

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ESTUDO AERODINÂMICO DE UMA AERONAVE UTILIZANDO MECÂNICA DOS FLUIDOS
COMPUTACIONAL

por

Bruno Moschetta

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, junho de 2013.



Universidade Federal do Rio Grande do Sul
Escola de Engenharia
Departamento de Engenharia Mecânica

ESTUDO AERODINÂMICO DE UMA AERONAVE UTILIZANDO MECÂNICA DOS FLUIDOS
COMPUTACIONAL

por

Bruno Moschetta

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
ENGENHEIRO MECÂNICO
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof.^a Thamy Cristina Hayashi
Coordenadora do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: **Ciências Térmicas**

Orientadora: Prof.^a Adriane Prisco Petry

Co-Orientador: Prof. Armando Miguel Awruch

Comissão de Avaliação:

Prof. Horácio Antonio Vielmo

Prof. Sérgio Luiz Frey

Prof. Thamy Cristina Hayashi

Porto Alegre, 21 de junho de 2013.

AGRADECIMENTOS

À Prof.^a Adriane Prisco Petry, cuja contribuição foi essencial para o resultado aqui apresentado. Agradeço ainda pelos valiosos comentários, tanto técnicos quanto filosóficos, e por ter aceitado o desafio de me orientar neste trabalho.

Ao Prof. Armando Miguel Awruch, não só pela co-orientação deste trabalho, mas também por ter me motivado enormemente em meus primeiros passos na mecânica dos fluidos computacional e por fazer-me entender a importância da pesquisa científica.

Agradeço aos meus pais, Valdecir e Cecília, por proporcionarem todo o suporte necessário durante os vários anos de ensino superior e por serem um grande exemplo;

Ao meu irmão, Matheus, futuro engenheiro mecânico, pela companhia e apoio nos momentos críticos e não tão críticos desta faculdade.

Aos amigos e agora engenheiros Eduardo Barbieri, Eduardo D. Basso, Franck M. Bortoncello, João G. Bresolin, Lucas V. Adamatti e Rodrigo Minozzo, pelas inúmeras discussões sobre os mais variados e inusitados temas, pela inspiração e pelos melhores momentos desta faculdade.

MOSCHETTA, B. **Estudo Aerodinâmico de uma Aeronave Utilizando Mecânica dos Fluidos Computacional**. 2013. 23 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2013.

RESUMO

Resultados de simulações do modelo de aeronave *NASA Common Research Model*, do *IV AIAA Drag Prediction Workshop*, obtidos com o pacote comercial de volumes finitos *ANSYS® Fluent* são apresentados e discutidos neste trabalho. Um estudo de qualidade de malha é realizado utilizando-se a metodologia do GCI (*Grid Convergence Index*). O trabalho insere-se no contexto de contribuir com a melhoria da capacidade de previsão do arrasto de aeronaves através da utilização de métodos numéricos para a solução das equações da mecânica dos fluidos. Os resultados são validados através da comparação com resultados numéricos e experimentais publicados por outros autores. Os resultados obtidos para o coeficiente de arrasto e de pressão apresentam boa aproximação quando comparados com os obtidos pelos participantes do Workshop e também com resultados de simulações realizadas em túnel de vento.

PALAVRAS-CHAVE: Aerodinâmica, Mecânica dos Fluidos Computacional, NASA CRM, AIAA Drag Prediction Workshop

MOSCHETTA, B. **Aerodynamic Analysis of an Aircraft Using Computational Fluid Dynamics**. 2013. 23 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2013.

ABSTRACT

Results of numerical simulations of the NASA Common Research Model, from the IV AIAA Drag Prediction Workshop, obtained with the finite volume commercial software *ANSYS® Fluent* are presented and discussed in this work. A grid quality study is performed using a GCI (Grid Convergence Index) methodology. This work may be considered as a contribution to the improvement of the capacity of aircraft drag prediction using numerical methods for the solution of the fluid dynamics equations. Results are validated through a comparison with numerical and experimental results published by other researchers. Results obtained for the drag and pressure coefficients are in good agreement with those obtained by the Workshop participants and also with simulations carried in wind tunnel tests.

KEYWORDS: Aerodynamics, CFD, NASA CRM, AIAA Drag Prediction Workshop

ÍNDICE

1. INTRODUÇÃO	1
1.1 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	1
2. OBJETIVOS	1
3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	2
4. METODOLOGIA MATEMÁTICA E COMPUTACIONAL.....	2
4.1 PRÉ-PROCESSAMENTO (GEOMETRIA, MALHAS E CONDIÇÕES DE CONTORNO).....	3
4.2 MODELO MATEMÁTICO	3
4.2.1 Equações fundamentais da mecânica dos fluidos	3
4.2.2 Funções de parede	4
4.3 PÓS-PROCESSAMENTO	5
5. MODELO COMPUTACIONAL.....	5
5.1 CARACTERÍSTICAS DA GEOMETRIA E GERAÇÃO DAS MALHAS	5
5.2 CONDIÇÕES DE CONTORNO, ALGUNS DADOS E REGRAS	6
5.3 PARÂMETROS NUMÉRICOS	6
6. RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	7
6.1 ESTUDO DE QUALIDADE DE MALHA.....	7
6.2 RESOLUÇÃO DA MALHA PRÓXIMO ÀS PAREDES	9
6.3 ESTABILIZAÇÃO DOS COEFICIENTES DE FORÇA.....	9
6.4 COMPARAÇÃO COM RESULTADOS EXPERIMENTAIS E NUMÉRICOS.....	10
7. CONCLUSÕES	13
APÊNDICES.....	16
ANEXOS.....	17

