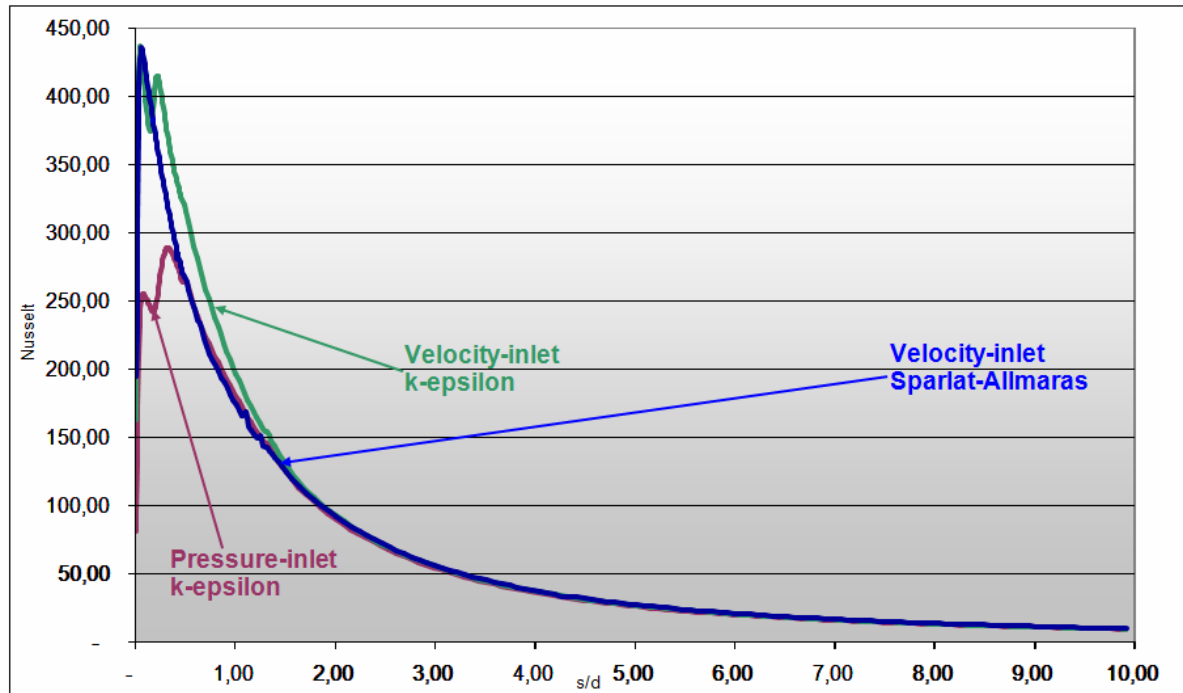


Figura 4.11 - Comparação da distribuição de Nusselt para as três combinações em um mesmo gráfico

Aplicando as correlações definidas por GSET [7] e Fregeau [6], conforme descrevem as fórmulas a seguir, para as determinações de Nusselt médio e de Nusselt máximo respectivamente, temos, para o nosso caso, os seguintes valores: Nu médio igual a 19,1 e Nu máximo de 123,1.

$$Nu_{ave} = A (Ma)^M \left(\frac{W}{d}\right)^N \left(\frac{H}{d}\right)^P \quad (4.2)$$

Onde, $A = 698.2152$; $M = 0.69916$; $N = -0.4264$ and $P = -0.9385$

E,

$$Nu_{max} = 0.282M^{0.49}(H/d)^{-1.69}(W/d)^{-0.856}\exp[9.14(H/d)^{0.034}(W/d)^{0.074}] - 3 \quad (4.3)$$

Tabela 4.1 - Nusselt médio para as três combinações

Condição	Nusselt médio	
	Valor	%
Correlação - GSET [7]	19,1	Referência
Velocity-inlet/Sparlat-Allmaras	27,7	45,0%
Velocity-inlet/k-epsilon	27,9	46,1%
Pressure-inlet/k-epsilon	26,8	40,3%

Tabela 4.2 - Nusselt máximo para as três combinações

Condição	Nusselt máximo	
	Valor	%
Correlação - Fregeau [6]	123,1	Referência
Velocity-inlet/Sparlat-Allmaras	436,4	254,5%
Velocity-inlet/k-epsilon	436,9	254,9%
Pressure-inlet/k-epsilon	289,3	135,0%

Pelo que foi explanado a respeito das comparações entre os modelos de turbulência (k-epsilon realizável vs Sparlat-Allmaras) e também a respeito do tipo de condição de entrada (*velocity-inlet* vs *pressure-inlet*), mais os dados fornecidos nas tabelas 4.1 e 4.2, decidiu-se prosseguir os estudos utilizando-se *pressure-inlet* e k-epsilon realizável.

Vale ressaltar que o Nusselt médio foi obtido integrando-se a distribuição do número de Nusselt ao longo dos 360°. A figura 4.12 mostra mais detalhes de como esta integração foi feita.

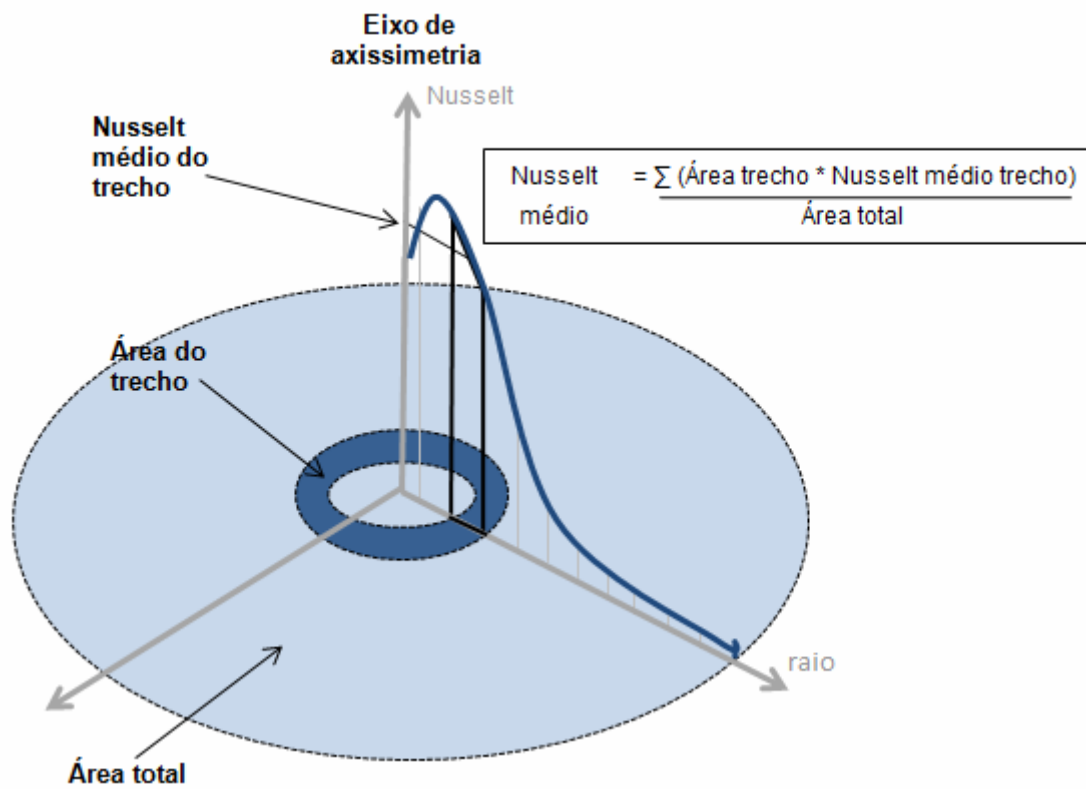


Figura 4.12 – Esquema de integração do número de Nusselt

4.2. Comparando os resultados obtidos com as referências

A figura 4.13 mostra a comparação do número de Nusselt calculado no capítulo 4.1 com os trabalhos de outros pesquisadores. O modelo apresenta um número de Nusselt maior que os demais na região de incidência do jato. Com o distanciamento deste ponto, os formatos das curvas são bem semelhantes. Além disso, integrando-se o número de Nusselt ao longo do lábio da entrada de ar, encontra-se o valor médio de 26,8 que é apenas 8,2% menor que o valor achado por Gordon [8] conforme mostra a tabela 4.3. Vale salientar que, comparar o número de Nusselt com os dados experimentais, é o procedimento adotado por vários outros autores, entre eles Fregeau [6], e GSET [7], para validar os seus modelos.

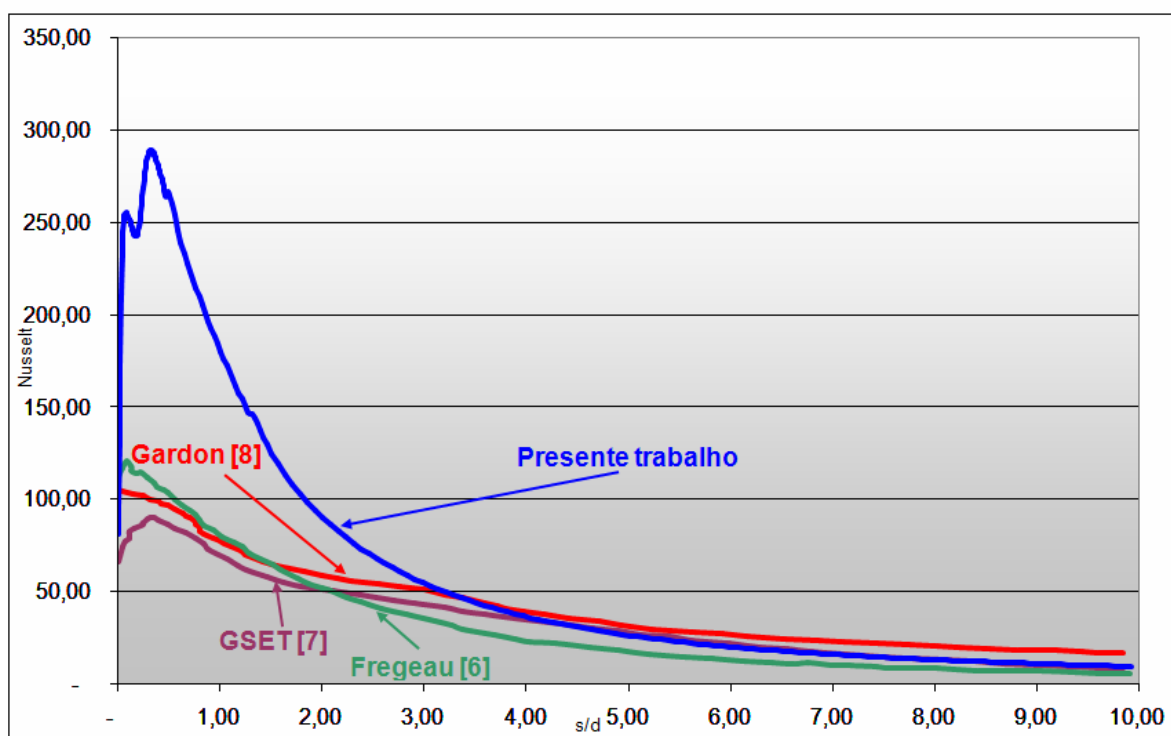


Figura 4.13 - Gráfico comparativo do número de Nusselt

Tabela 4.3 - Valores médios de Nusselt – Presente trabalho, Gardon [8], GSET [7] e Fregeau [6]

Nusselt médio		
Condição	Valor	%
Gardon et al [8]	29,22	Referência
Presente trabalho	26,80	-8,2%
GSET [7]	23,10	-21,0%
Fregeau [6]	16,99	-41,9%

Conforme mencionam GSET [7] e Bell [30], o modelo de turbulência k-epsilon realizável superestima o número de Nusselt de 30% a 170% na região de estagnação, uma vez que produz uma geração espúria de energia cinética na região onde o jato incide. A figura 4.14 mostra a variação do valor do número de Nusselt máximo com a variação do y^+ no lábio da entrada de ar. Aumentando-se o y^+ , diminui-se o Nusselt máximo. O GSET [7] obteve resultados semelhantes.

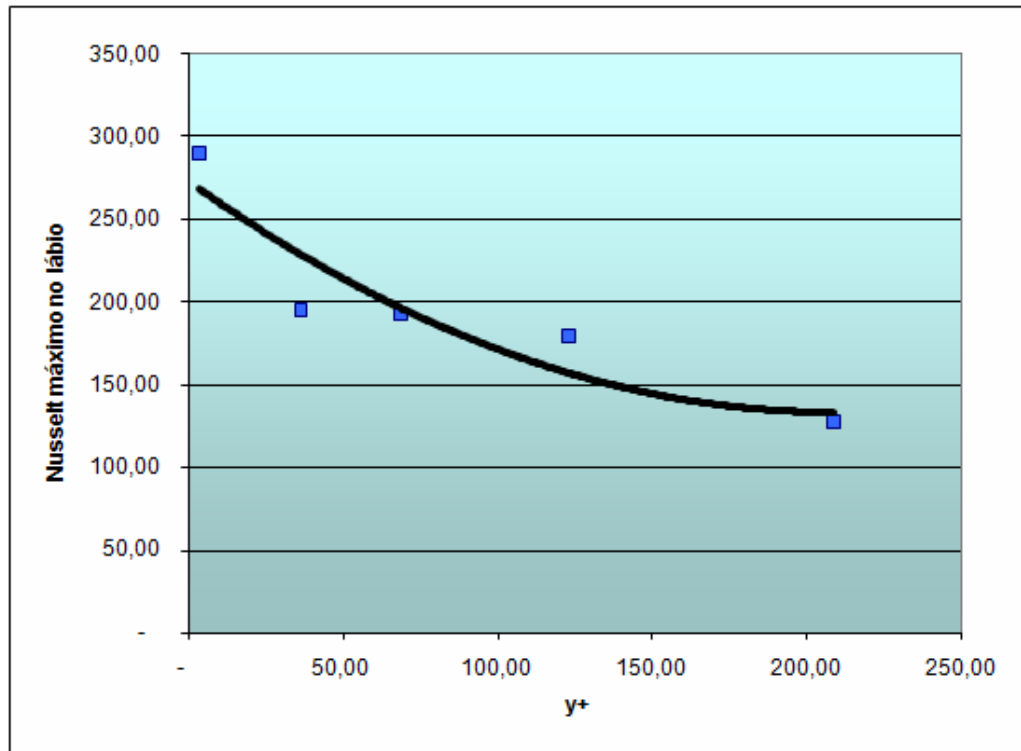


Figura 4.14 - Nusselt máximo versus y^+ no lábio da entrada de ar

O Fluent [25] recomenda que, em se usando o *enhanced wall treatment*, deve-se obter y^+ próximo de um (1), sendo, entretanto, aceitáveis valores até 5. No nosso estudo, o maior y^+ encontrado foi 3,5.

Apesar deste efeito na região de estagnação do jato, o Nusselt médio mostra-se bastante adequado e considera-se o presente modelo validado.

Apenas ressaltando, além das relações geométricas e condições de contorno informadas na tabela 3.2, todas as análises seguintes consideraram os seguintes parâmetros:

- modelo de turbulência k-epsilon realizável
- y^+ no lábio < 5
- condição de contorno do jato do tipo *pressure-inlet*
- solver *density-based*
- *enhanced wall treatment*

4.3. Variando o ângulo dos furos do *piccolo* tubo

Com o modelo validado, partiu-se para a variação do ângulo do furo do *piccolo* para avaliar se a conicidade influencia de forma significativa a distribuição do número de Nusselt ao longo do lábio. O ângulo foi aumentado até 30° , com incrementos de 10° .

Primeiramente, mudaram-se as malhas para representar as conicidades de interesse. Foram mudadas as regiões de entrada do fluxo de ar quente, conforme mostra a figura 4.15.

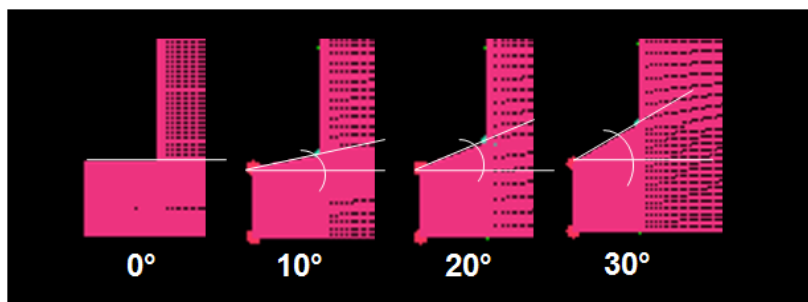


Figura 4.15 – Detalhe da variação da geometria do furo do *piccolo*

Ressalta-se que as análises de CFD foram feitas mantendo-se todas as condições de contorno do modelo validado do furo cilíndrico, de forma a garantir a representatividade e manter a coerência entre os modelos.

Para exemplificar, as figuras 4.16 e 4.17 mostram a malha para o ângulo de 10° em detalhes. O mesmo procedimento foi feito nas demais malhas.