1. INTRODUÇÃO

A dinâmica dos fluidos computacional (referenciada como CFD, da sigla em inglês *Computational Fluid Dynamics*, na sequência deste trabalho) é considerada uma das três possíveis abordagens para a solução de problemas que envolvam o escoamento de fluidos, juntamente com a abordagem teórica/analítica e a abordagem experimental. No início de seu desenvolvimento, as principais aplicações de CFD eram voltadas para as necessidades das indústrias aeronáutica e aeroespacial mas, ao longo dos anos, estenderam seu domínio para outras áreas como a indústria automobilística, indústria naval, construção civil, conforto térmico e processos de fabricação, para citar alguns exemplos.

Neste trabalho, o foco são as indústrias aeronáutica e aeroespacial, na qual, um dos principais pontos de interesse é a capacidade dos modelos numéricos de reproduzir o arrasto de uma aeronave em voo de cruzeiro, fator determinante para a viabilidade econômica de projetos, visto que isso possui impacto direto no consumo de combustível dos aviões.

Com a ideia de desenvolver e aprimorar os métodos de predição de arrasto em problemas de interesse da indústria aeronáutica, a AIAA (*American Institute of Aeronautics and Astronautics*) lançou uma série de conferências especializadas nesse tema, denominadas *Drag Prediction Workshops*, os DPW. Até o ano de 2013, cinco desses eventos ocorreram: DPW-I em 2001, DPW-II em 2003, DPW-III em 2006, DPW-IV em 2009 e DPW-V em 2012.

Neste trabalho utiliza-se CFD aplicada aos casos de interesse do DPW-IV, ressaltando que a mesma geometria utilizada nesse workshop foi também utilizada no DPW-V, variando-se apenas os casos de interesse sendo que, no último *Workshop*, mais atenção foi dada aos detalhes do escoamento, o que foi possível devido ao avanço do poder computacional entre os anos de 2009 e 2012. Desse modo, os resultados aqui produzidos ainda são bastante atuais e podem também ser comparados com o que foi obtido no mais recente evento promovido pela AIAA.

Com o objetivo de auxiliar os pesquisadores e melhor entender os resultados fornecidos pelas simulações, a agência espacial norte-americana, NASA, desenvolveu a geometria de uma aeronave que fosse ao mesmo tempo representativa dos aviões atuais e que facilitasse o processo de geração de malha para CFD. Essa geometria foi utilizada no DPW-IV e no DPW-V e também neste trabalho. Esse modelo é denominado *Common Research Model* (CRM) e suas características foram detalhadas por Vassberg *et al* (2008).

Neste trabalho, simulações são realizadas e a qualidade dos resultados obtidos é discutida. Todas as simulações são realizadas com o pacote comercial de CFD *ANSYS® Fluent*, que resolve as equações da dinâmica dos fluidos através do método dos volumes finitos.

1.1 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Após a introdução, são apresentados os objetivos do trabalho no capítulo 2. No capítulo 3, uma breve revisão bibliográfica é apresentada, elencando os trabalhos utilizados como referência. No capítulo 4, é apresentada a metodologia proposta para esse trabalho. Na sequência, no capítulo 5, o modelo computacional é descrito. No capítulo 6, são apresentados e discutidos os resultados e, por fim, no capítulo 7 são apresentadas as conclusões.

2. OBJETIVOS

O presente trabalho tem por objetivo a construção de um modelo computacional visando estudar o arrasto de uma aeronave do tipo comercial, em voo de cruzeiro. Estudar-se-á a influência do refinamento da malha nos resultados e pretende-se ainda comparar os resultados obtidos com o de simulações de outros pesquisadores e de testes em túneis de vento, como forma de avaliação da qualidade dos resultados.

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A importância da mecânica dos fluidos computacional para a indústria aeronáutica é extensamente discutida no trabalho de Johnson *et al* (2005), no qual são apresentados resultados de métodos com diversos graus de complexidade, ao longo de mais de trinta anos, utilizados pela fabricante de aviões Boeing, hoje a segunda maior do mundo. O trabalho também destaca a crescente importância dos métodos computacionais no projeto de aeronaves.

Mais especificamente em relação ao caso em estudo neste trabalho, a geometria é apresentada e discutida por Vassberg *et al* (2008). Gerada especialmente para a validação de estudos de CFD, o foco está na asa principal da aeronave, que reflete as características atuais de design para regimes transônicos de voo.