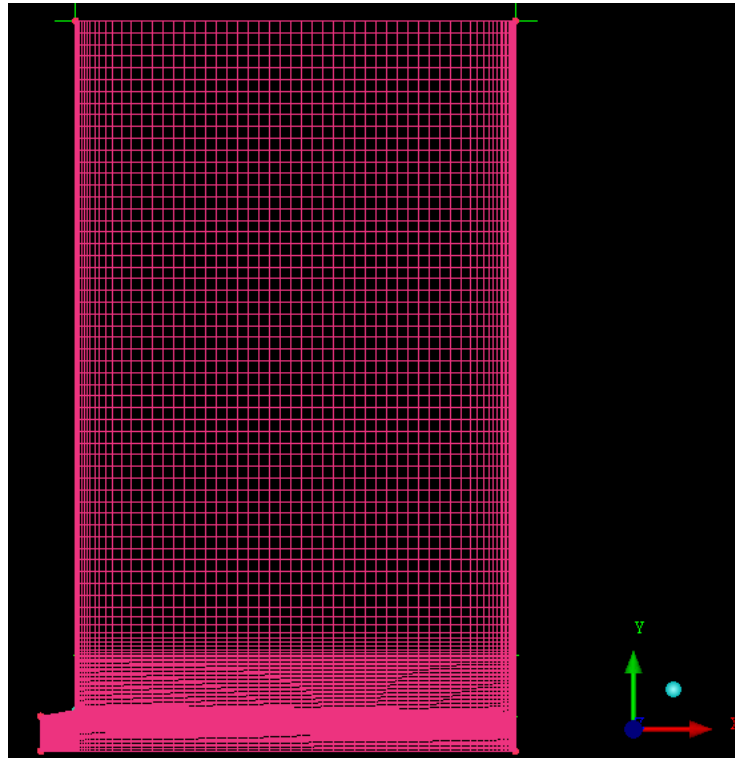


Figura 4.16 - Malha com ângulo do furo de 10°

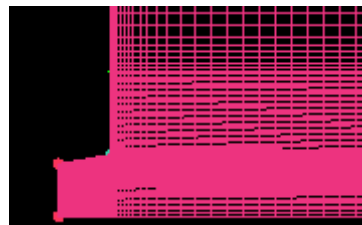


Figura 4.17 - Detalhe do furo de 10° com a malha refinada na parede interna do furo

A figura 4.18 mostra a distribuição de temperatura do jato no domínio estudado para os quatro casos. Assim como no caso do furo cilíndrico, a temperatura diminui ao se afastar do furo devido à mistura do ar quente com o ar frio. A temperatura no lábio diminui com o afastamento do ponto de estagnação. As distribuições são bem semelhantes.

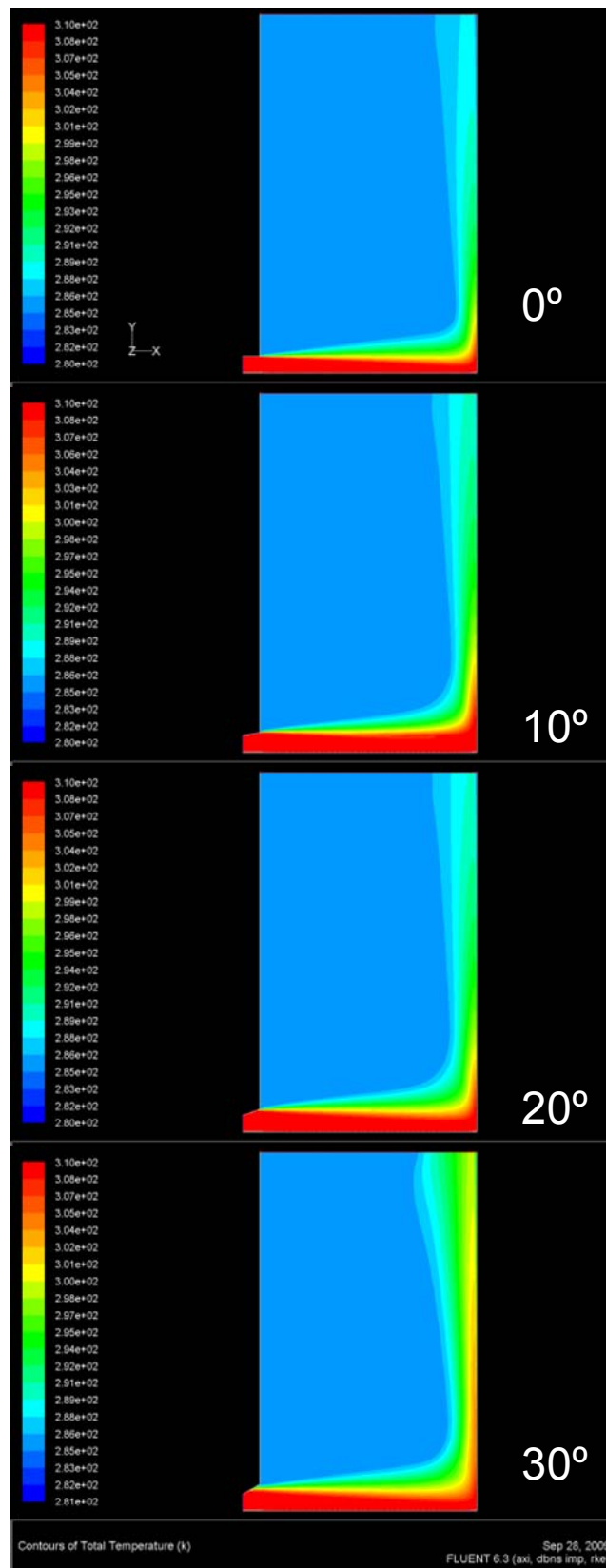


Figura 4.18 - Distribuição de temperatura total – 0°, 10°, 20° e 30°

A figura 4.19 mostra o contorno de Mach para o furo com conicidade de 10° . Como pode-se notar, a distribuição de velocidades é bastante parecida com o do furo cilíndrico. A velocidade atinge Mach 0,8 na região onde se inicia a rampa. A velocidade diminui com o distanciamento da entrada da mesma.

Como no caso do furo cilíndrico, há, também, o ponto de estagnação na região onde o jato de ar quente incide no lábio da entrada de ar.

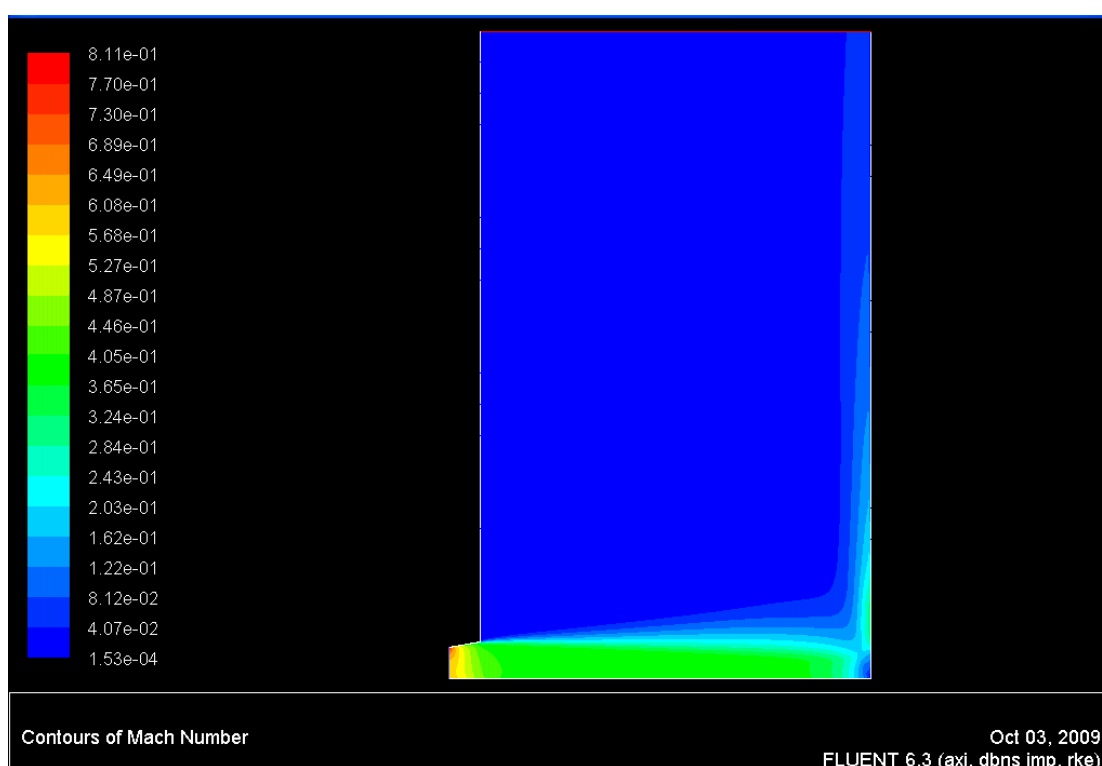


Figura 4.19 – Contorno de Mach – 10°

A figura 4.20 mostra a distribuição da energia cinética de turbulência para os quatro casos. Os perfis são bem parecidos.

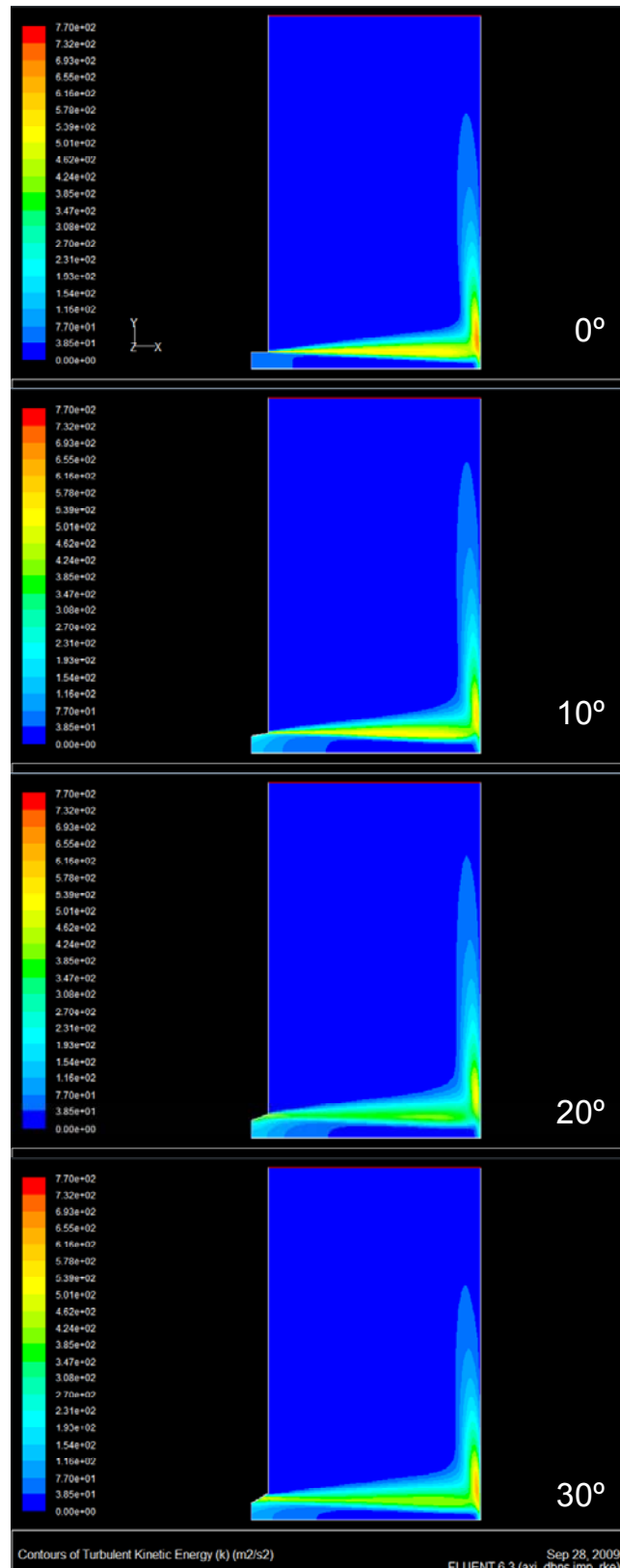


Figura 4.20 - Turbulência – Energia Cinética – 0°, 10°, 20° e 30°

Comparando-se a distribuição do número de Nusselt dos furos de 10°, 20° e 30° com a do furo cilíndrico, nota-se que são bem semelhantes, conforme mostra a figura 4.21, a seguir. As diferenças entre o Nusselt máximos estão relacionados com pequenas diferenças do valor de y^+ no lábio.

Porém, quanto mais se afasta desta região, as distribuições de Nusselt passam a ficar bastante parecidas. Nota-se que quanto maior o ângulo do furo, maior o valor do Nusselt ao longo do lábio. Vale salientar que para sistemas de anti-gelo, o ideal seria que a temperatura fosse constante e igualmente distribuída ao longo do lábio. Entretanto, uma vez que a realidade não é essa, o fator importante passa a ser a curva de decaimento do número de Nusselt com a distância do ponto de incidência. Há, em tese, desperdício de energia na região de pico de Nusselt.

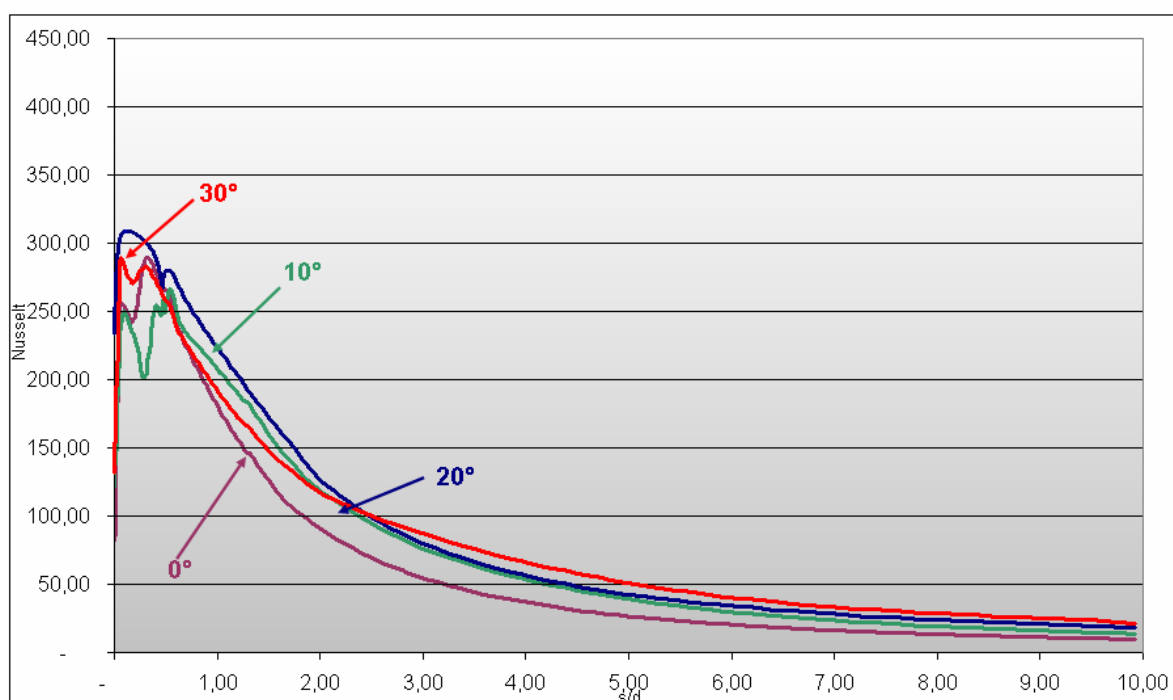


Figura 4.21 - Comparativo do Nusselt – Cilíndrico, 10°, 20° e 30°

Em seguida, integraram-se as distribuições do número de Nusselt nos 360° do furo, para todos os casos. Os valores obtidos são mostrados na tabela 4.4. Pode-se notar que há uma relação direta entre o aumento da conicidade e o aumento do Nusselt médio. Este fato está relacionado com o efeito *spray* do calor que a conicidade proporciona, facilitando o aparecimento da componente radial da velocidade o que aumenta a troca de calor com o lábio. As figuras 4.22 e 4.23 mostram o efeito *spray* na temperatura, para os ângulos de 0° e 30°, respectivamente.

Tabela 4.4 - Comparativo do Nusselt – Cilíndrico, 10°, 20° e 30°

Condição	Nusselt médio	
	Valor	%
0°	26,8	Referência
10°	36,6	37,0%
20°	41,1	53,4%
30°	46,6	74,0%

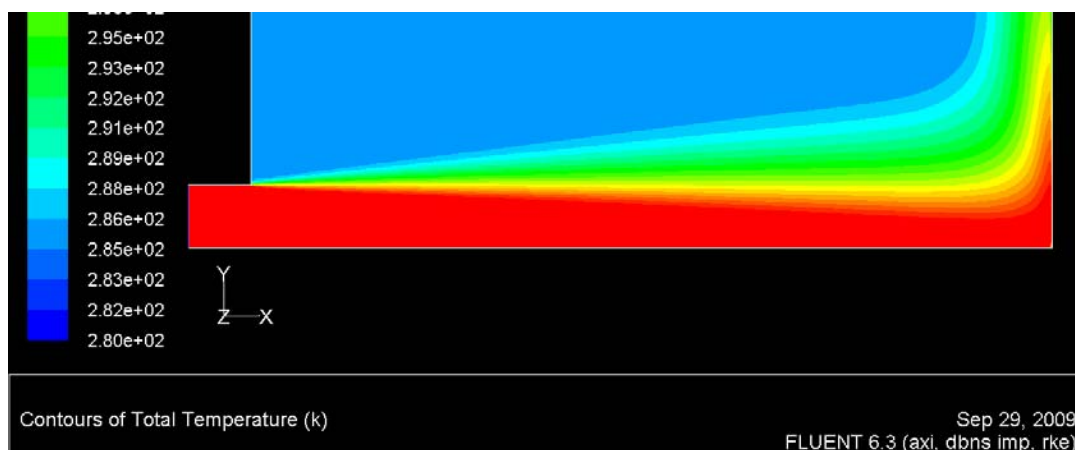


Figura 4.22 – Distribuição da temperatura – 0°

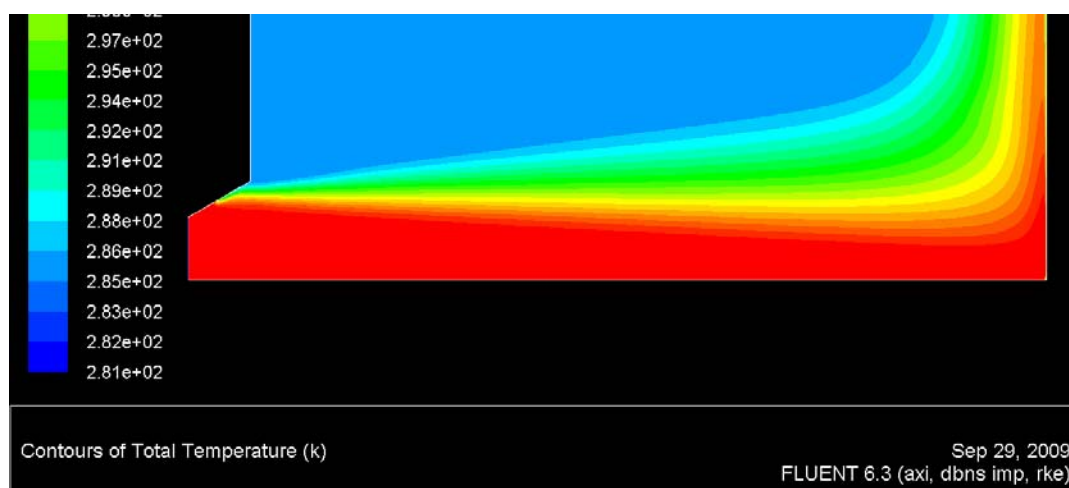


Figura 4.23 - Distribuição da temperatura – 30°

A figura 4.24 mostra que há um aumento na componente radial da velocidade, com o aumento do ângulo.

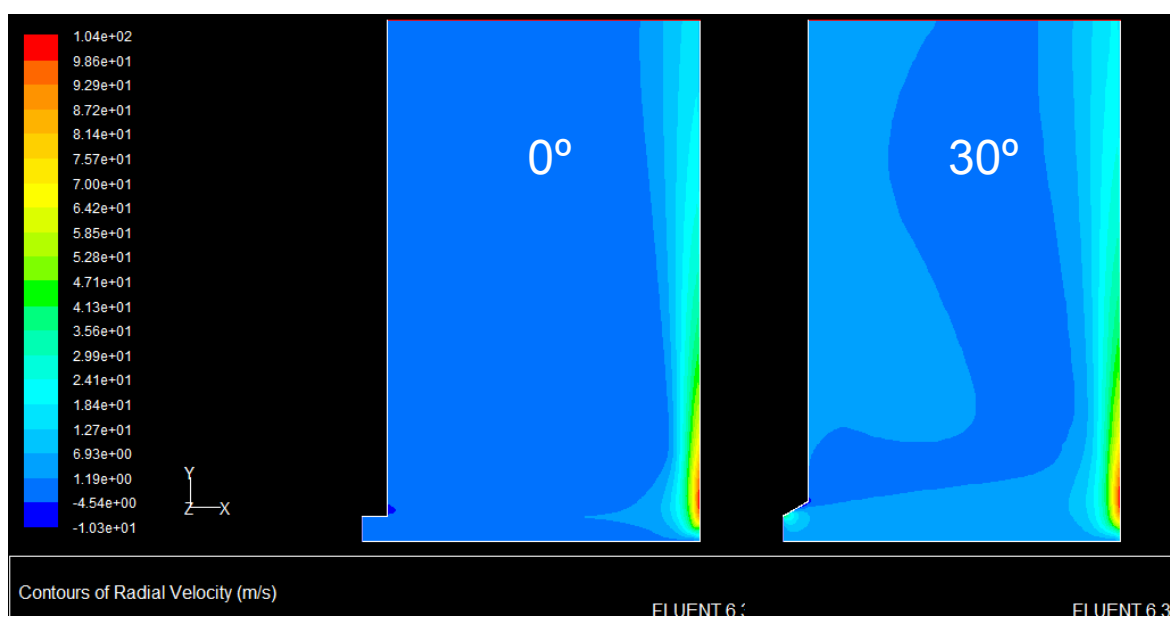


Figura 4.24 – Comparação da componente radial da velocidade – 0° e 30°

Pôde-se concluir, então, que a conicidade não prejudica a distribuição de Nusselt no lábio da entrada de ar. Pelo contrário, tende a aumentar o valor do mesmo.

Notou-se que o jato se descola ainda dentro do furo, só que mais próximo de onde o jato sai, com o aumento da conicidade. A figura 4.25 mostra que a camada limite começa a se descolar, onde há a inversão do sentido da velocidade do fluxo de ar.

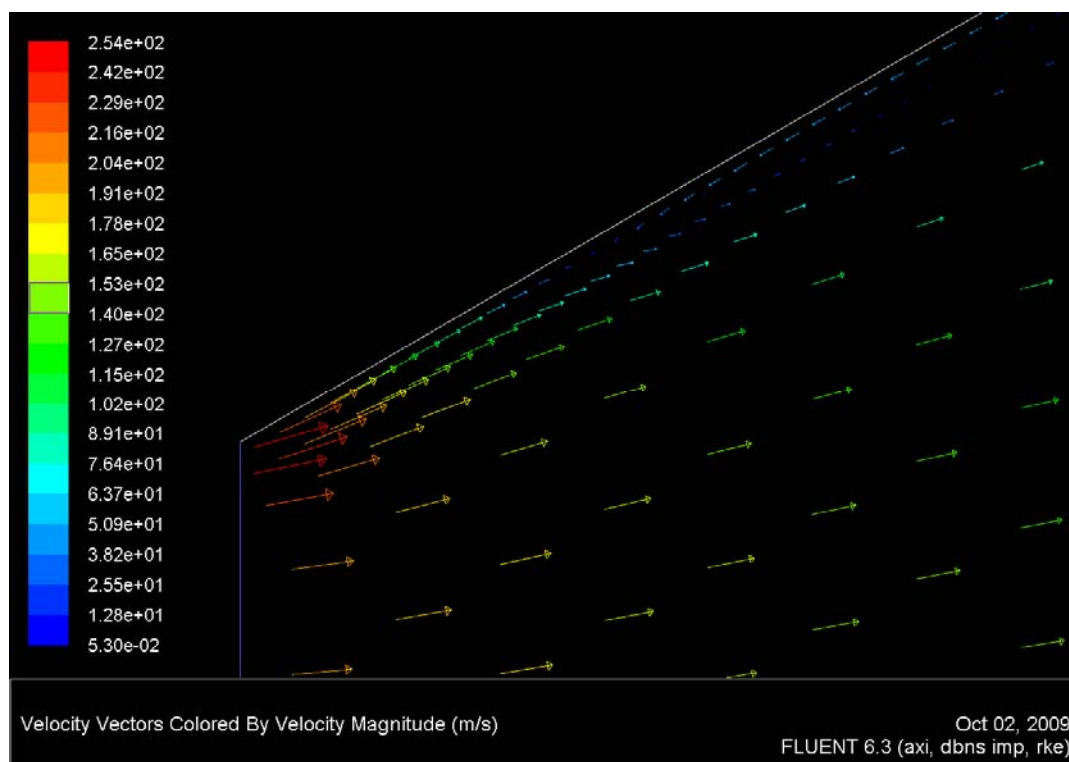


Figura 4.25 - Detalhe do furo – 30°

Inversão da direção da velocidade, denotando descolamento

Conforme explicam Soares et al [18], Törnblom [19] e Marquillie et al [20] em seus trabalhos, o descolamento da camada limite está relacionado com a desaceleração (e, eventualmente, com a reversão) do fluxo próximo da parede sólida, formando uma região de recirculação. Este é um fenômeno típico de escoamentos dentro de tubos divergentes ou difusores (Figura 4.26).

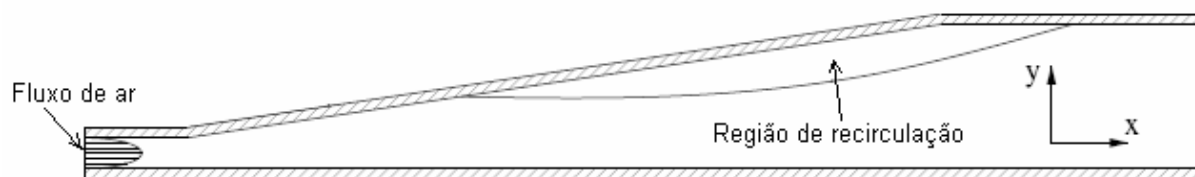


Figura 4.26 - Típica região de recirculação em difusores

Ainda segundo Törnblom [19], há dois grupos ou tipos de descolamento, dependendo da origem do mesmo. O primeiro tipo está associado com a mudança abrupta da geometria do canal que é o caso mostrado na figura 4.2. O descolamento do fluxo acontece quando do fim do canal por onde passa o fluxo de ar. Apenas como curiosidade, para não haver descolamento neste exemplo, a aceleração do fluido deveria ser extremamente alta.

O segundo tipo de descolamento está relacionado com o balanço entre gradiente adverso de pressão, que é o aumento de pressão estática no sentido do escoamento, e a inércia do fluido. A quantidade de movimento do fluido dentro da camada limite é insuficiente para transportar os elementos de fluido para regiões nas quais a pressão é maior, levando o fluido ao repouso e, por fim, gerando o descolamento do mesmo.

A figura 4.27, mostra um detalhe do gradiente de pressão estática para o furo de 30° .

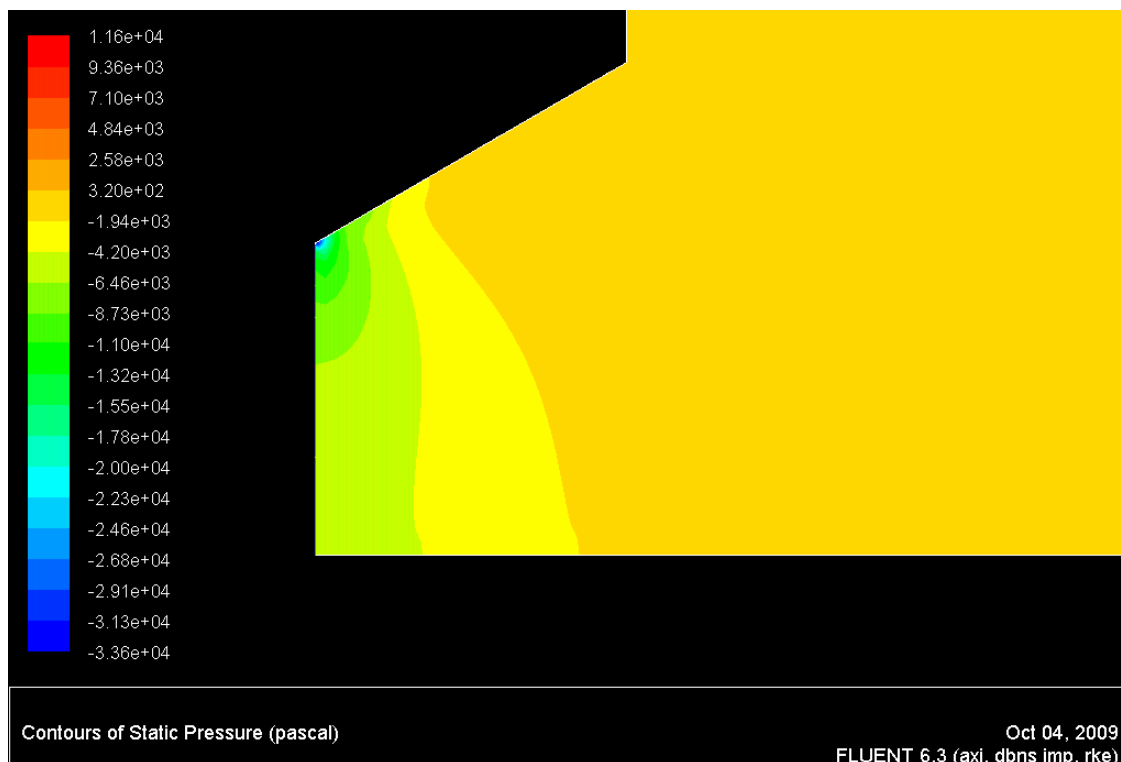


Figura 4.27 - Gradiente de pressão estática - 30°

A diferença entre os quatro cenários está na localização do ponto de descolamento do escoamento dentro dos furos. Quanto maior a conicidade, mais próximo do local da entrada do jato acontece o descolamento. Este fenômeno, que foi explicado anteriormente, está associado com o aumento da pressão estática dentro do canal.

A figura 4.28 mostra a distribuição da pressão estática para os furos cilíndrico, de 10°, de 20° e de 30° ao longo da parede externa dos furos. É nítido o aumento do gradiente com a conicidade.

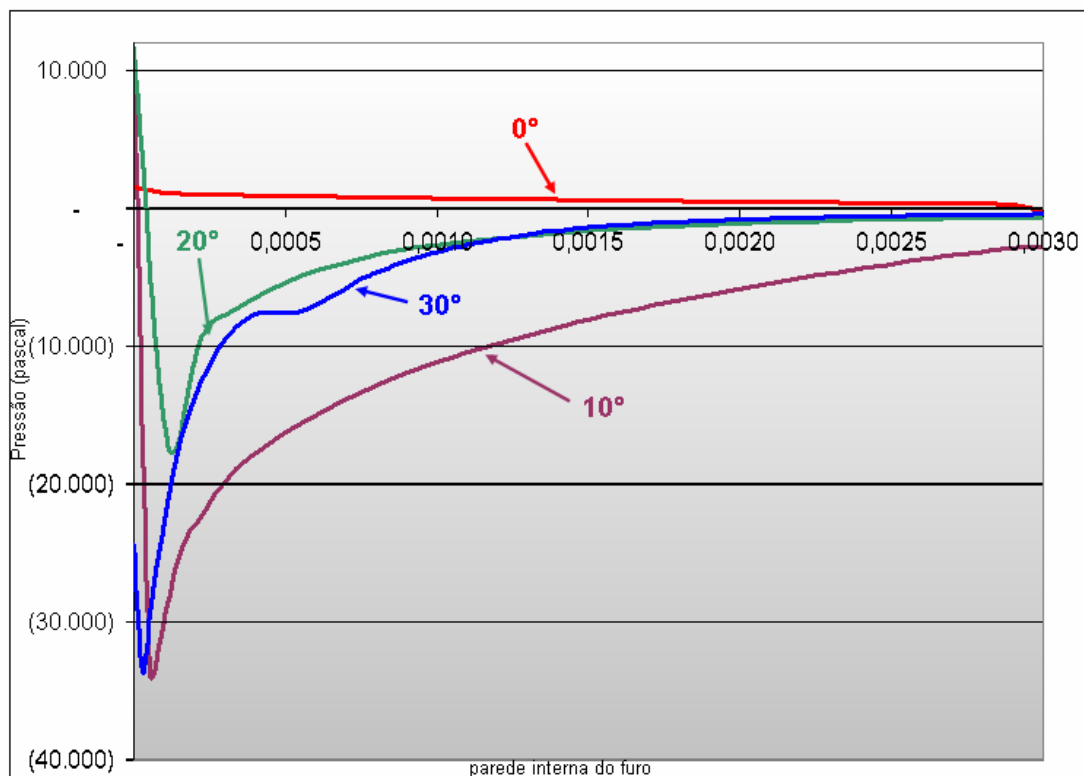


Figura 4.28 - Distribuição de pressão estáticas para os furos cilíndrico, de 10°, de 20° e de 30° ao longo da parede do furo do *piccolo* tubo

Vale salientar que, a fim de garantir que os pontos de descolamento do escoamento não estivessem relacionados com a qualidade da malha, refinaram-se as malhas na região da parede onde os descolamentos aconteciam e percebeu-se que os mesmos permaneciam, independentemente do refinamento.

5. Análises complementares

5.1 Análise da influência da discretização espacial

Um estudo complementar foi a análise do impacto da ordem (primeira ou segunda) de discretização espacial nos resultados. Como mostra a figura 5.1, há uma pequena influência na região de incidência do jato apenas. Ao se distanciar desta região, as curvas ficam coincidentes, com pouco impacto no valor do Nusselt médio. Este estudo foi feito apenas para o caso do furo cilíndrico.

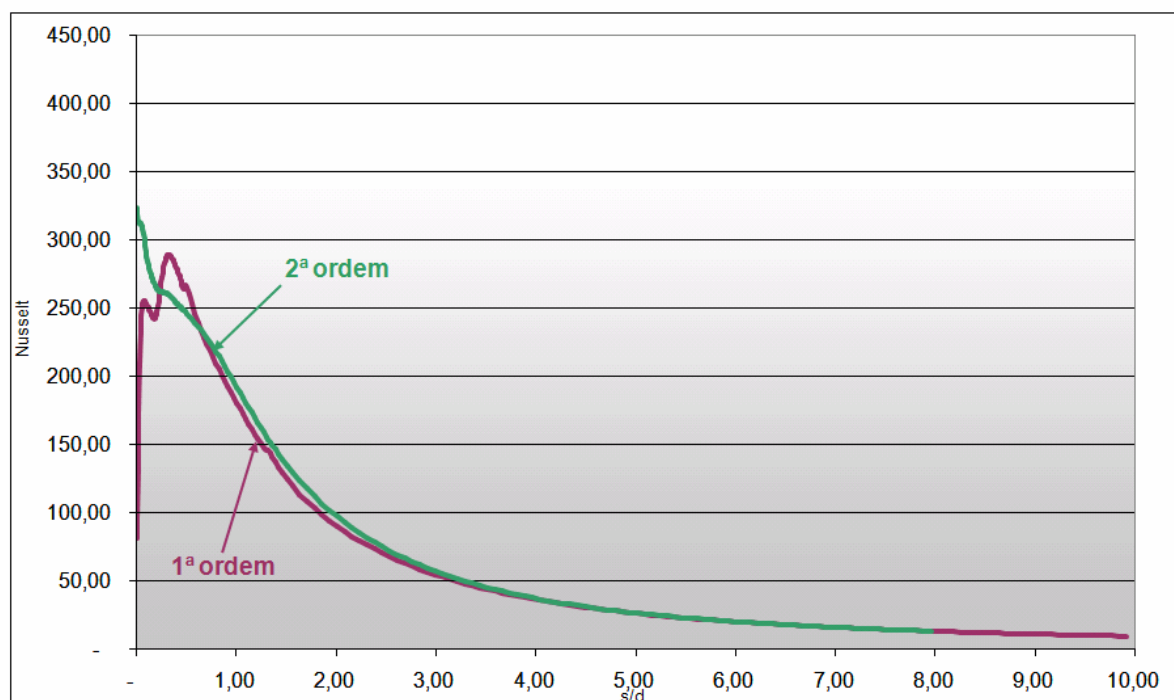


Figura 5.1 – Comparativo entre primeira e segunda ordem de discretização espacial – 0°

5.2 Análise da influência da intensidade de turbulência

Analisou-se, também, a influência da intensidade de turbulência no número de Nusselt no lábio da entrada de ar. A figura 5.2 mostra que as curvas são praticamente coincidentes, sobrepostas. Esta comparação foi feita apenas para o furo cilíndrico, também. Não se espera um comportamento diferente para os furos cônicos.

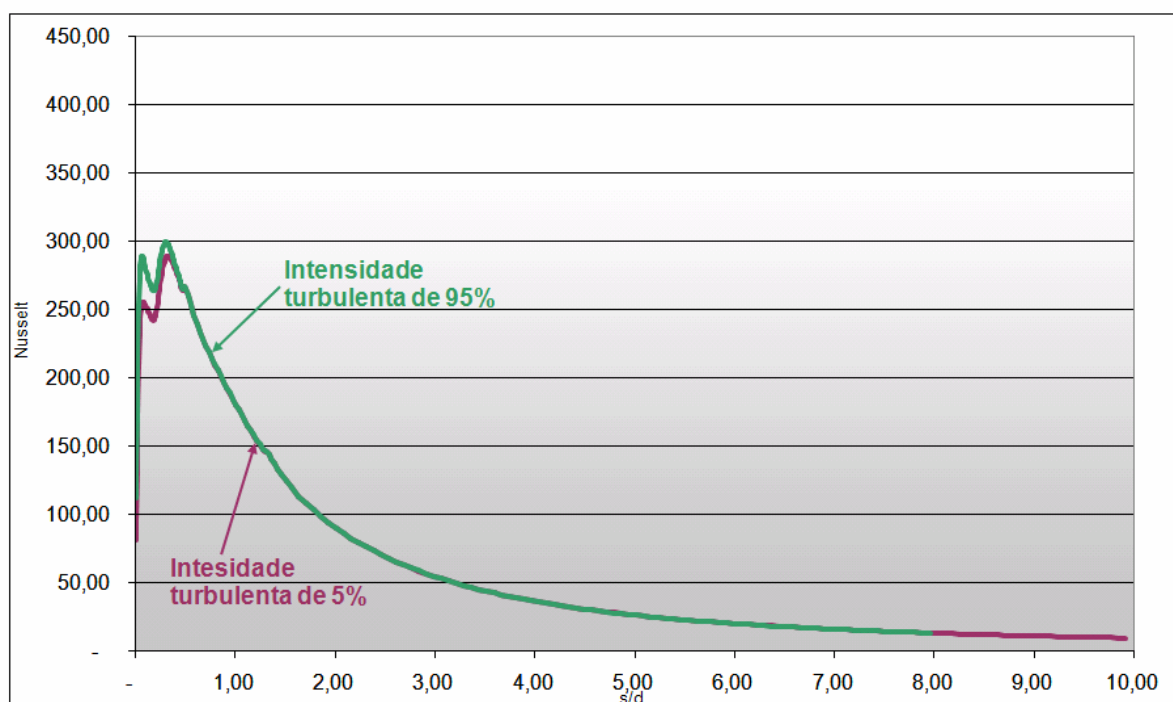


Figura 5.2 – Comparativo entre intensidade de turbulência 5% e 95% para o furo cilíndrico

5.3 Análise da influência da velocidade do jato de entrada

Todos os estudos, até agora feitos, tiveram como condição de contorno na entrada Mach igual a 0,4, que foi o mesmo parâmetro utilizado pelos estudos referenciados na validação. Entretanto, nas aplicações reais, o fluxo de ar muitas vezes atinge Mach igual a um (fluxo crítico) ao passar pelo furo.

Conforme explica Anderson [24], quando um fluxo de fluido compressível com altas temperatura e pressão passam por uma restrição (furo, orifício, etc) para um ambiente com pressão menor, a velocidade na garganta (no nosso estudo, no furo) atinge Mach igual a 1. Este é o caso dos sistemas de anti-gelo que utilizam o *piccolo* tubo.

Desta forma, decidiu-se checar se, ao aumentar o fluxo de ar de Mach 0,4 para Mach 1,0, o efeito da conicidade seria semelhante ao encontrado no capítulo 4.

O passo seguinte foi, tanto para o furo cilíndrico, quanto para o furo de 30°, mudar a condição de entrada do fluxo de ar para Mach igual a um, que é equivalente a uma pressão de 90.476,05 Pa e a uma temperatura total de 360 K (ver equações 3.5 e 3.6), obter os resultados, comparar a distribuição do número de Nusselt ao longo do lábio da entrada ar e calcular o valor médio de Nusselt para ambos os casos.

As figuras 5.3, 5.4, 5.5, 5.6, 5.7, 5.8 e 5.9 mostram os resultados locais, enquanto que a tabela 4.1 mostra o resultado médio. O número de Nusselt é bem maior que o de Mach 0,4. Conforme demonstra Kadem et al [12] em seus estudos, o aumento no número de Reynolds, que é diretamente proporcional à velocidade, leva a um aumento da transferência de calor e, por consequência, do número de Nusselt, embasando os dados encontrados no presente estudo.

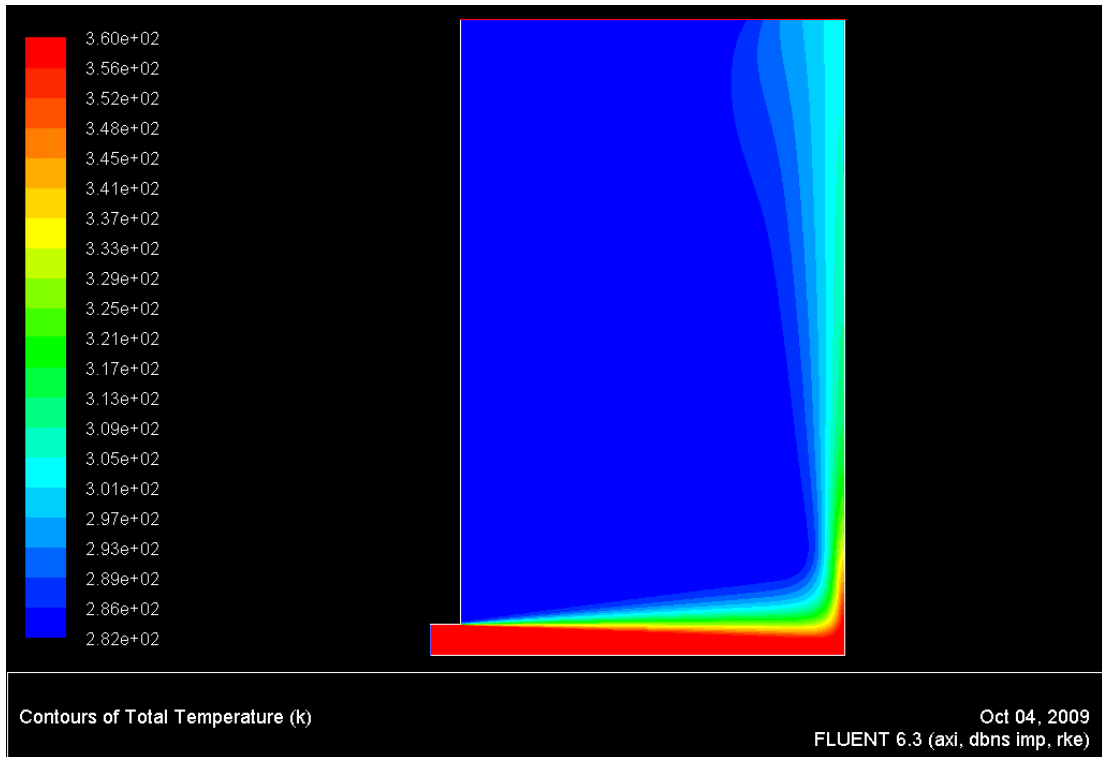


Figura 5.3 – Distribuição da temperatura do furo cilíndrico com ar de entrada com Mach 1,0

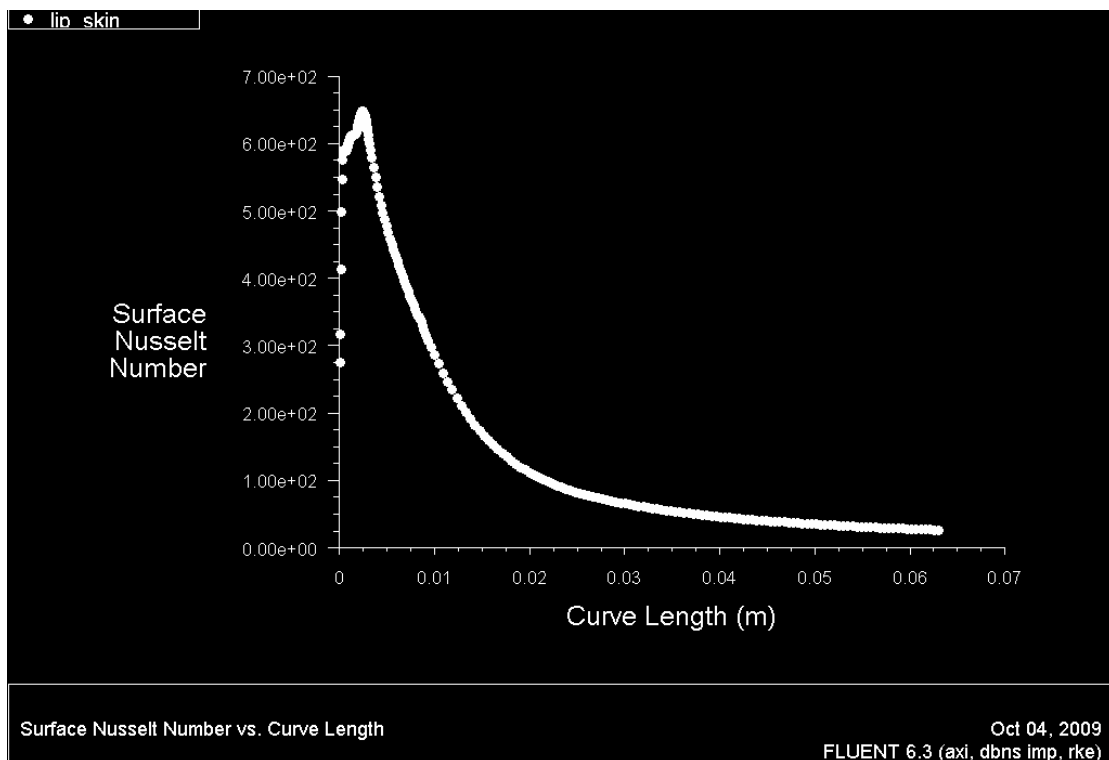


Figura 5.4 – Distribuição do Nusselt do furo cilíndrico com ar de entrada com Mach 1,0

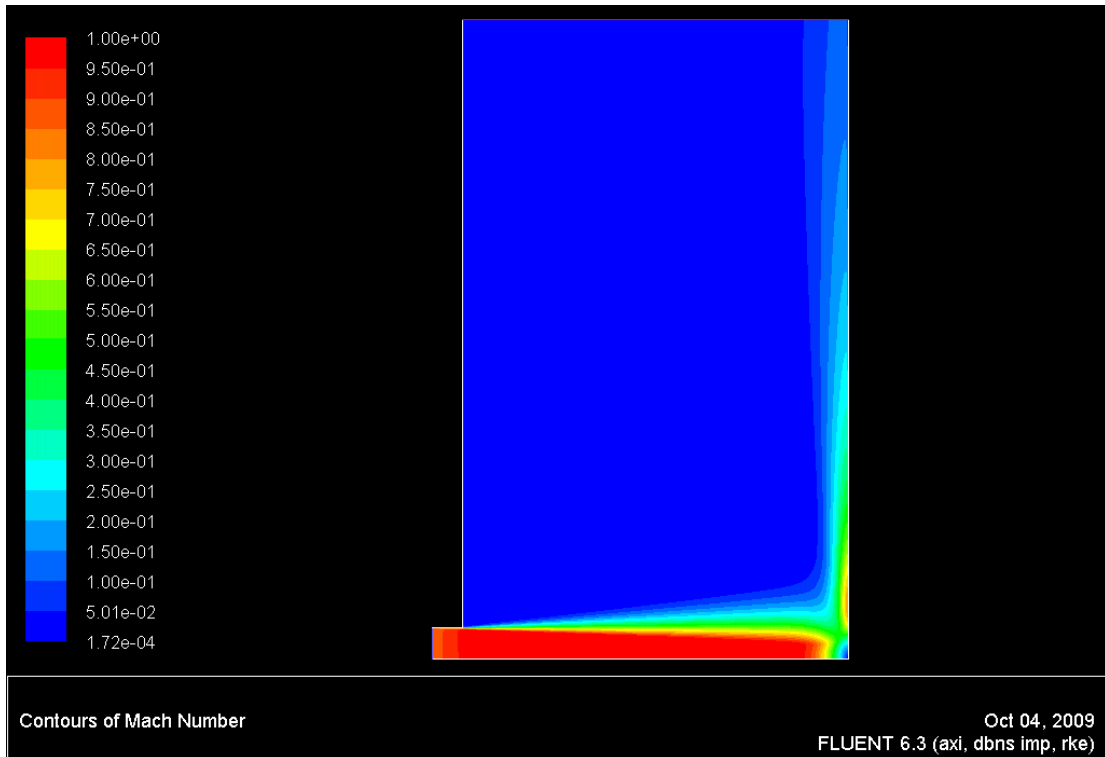


Figura 5.5 – Distribuição da velocidade do furo cilíndrico com ar de entrada com Mach 1,0

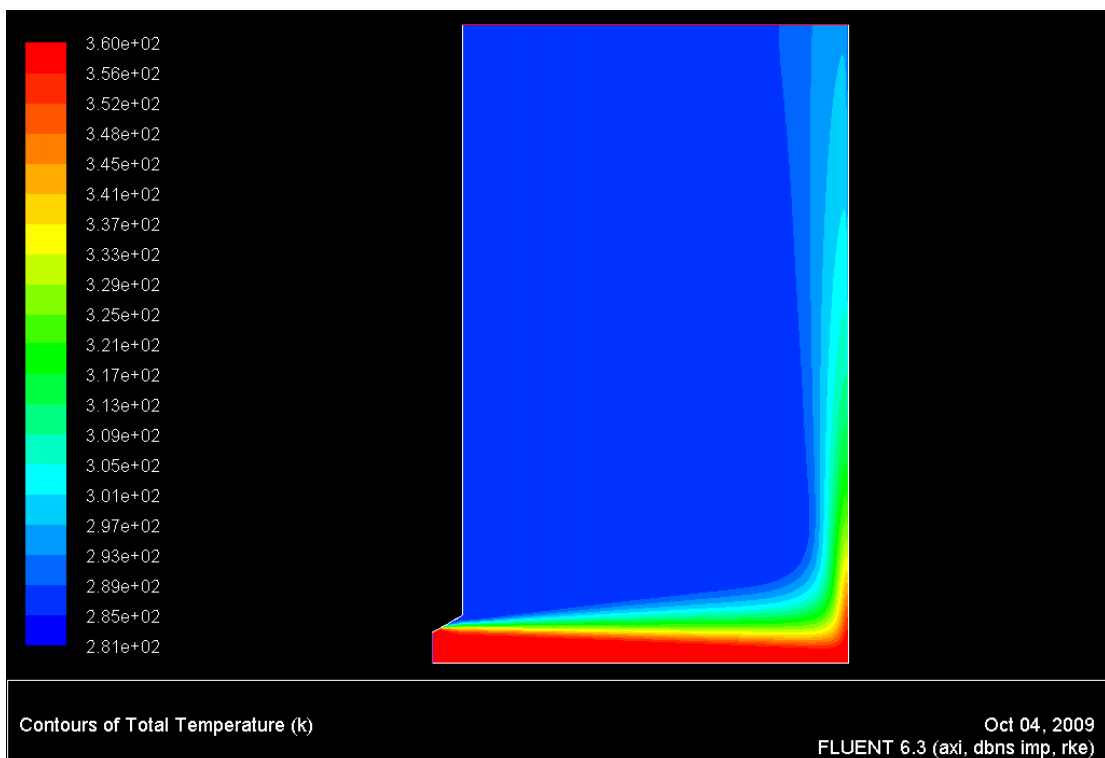


Figura 5.6 – Distribuição da temperatura do furo de 30° com ar de entrada com Mach 1,0

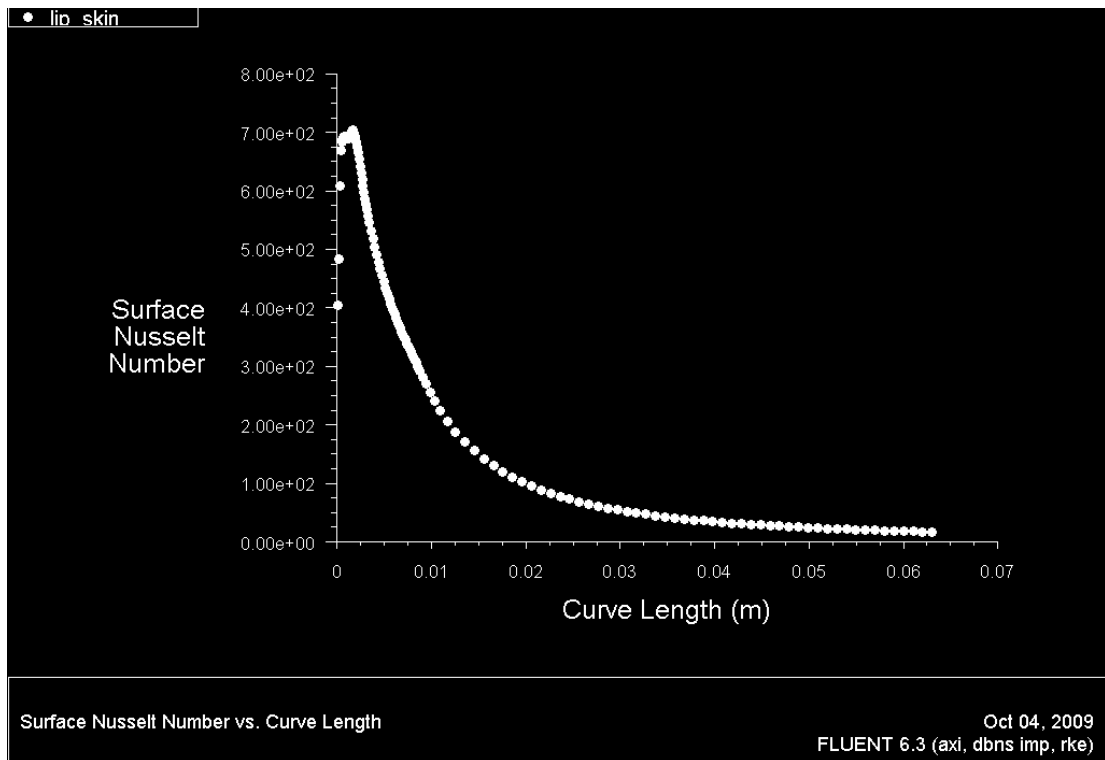


Figura 5.7 – Distribuição do Nusselt do furo de 30° com ar de entrada com Mach 1,0

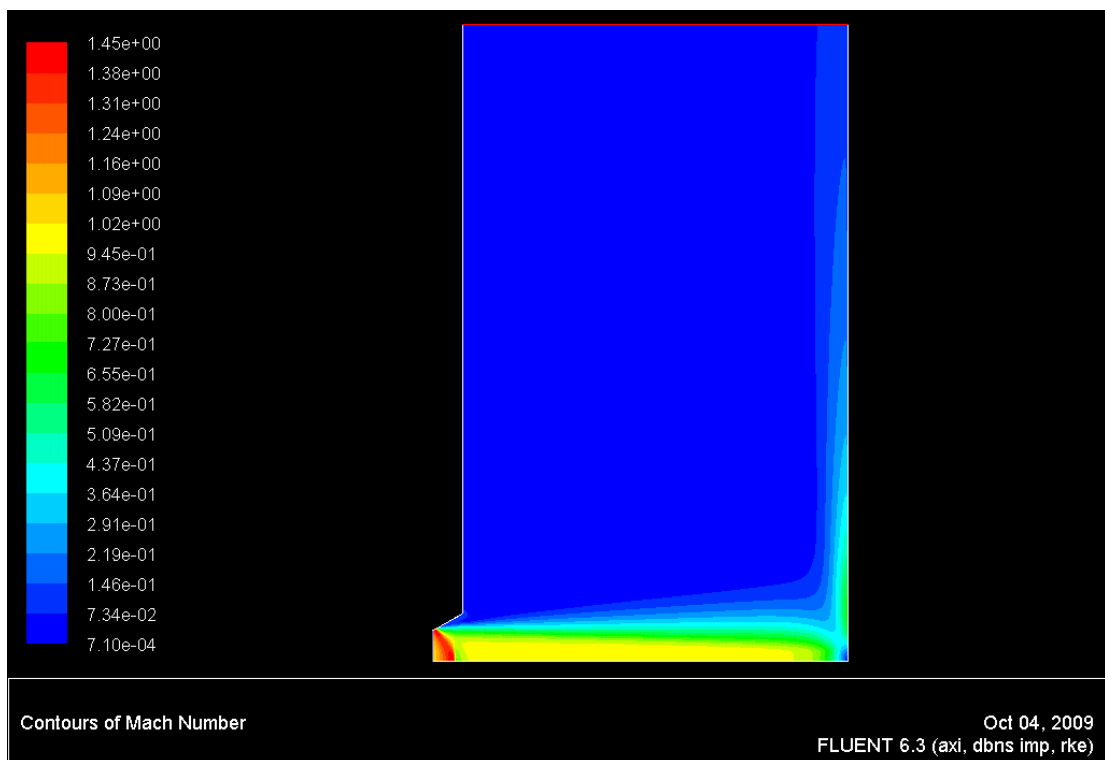


Figura 5.8 – Distribuição da velocidade do furo de 30° com ar de entrada com Mach 1,0

A figura 5.9 compara a distribuição do número de Nusselt para os dois casos, furos cilíndricos e de 30°.

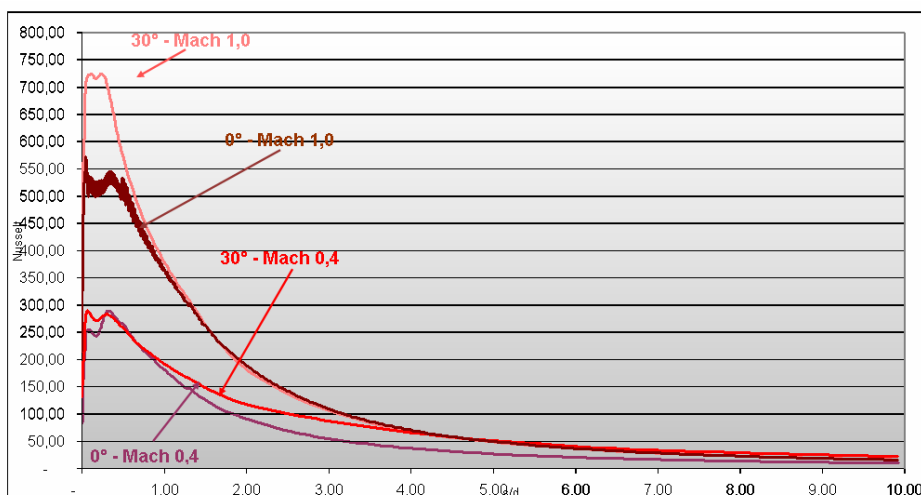


Figura 5.9 – Comparação entre a distribuição do número de Nusselt para 0° e 30° - Mach 0,4 e 1,0

As distribuições do número de Nusselt para os dois casos, 0° e 30°, foram integradas ao longo do eixo de direção do fluxo a fim de se levantar os números de Nusselt médios. A tabela 5.1 mostra os resultados encontrados. Para o caso Mach igual a um (1) e conicidade de 30°, o Nusselt médio é ligeiramente maior, pois, aparentemente, o efeito *spray* é compensado pela maior distância do jato com a parede do lábio (o jato se descola bem rapidamente).

Desta forma, conclui-se que a influência da conicidade repete-se, para os casos com velocidade do fluxo igual à da velocidade do som.

Tabela 5.1 – Números de Nusselt médios para as condições de furo cilíndrico e de 30° com jato de ar a Mach 1,0

Condição	Nusselt médio
	Valor
0° - Mach 0,4	26,8
0° - Mach 1,0	63,0
30° - Mach 0,4	46,7
30° - Mach 1,0	64,1

5.4 Análise do efeito da colocação de anteparas entre os furos - Opções 1, 2 e 3

Foram simuladas três propostas que prevêem a instalação de anteparas, visando uma melhor distribuição do fluxo de calor ao longo do lábio da entrada de ar. Na Opção 1, uma antepara é posicionada exatamente no meio do caminho entre os furos do *piccolo* tubo, conforme mostra a figura 5.10.

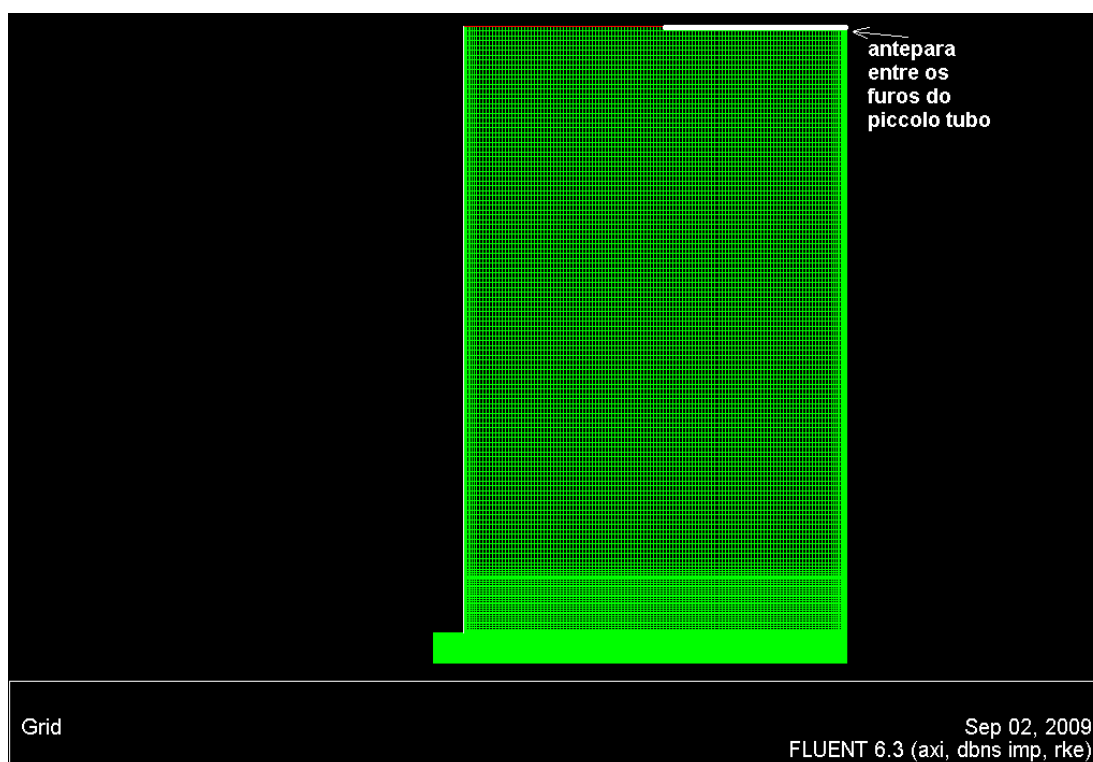


Figura 5.10 - Malha com a antepara - Opção 1

A figura 5.11 mostra a distribuição de temperatura para a Opção 1, enquanto que a figura 5.12 mostra a distribuição de Nusselt e a figura 5.13 o caminho das partículas. As figuras 5.13, 5.4 e 5.15 mostram as mesmas informações, só que para a Opção 2, que prevê a instalação de mais uma antepara intermediária.

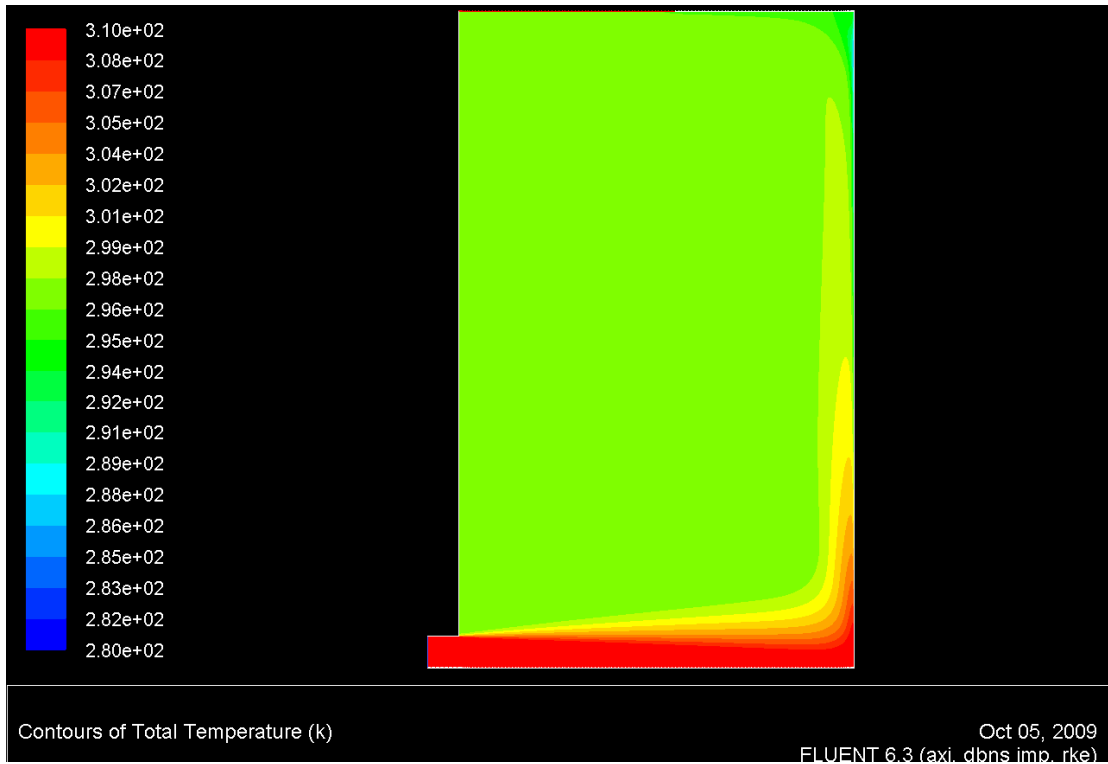


Figura 5.11 - Distribuição de temperatura - Opção 1

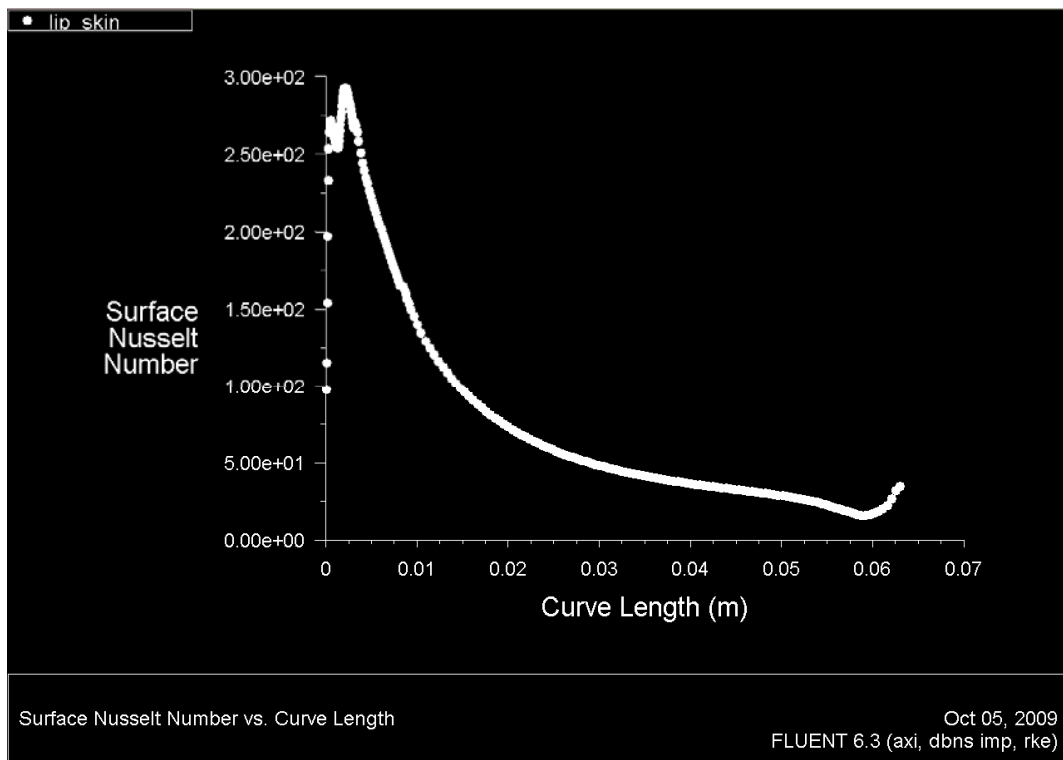


Figura 5.12 - Distribuição de Nusselt - Opção 1

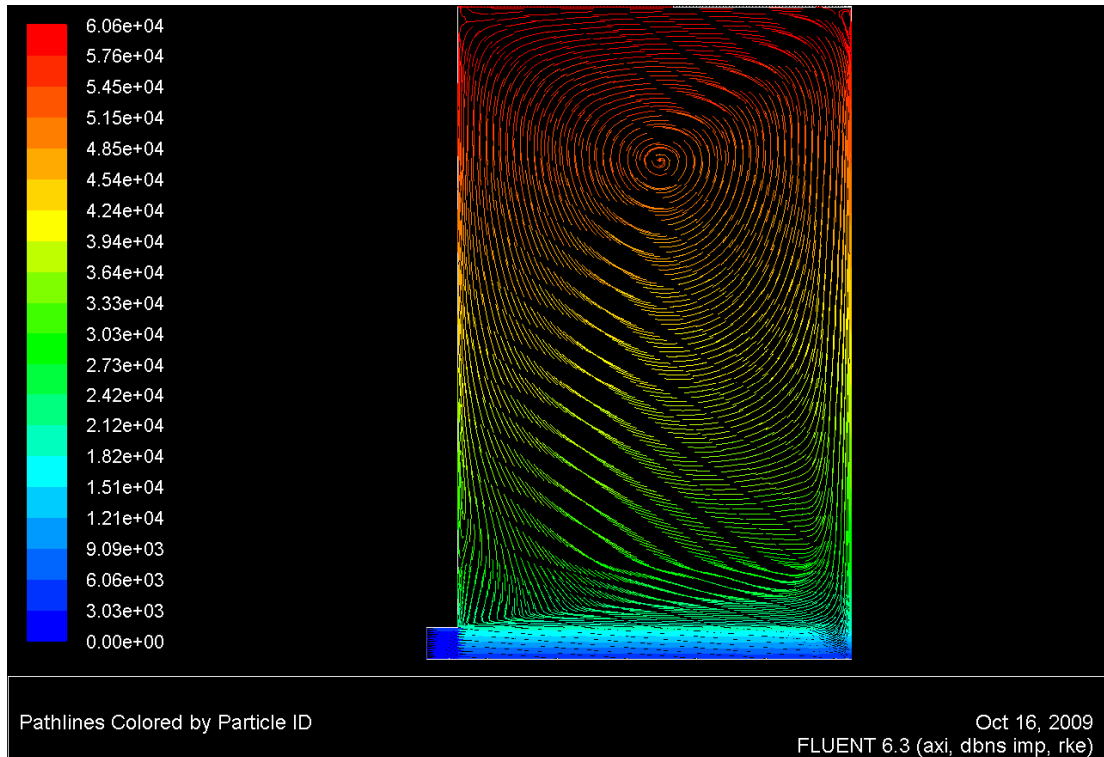


Figura 5.13 - Caminho das partículas - Opção 1

A Opção 2 prevê a instalação de duas anteparas, conforme mostra a figura 5.14.

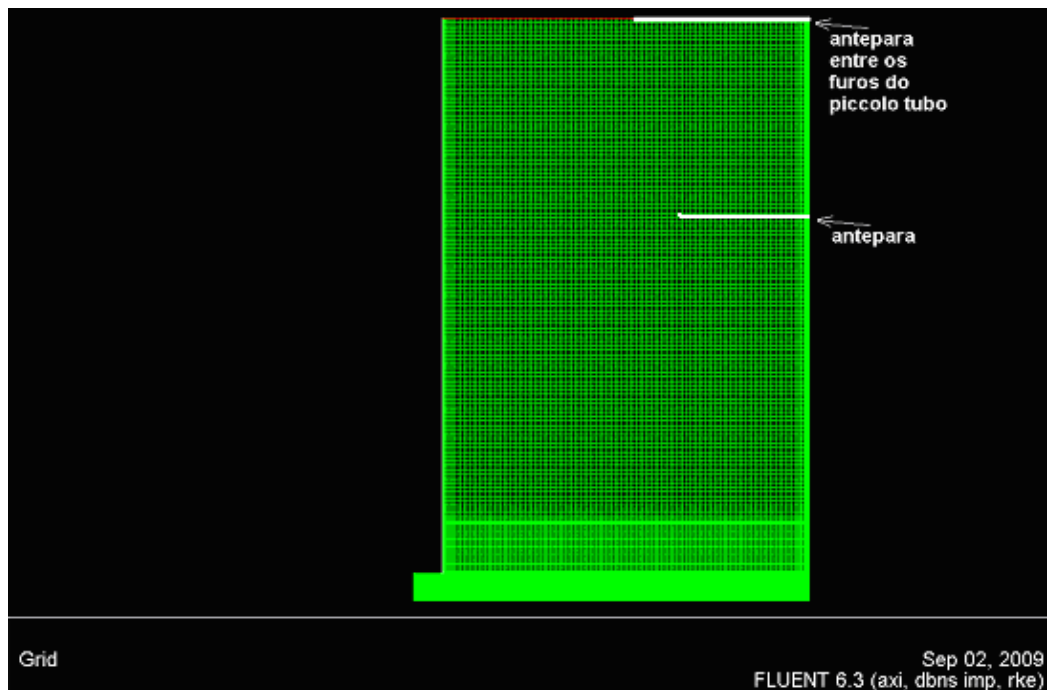


Figura 5.14 - Malha com a antepara - Opção 2

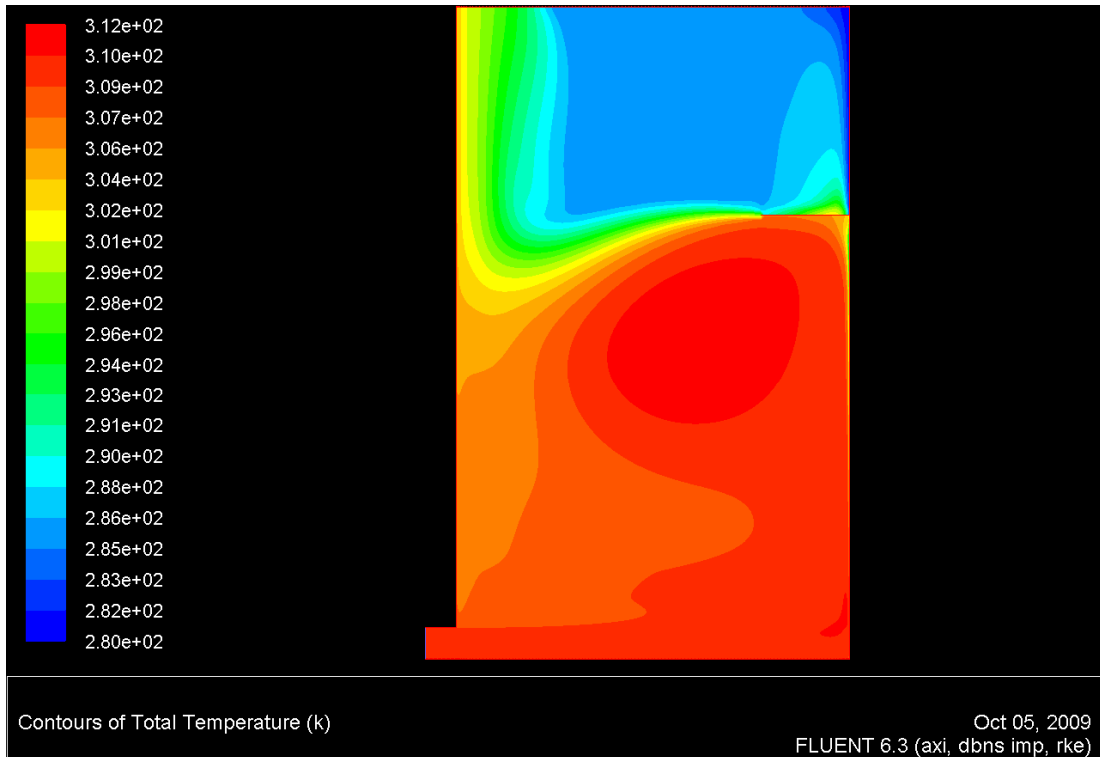


Figura 5.15 - Distribuição de temperatura - Opção 2

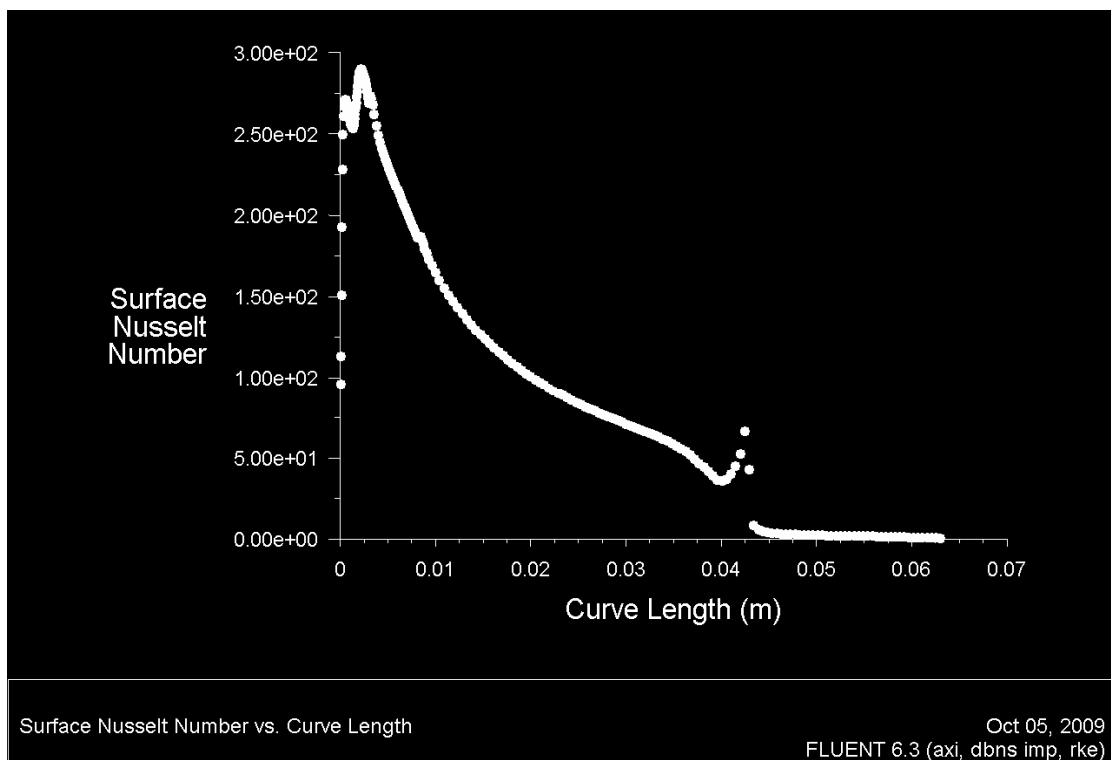


Figura 5.16 - Distribuição de Nusselt - Opção 2

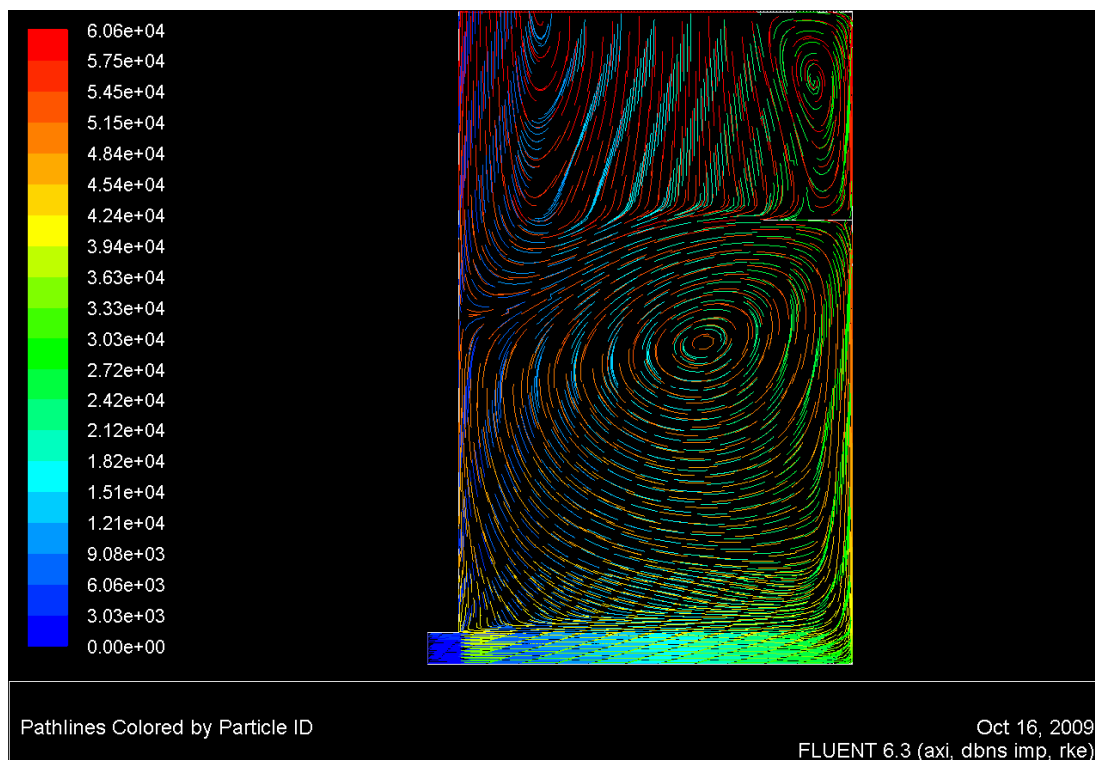


Figura 5.17 - Caminho das partículas - Opção 2

Na opção 3, é feita uma proposta que propõe um chicane, conforme mostra a figura 5.18

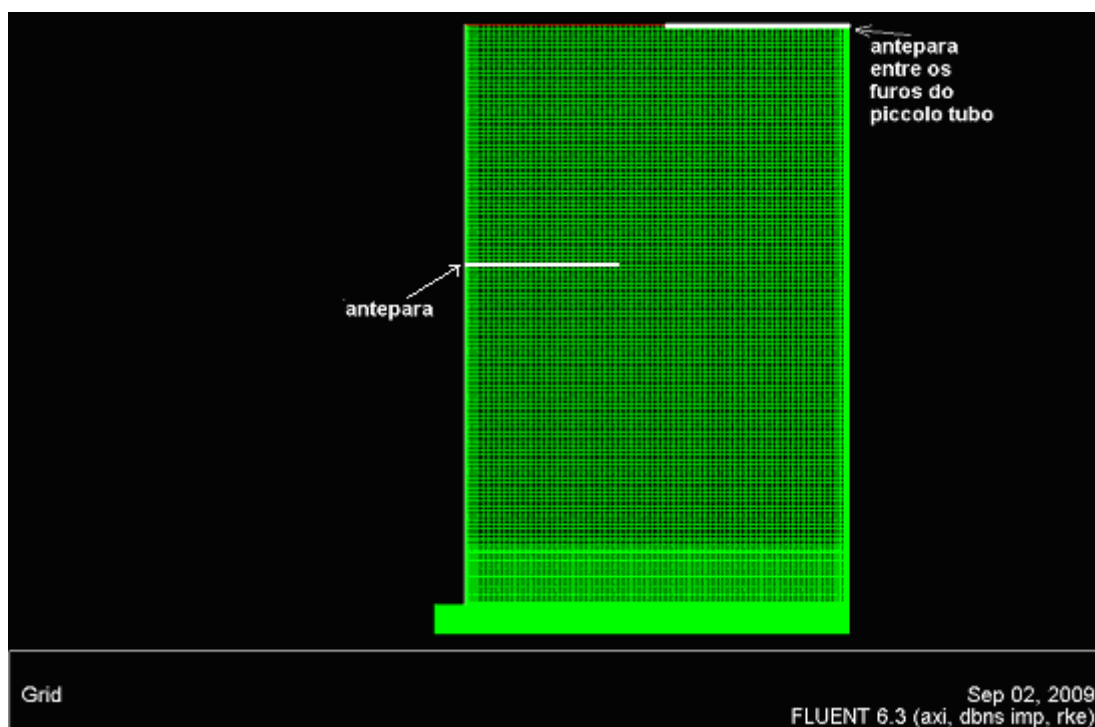


Figura 5.18 - Malha com a antepara - Opção 3

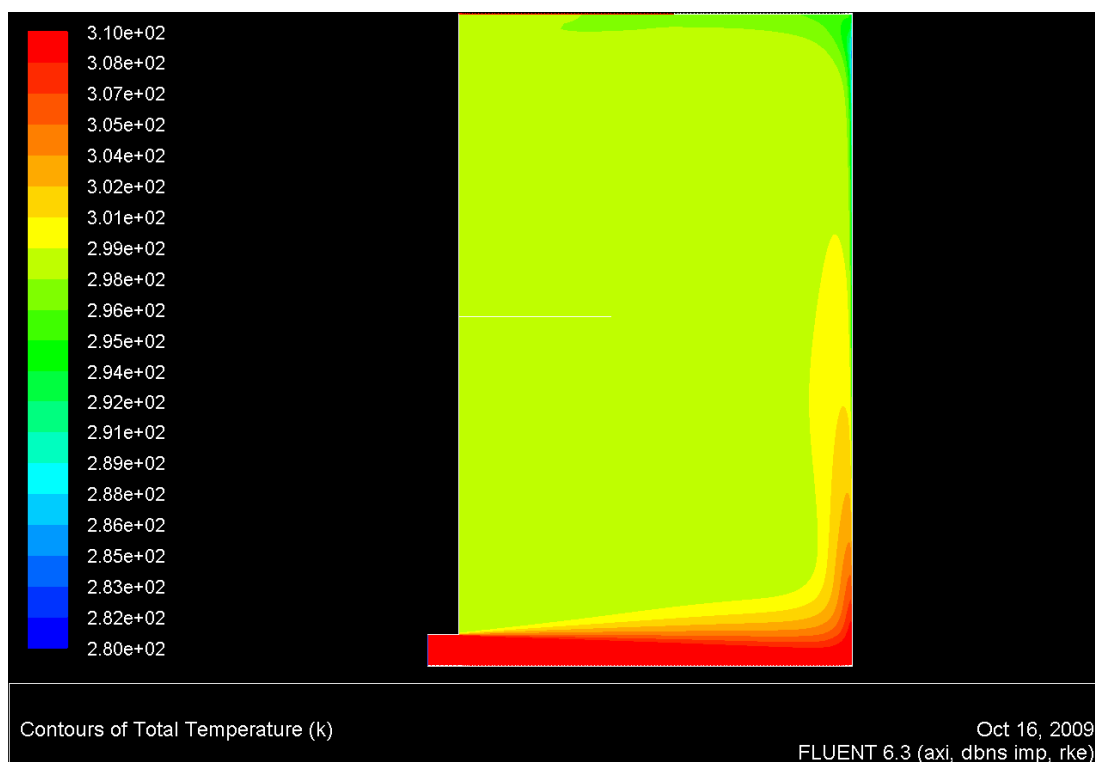


Figura 5.19 - Distribuição de temperatura - Opção 3

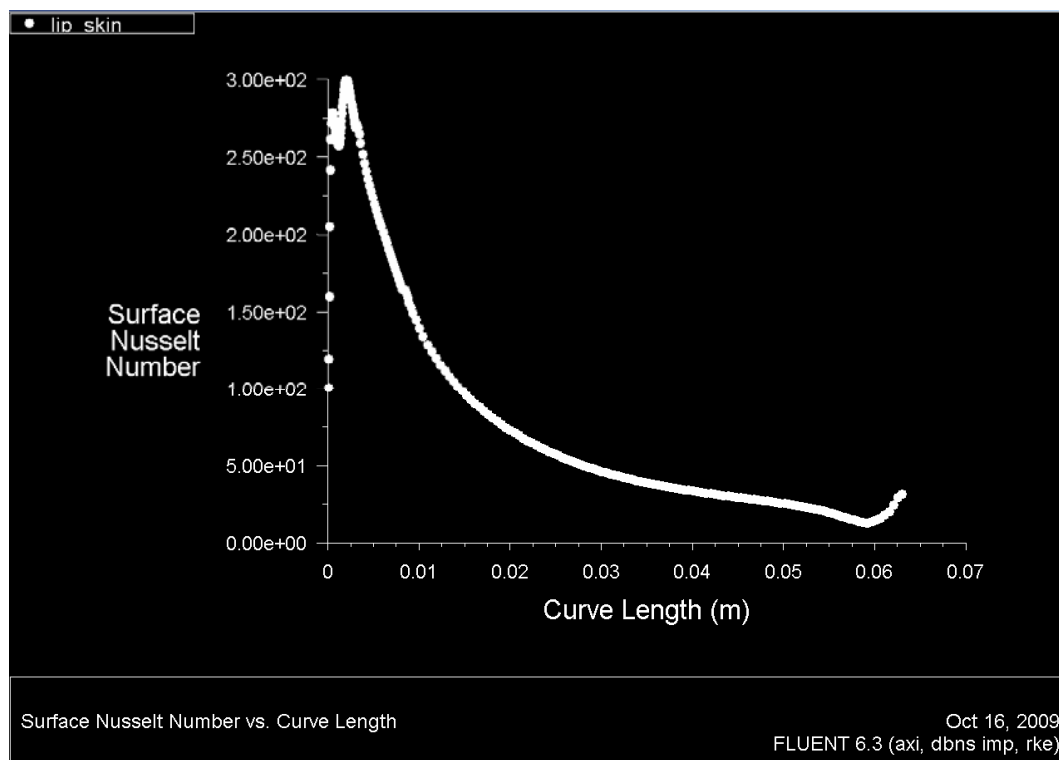


Figura 5.20 - Distribuição de Nusselt - Opção 3

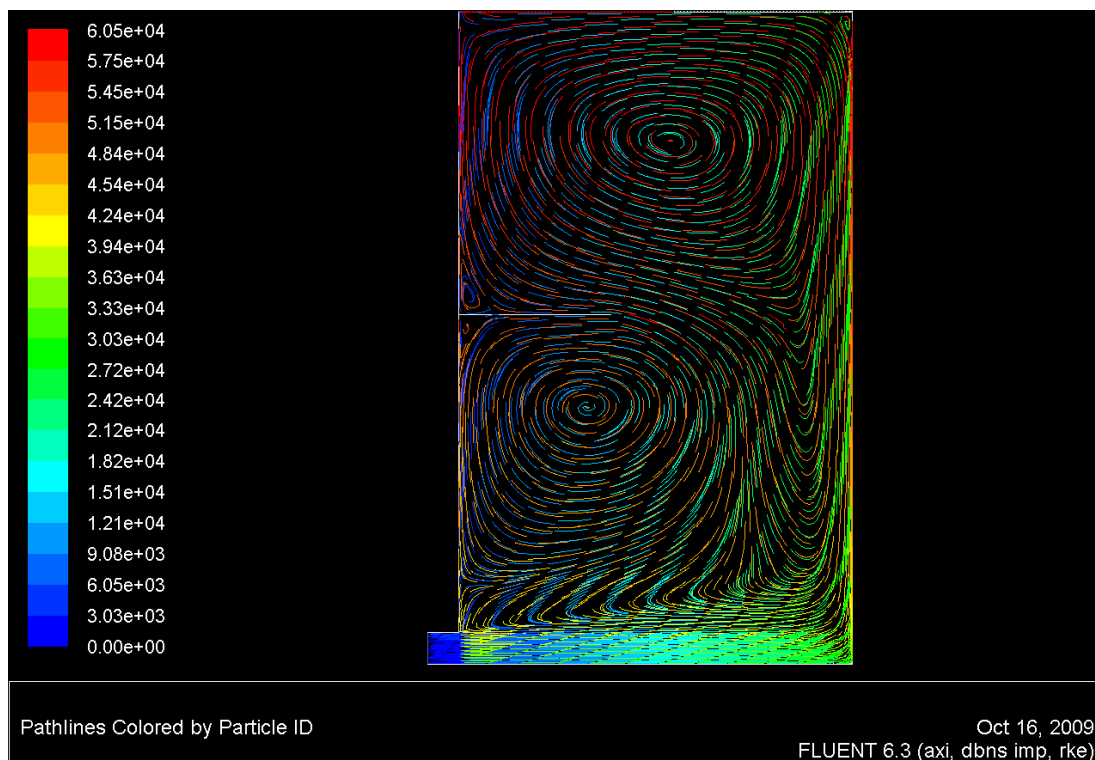


Figura 5.21 - Caminho das partículas - Opção 3

A figura 5.22 mostra o comparativo das distribuições de Nusselt para os três casos, enquanto que a tabela 5.2 mostra os Nusselt médios.

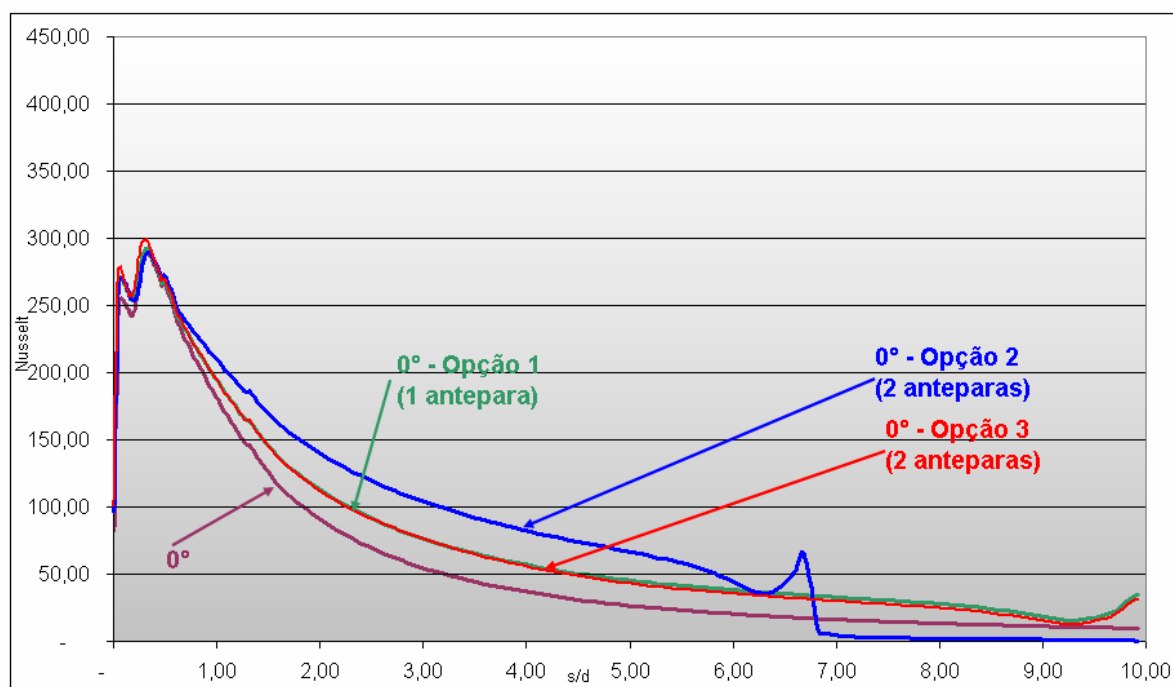


Figura 5.22 - Distribuição de Nusselt - 0°, Opção 1, Opção 2 e Opção 3

Tabela 5.2 - Nusselt médios - 0°, Opção, Opção 2 e Opção 3

Condição	Nusselt médio	
	Valor	%
0°	26,8	Referência
0° - Opção 1 - 1 antepara	42,3	57,8%
0° - Opção 2 - 2 anteparas	38,9	45,1%
0° - Opção 3 - 2 anteparas	40,2	50,0%

Pode-se notar que a Opção 1 proporcionou um aumento do Nusselt médio, pois criou um recirculação na região da antepara. A proposta parece interessante do ponto-de-vista térmico, trazendo, porém, desafios de manufatura. A Opção 2, mostrou que o Nusselt decai bastante após a região da primeira antepara, o que inviabiliza a proposta. A Opção 3 traz resultados semelhantes à proposta 1, porém o desafio de manufatura é bem maior.

5.5 Análise do efeito da variação do parâmetro geométrico H/d

Finalmente, foi analisada a influência da variação do parâmetro geométrico H/d, distância entre o furo e a parede onde o jato impinge, na distribuição do Nusselt no lábio da entrada de ar.

A figura 5.23 mostra as malhas associadas com os valores H/d igual a 4, 6 e 10, enquanto as figuras 5.24 e 5.25 mostram os resultados obtidos para os furos cilíndrico e de 30°, respectivamente.

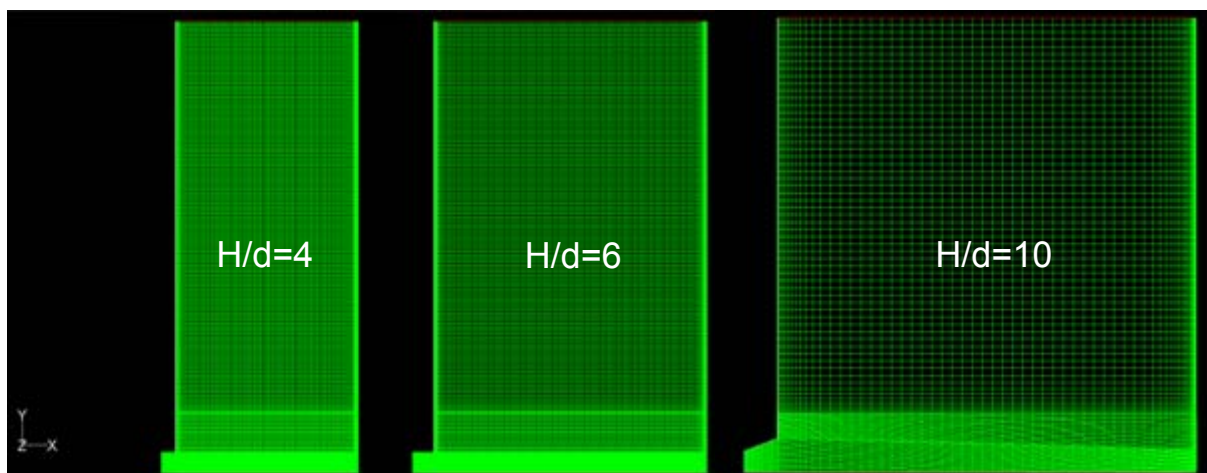


Figura 5.23 - Malhas para $H/d = 4$, $H/d=6$ e $H/d=10$ para furos cilíndricos

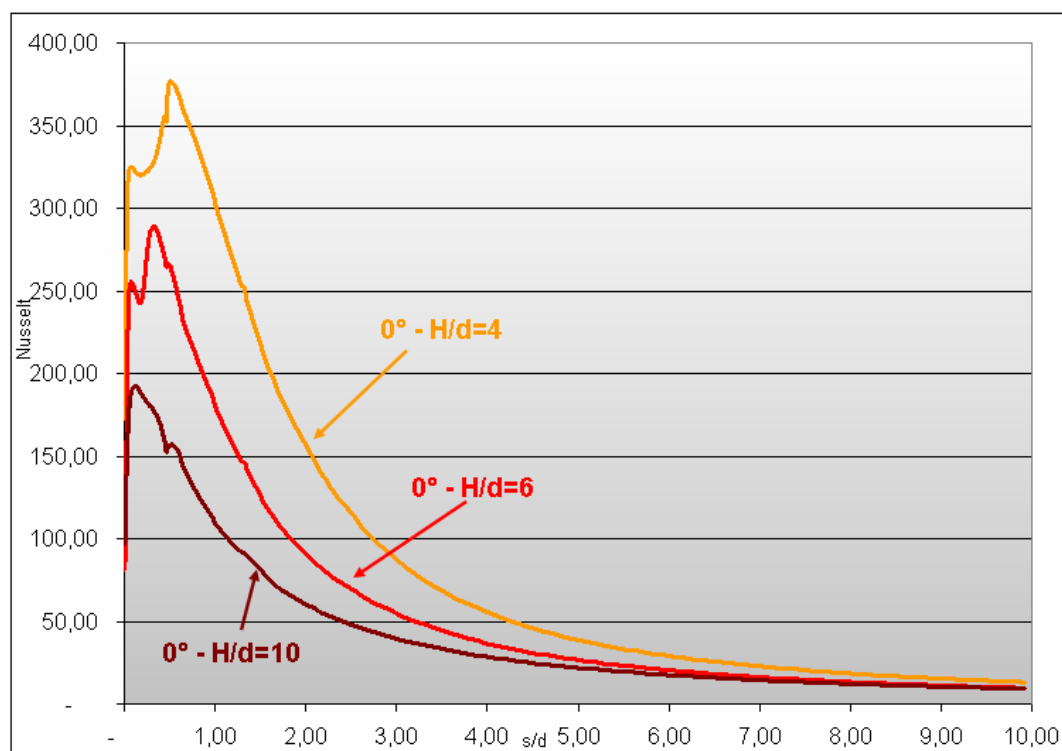


Figura 5.24 - Distribuição de Nusselt para diferentes $H/d - 0^\circ$

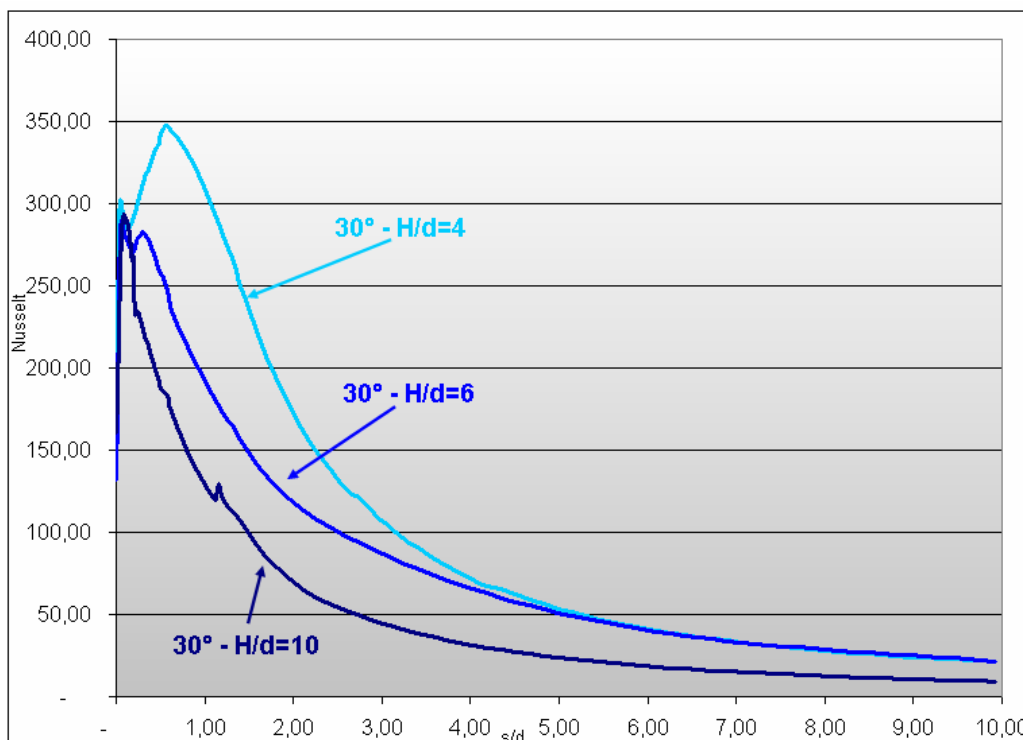


Figura 5.25 - Distribuição de Nusselt para diferentes H/d - 30°

Pode-se notar que, quanto maior o H/d, menor o valor do Nusselt. Este comportamento é semelhante para furos cilíndricos e furos de 30°. GSET [7] e Fregeau [6] mostraram resultados semelhantes.

5.6 Análise dos modelos de turbulência

Por último, analisaram-se as distribuições de Nusselt para quatro modelos de turbulência, a saber: k-epsilon, k-omega, Sparlat-Allmaras e laminar. Em todos os casos foram mantidas as condições de contorno utilizadas no modelo escolhido para o estudo da variação da geometria dos furos.

Os resultados são mostrados na figura 5.26.

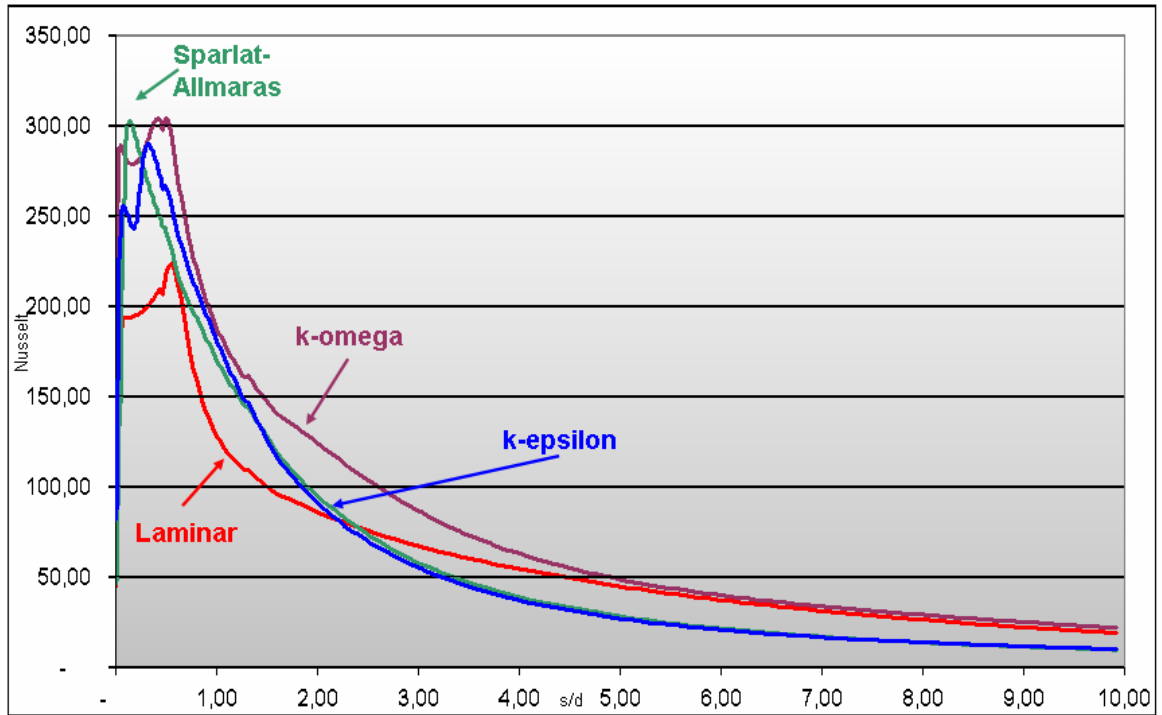


Figura 5.26 - Distribuição de Nusselt para diferentes modelos de turbulência

6. Conclusão

Atualmente, a grande maioria dos sistemas de anti-gelo das aeronaves, utiliza o *piccolo* tubo para distribuir o fluxo de ar quente nas superfícies onde o gelo pode vir a se formar. Este estudo atingiu o seu objetivo primordial que era a análise da influência da conicidade dos furos do *piccolo* tubo na troca de calor com o lábio da entrada de ar. Como foi explicado no capítulo anterior, o formato dos furos pode ser cilíndrico ou cônico, dependendo do processo de fabricação. Furações feitas através do *laser* tendem a gerar furos cônicos. Porém, o processo por *laser* é mais rápido e, conseqüentemente, mais barato que o por brocas (método tradicional). Segundo ensaios testemunhados por este autor, a furação por *laser* é, aproximadamente quatro, vezes mais rápida que o processo usual.

Toda a literatura disponível sobre a troca de calor através de furos de *piccolo tubo* versa apenas sobre furos perfeitamente cilíndricos. O estudo térmico com furos cônicos foi a motivação deste trabalho.

A primeira etapa foi validar, através dos dados disponíveis na literatura, o modelo que contemplasse os furos cilíndricos. Para tal, foram utilizados tanto dados experimentais, quanto analíticos. Como é praxe neste tipo de estudo, utilizou-se, para a validação, o número de Nusselt (troca de calor convectivo) como o parâmetro a ser comparado. O presente trabalho mostrou-se bastante concordante com os estudos anteriores.

O passo posterior foi variar a geometria de forma a representar as várias conicidades e comparar, para furos cilíndricos e cônicos, a distribuição do número de Nusselt ao longo do lábio.

Os resultados mostraram que, para ângulos até 30°, aumenta o valor do Nusselt médio na parede onde o jato quente impinge. Este aumento está relacionado com o efeito *spray* que a conicidade produz, uma vez que aumenta a velocidade radial do fluido. Para chegar a tal conclusão foi necessário fazer um modelo térmico baseado em uma ferramenta de CFD, o

Fluent, que representasse o fenômeno físico. A malha foi feita através do ICEM. Vale salientar que, o estudo levou em consideração jatos com Mach 0,4 e com Mach 1.

Notou-se que, com o aumento da conicidade, o escoamento tende a descolar dentro do furo. Este fenômeno está relacionado com o aumento do gradiente adverso de pressão, fato este que foi citado no Capítulo 4.

Ressalta-se que todas as análises térmicas foram feitas e validadas com o uso de malhas bidimensionais e axissimétricas apenas, não tendo sido feita nenhuma análise em três dimensões. Desta forma, uma primeira e óbvia sugestão para trabalho futuro, é fazer a análise tridimensional e comparar os resultados obtidos com os deste trabalho. Há estudos tridimensionais como Fregeau [6] e GSET [7], porém, não para furos cônicos.

Um ponto importante evidenciado nas análises é a curva de decaimento do número de Nusselt com o distanciamento do local de incidência do jato. A queda é bastante acentuada, o que é muito ruim, pois dimensiona-se a vazão de ar quente sangrado do motor, ar este que serviria para gerar tração, para que o ponto onde o Nusselt é mais baixo cumpra com o requisito de evitar o aparecimento de gelo. Em outras palavras, há excedente de calor na região próxima ao local de incidência. Seguindo este raciocínio, quanto mais achatada ou homogênea a distribuição de Nusselt, menor o desperdício de energia.

Uma outra proposta de trabalho é a determinação da distância ótima entre furos, levando-se em conta fatores como: diâmetro do furo, distância do lábio, vazão, temperatura do ar, etc. Define-se como distância ótima aquela que, para cumprir o requisito de troca de calor, exigiria a menor vazão de ar.

O estudo de Abrantes [17] e também o de Pinto [21] indicam que o uso de jatos espirados tende a deixar a distribuição mais homogênea. Porém, é importante checar o impacto que a componente tangencial da velocidade pode trazer para a vazão de ar requerida. Ressalta-se que, para criar componentes tangencias no jato, a solução de manufatura parece ser bem complicada, talvez inviável, uma vez que envolveria uma geometria complicada como:

defletores, injetores (ou *swirl nozzle*), etc a qual poderia aumentar a perda de pressão da linha. As câmaras de combustão de motores a jato costumam ter estes dispositivos. Salienta-se que para o *piccolo tubo* os furos são da ordem de 2 mm de diâmetro, complicando a fabricação do injetor. Esta é uma outra sugestão para estudo futuro.



Figura 6.1 - Foto do *swirl nozzle*

Por fim, fica a sugestão de acoplar este modelo térmico com um escoamento externo real e vazões, pressões e temperaturas reais de sangria de ar e checar se a conicidade produz um comportamento semelhante para a troca de calor com o lábio. A figura 6.2 exemplifica o acoplamento.

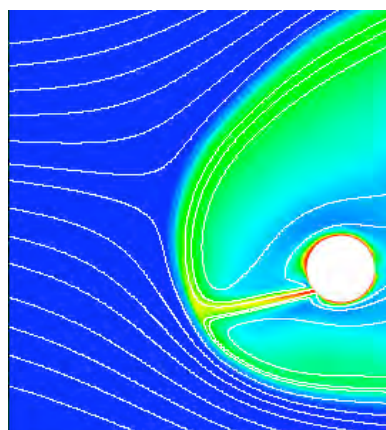


Figura 6.2 – Acoplamento dos modelos dos escoamentos interno e externo

Referências

- [1] FLIGHT SAFETY FOUNDATION. **Safety and Statistics: What the numbers tell us about the Aviation Safety at the End of the 20th century**. Alexandria, 1997. Disponível em: <http://www.flightsafety.org/fsd/fsd_dec97.pdf>. Acesso em: 15 nov. 2008
- [2] ROHR INDUSTRIES. (Chula Vista, California). H. Rosenthal. **Swirl anti-icing system**. US patent 4,688,745, 24 jan. 1986., 25 ago. 1987.
- [3] SALISBURY, J. T. **Microwave deicing and anti-icing system for aircraft**. US patent 5,615,849, 14 apr.1995, 01 jan.1997.
- [4] ALVES, M. A. C. **Introdução à turbinas à gás**. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2003. Apostila .
- [5] CLYNE, T. W. **Optimisation of laser drilling processes in the aerospace industry by the development of a heat flow model**. Cambridge: University of Cambridge, 2003.
- [6] FREGEAU, M.; SAEED, F.; PARASCHIVOIU, I. **Numerical heat transfer correlation for array of hot-air jets impinging on 3-dimensional concave surface**. Montreal: École Polytechnique, 2005
- [7] GSET - GRUPO DE SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS E TRANSFERÊNCIA DE CALOR. Final report; A8 JET FLOW, 2006 (Relatório de pesquisa); Meio de divulgação: Impresso; Disponibilidade: Restrita; Projeto de pesquisa: Inst. promotora/financiadora: Embraer S.A./Fapesp, 2006.
- [8] GARDON, R.; COBONPUE, J. Heat transfer between a flat plate and jets of air impinging on it. In. INTERNATIONAL HEAT TRANSFER CONFERENCE , 2. 1962. **Proceedings...** New York: ASME, 1962. pt. 2, p. 454–460.
- [9] WIKIPEDIA. **Piccolo**. [S. l.], 2008. Disponível em: <<http://pt.wikipedia.org/wiki/Piccolo>> Acesso em: 16 nov. 2008.
- [10] VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method**. Harlow: Prentice Hall, 1995
- [11] FIDAROS, D. K.; VLACHOS, N. S. **A comparison study of the convergence characteristics and robustness for four variants of SIMPLE-family for MHD flows**. [S. l.]:National Programme of Controlled Thermonuclear Fusion, 2007. (Annual Report, annex, 7). Disponível em: < <http://www.hellasfusion.gr/Annexes/2007/Annex07.pdf>>. Acesso em: 17 mar. 2009.

- [12] KADEM, N. et al. Numerical simulation of heat transfer in an axisymmetric turbulent jet impinging on a flat plate. **Advanced Modeling and Optimization**, v. 9, n. 2, p. 207-217., 2007.
- [13] INCROPERA, F. P.; DEWITT, D. P. **Fundamentals of heat and mass transfer**. 5. ed. New York: Wiley, 2002.
- [14] ROSENTHAL, H.; NELEPOVITZ, D.; ROCKHOLT, H. **De-icing of aircraft turbine engine inlets**. Chula Vista: Rohr Industries Jun., 1988. Technical report.
- [15] SMARTCOCKPIT. Safety. Estados Unidos, 2008. Disponível em: <http://www.smartcockpit.com/data/pdfs/plane/dassault/FALCON-2000-DX-EX/systems/DASSAULT_FALCON_000DX-EX-Pneumatic.pdf>. Acesso em: 06 jan. 2009.
- [16] ZANOUN, E.-S.; DURST, F. Evaluating the law of the wall in two-dimensional fully developed turbulent channel flows. **Physics of Fluids**, v.15 , p. 3079-3089, 2003.
- [17] ABRANTES, J. K. **Estudo do escoamento e transferência de calor em um jato espirado incidente**. 2005. Dissertação (Mestrado em 2005) - Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro.
- [18] NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD. Advisory. NTSB News. Washington, DC, Dec. 29, 2004. Disponível em: <<http://www.nts.gov/pressrel/2004/041229.htm>>. Acesso em: 17 mar. 2009. **Alert to pilots: wing upper surface ice accumulation.**
- [18] SOARES, D. V. et al. Numerical simulation of turbulence in open-channel flows. In. INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 18., 2005, Ouro Preto. **Proceedings...**Rio de Janeiro: ABCM, 2005.
- [19] TÖRNBLOM, O. **Experimental study of the turbulent flow in a plane asymmetric diffuser**. Stockholm: Department of Mechanics, Royal ,Institute of Technology, 2003. 94 f. (Technical Report).
- [20] MARQUILLIE, M.; LAVAL, J.-P., DOLGANOV, R. Direct numerical simulation of a separated channel flow with a smooth profile. **Journal of Turbulence**, v.9, n. 1, p. 1-23, 2008.
- [22] OLSSON, E. E. M., AHRNÉ, L.M, TRÄGARDH, A. C. Heat transfer from a slot air jet impinging on a circular cylinder. **Journal of Food Engineering**, v. 63, n.4, p. 393-401, 2003.
- [23] NARAYANAN, V. et al. An experimental study of fluid mechanics and heat transfer in an impinging slot jet flow. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, 2004, v. 47, n. 8-9, p. 1827-1845, 2003
- [24] ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. New York: Mc Graw-Hill, 1984.

- [25] Fluent 6.3 Documentation – User’s Guide, ANSYS Fluent Incorporation, 2006.
- [26] BIGARELLA, E. D.; AZEVEDO, J. L. F. **Modelagem de turbulência para aplicações aeroespaciais**. São José dos Campos: Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2009. (CTA/IAE/ASE-N).
- [27] EMMEL, M. G. **Determinação numérica do coeficiente de troca de calor por convecção em superfícies externas de edificações baixas e isoladas**. Tese (Mestrado em 2006) - Pontifícia Universidade Católica do Paraná, Curitiba, 2006.
- [28] HOLMAN, J. P. **Heat transfer**. Boston: McGraw-Hill, 2002. p.207.
- [29] MUNSON, B. R.; YOUNG, D. F.; OKIISHI, T. H. **Fundamentals of fluid mechanics**. 5.ed [S. l: s. n.], 2006.
- [30] BELL, B. Turbulent flow case studies. Fluent Software Training, Fluent Incorporation, 2003.
- [31] NOLETO, L. G. **Estudo numérico do escoamento turbulento em modelo florestais**. 2006. Tese (Mestrado em 2006) - Universidade de Brasília, Brasília, 2006.

Anexo 1 - Regulamentos do motor – FAR 33.77

(a) [Reserved]

(b) [Reserved]

(c) Ingestion of ice under the conditions of paragraph (e) of this section may not--

(1) Cause a sustained power or thrust loss; or

(2) Require the engine to be shutdown.

(d) For an engine that incorporates a protection device, compliance with this section need not be demonstrated with respect to foreign objects to be ingested under the conditions prescribed in paragraph (e) of this section if it is shown that--

(1) Such foreign objects are of a size that will not pass through the protective device;

(2) The protective device will withstand the impact of the foreign objects and

(3) The foreign object, or objects, stopped by the protective device will not obstruct the flow of induction air into the engine with a resultant sustained reduction in power or thrust greater than those values required by paragraph (c) of this section.

(e) Compliance with paragraph (c) of this section must be shown by engine test under the following ingestion conditions:

(1) Ice quantity will be the maximum accumulation on a typical inlet cowl and engine face resulting from a 2-minute delay in actuating the anti-icing system; or a slab of ice which is comparable in weight or thickness for that size engine.

(2) The ingestion velocity will simulate ice being sucked into the engine inlet.

(3) Engine operation will be Maximum Cruise power or thrust.

(4) The ingestion will simulate a continuous maximum icing encounter at 25 degrees Fahrenheit.

Anexo 2 - FAR 20.1093 - Subpart E--Powerplant Induction System

Induction system deicing and anti-icing provisions.

(a) Reciprocating engines. Each reciprocating engine air induction system must have means to prevent and eliminate icing. Unless this is done by other means, it must be shown that, in air free of visible moisture at a temperature of 30° F., each airplane with altitude engine using--

(1) Conventional venturi carburetors has a preheater that can provide a heat rise of 120° F. with the engine at 60 percent of maximum continuous power; or

(2) Carburetors tending to reduce the probability of ice formation has a preheater that can provide a heat rise of 100° F. with the engine at 60 percent of maximum continuous power.

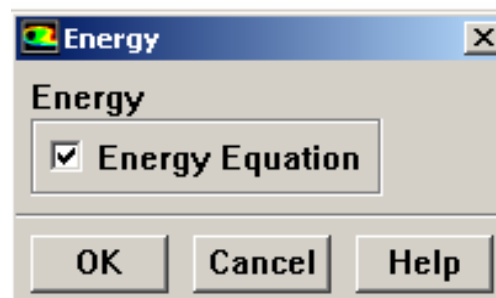
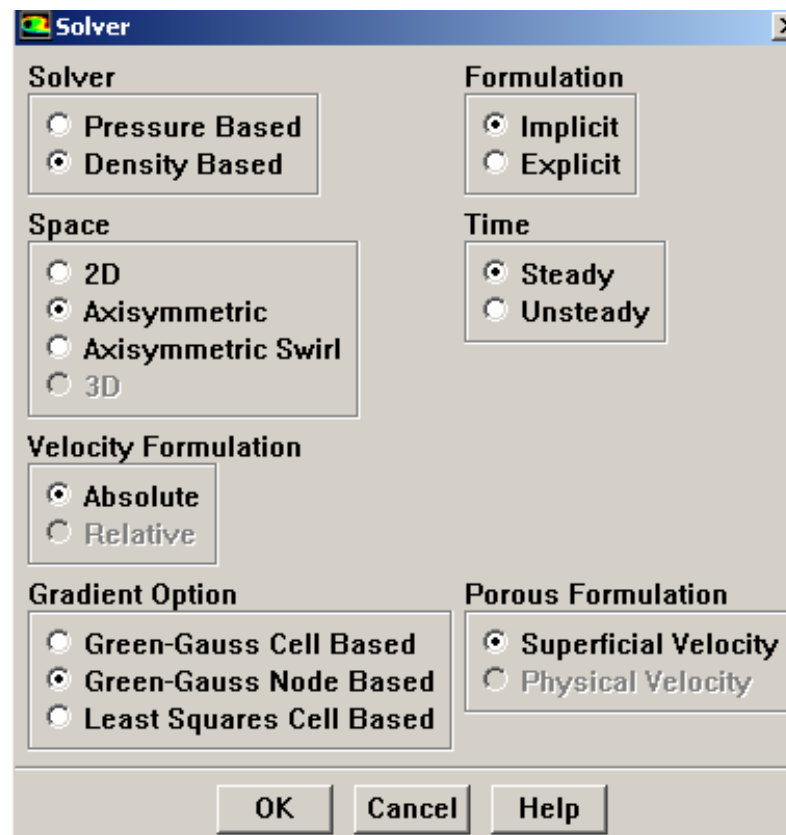
(b) Turbine engines. Each turbine engine must--

(1) Operate throughout its flight power range (including idling) without adverse affect on engine operation or serious loss of power or thrust under the icing conditions specified in Appendix C of this Part, and in snow, both falling and blowing, within the limitations established for the airplane; and

(2) Idle for 30 minutes on the ground with the air bleed available for engine icing protection at its critical condition, without adverse effect, in an atmosphere that is at a temperature of 29° F. and has a liquid water content of 0.6 grams per cubic meter in the form of drops having a mean effective diameter of 40 microns, followed by a momentary operation at takeoff power or thrust.

(c) Supercharged reciprocating engines. For each engine having a supercharger to pressurize the air before it enters the carburetor, the heat rise in the air caused by that supercharging at any altitude may be utilized in determining compliance with paragraph (a) of this section if the heat rise utilized is that which will be available, automatically, for the applicable altitude and operating condition because of supercharging.

Anexo 3 - Configuração do *solver*



FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO DM	2. DATA 13 de novembro de 2009	3. REGISTRO N° CTA/ITA/DM-075/2009	4. N° DE PÁGINAS 104
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Análise do efeito da conicidade dos furos do piccolo tubo na troca de calor com o lábio da entrada de ar			
6. AUTOR(ES): Luis Gustavo D'Andrea Demétrio Corrêa			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: <i>piccolo</i> tubo; Nusselt; CFD; conicidade; jato impingente			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Análise numérica; escoamento cônico; Transferência de calor; Tubos; Número de Nusselt; Dinâmica dos fluidos computacional; Jatos impingentes; Mecânica dos fluidos; Sistemas anti-gelo; Física			
10. APRESENTAÇÃO: ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia. Orientador: Prof. Nide Geraldo do Couto Ramos Fico Júnior. Defesa em 12/11/2009. Publicada em 2009.			
11. RESUMO: Os sistemas de proteção contra gelo são comumente utilizados na aviação. O <i>piccolo</i> tubo, que é um dispositivo com vários furos por onde passam os jatos de ar quente que aquecem as superfícies a serem protegidas, é o mais utilizado. Dependendo do processo de manufatura, os furos podem variar desde um formato cilíndrico até um formato cônico. O objetivo deste trabalho foi analisar a influência da conicidade destes furos na transferência de calor com o lábio da entrada de ar. Os resultados mostraram que o impacto é mínimo. Para tal análise, foram utilizados tanto programas de geração de malha (ICEM), quanto de mecânica de fluidos computacional - (FLUENT). O modelo térmico foi validado com a vasta literatura disponível, que inclui tanto dados experimentais, quanto simulações que também utilizaram mecânica dos fluidos computacional.			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO () RESERVADO () CONFIDENCIAL () SECRETO			

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)