Quanto aos resultados numéricos disponíveis, diversos trabalhos foram publicados após a realização do *IV Drag Prediction Workshop*, dentre os quais, destacam-se os trabalhos de Mavriplis e Long (2010) e Lee-Rausch *et al* (2010), com malhas não-estruturadas e o trabalho de Scaflani *et al* (2010) no qual é utilizada uma malha estruturada por blocos, com a técnica *overset*, que permite que dois blocos de malha intersectem-se e os valores nas interfaces dos blocos são interpolados.

Ressalta-se ainda o trabalho de Vassberg *et al* (2010) no qual é feita uma análise dos diversos conjuntos de resultados submetidos para o *Workshop*, o que permite uma visão abrangente no que diz respeito à comparação dos resultados numéricos gerados para essa geometria. Nesse trabalho, concluiu-se que, apesar dos esforços, o estado da arte da mecânica dos fluidos computacional é tal que, uma resposta única para esse caso específico ainda não é possível. Os autores mostram que há ainda uma grande variação nos resultados obtidos pelos pesquisadores. Além disso, a qualidade da malha influencia os resultados de modo que, mesmo com malhas atingindo 100 milhões de volumes, a convergência de malha ainda é um desafio. A gama de resultados para o coeficiente de arrasto analisada por Vassberg *et al* (2010) é apresentada no Anexo I deste trabalho.

Em seu trabalho, Morrison (2010) realizou uma análise estatística dos resultados de diversos pesquisadores participantes do *Workshop* e conseguiu estabelecer os limites superior e inferior dos resultados, concluindo também que ainda existe grande dispersão nos resultados fornecidos pela dinâmica dos fluidos computacional para problemas como os que motivam este trabalho.

Dos trabalhos com resultados experimentais, destacam-se três. Primeiramente, o trabalho de Rivers e Dittberner (2011) no qual os resultados de forças são apresentados. Em segundo lugar, o trabalho de Bell (2011) que contém os resultados do coeficiente de pressão, utilizando uma técnica de tinta sensível à pressão. Finalmente, o trabalho de Zilliac *et al* (2011) em que é apresentada uma comparação entre medições e simulações de tensão viscosa na superfície da aeronave. Além desses trabalhos, outra fonte importante de dados experimentais é o site dedicado ao *Common Research Model*: <http://commonresearchmodel.larc.nasa.gov>, no qual resultados experimentais para diversos casos de estudos estão disponíveis e foram utilizados neste trabalho.

4. METODOLOGIA MATEMÁTICA E COMPUTACIONAL

O modo como cada simulação, individualmente, é realizada pode ser subdividido em pré-processamento, processamento e pós-processamento. Cada um desses itens é detalhado a seguir.

Contudo, é necessária também uma metodologia capaz de avaliar o conjunto de resultados de diversas simulações. Com esse intuito serão realizados estudos para que se determine o grau de dependência de malha, comparando-se simulações em que a única modificação é o refinamento desta.

Por fim, a validação dos resultados será feita utilizando-se resultados obtidos em testes realizados em túnel de vento e aqueles obtidos por diversos pesquisadores que já publicaram resultados de simulações do CRM.

4.1 PRÉ-PROCESSAMENTO (GEOMETRIA, MALHAS E CONDIÇÕES DE CONTORNO)

Nessa etapa, a geometria é preparada até estar apta para servir de base para a construção da malha que será utilizada nas simulações. Depois de geradas as malhas, são preparadas as condições de contorno a serem fornecidas ao *software* de simulação. O detalhamento das condições de contorno utilizadas é apresentado no capítulo 5.2 deste trabalho.

4.2 MODELO MATEMÁTICO

O processamento é realizado utilizando-se um *software* comercial de CFD, o ANSYS® *Fluent*. Esse *software* permite a realização das simulações com diferentes modelos de turbulência e também permite o controle de parâmetros numéricos da solução das equações, como as funções de interpolação. O *software* utiliza o método dos volumes finitos para a solução das equações fundamentais da mecânica dos fluidos.

4.2.1 Equações fundamentais da mecânica dos fluidos

Para o caso de um escoamento compressível, como o deste trabalho, o método deve ser capaz de resolver as equações de conservação da massa, da quantidade de movimento e de energia.

A conservação de massa é dada pela equação (4.1).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (4.1)$$

onde ρ é a densidade do fluido, t o tempo, x_i representa as direções do espaço e u_i é a componente da velocidade na direção i .

A conservação da quantidade de movimento, que é uma expressão da segunda lei de Newton, é dada pela equação (4.2).

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i \quad (4.2)$$

onde P é a pressão, τ_{ij} é um tensor (a ser definido na sequência do texto), g_i é a componente da aceleração da gravidade na direção i . As outras variáveis foram previamente definidas.

Nessa equação já estão incorporadas a hipótese de Stokes e admite-se que se trabalhará com um fluido newtoniano.

A equação da conservação de energia é dada pela equação (4.3).

$$\frac{\partial (\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho e u_j)}{\partial x_j} = -P \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (4.3)$$

onde e é a energia interna, k é a condutividade térmica e T é a temperatura. As outras variáveis foram previamente definidas.

Nas equações de conservação de quantidade de movimento e de energia, o tensor τ_{ij} é definido pela equação (4.4).

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (4.4)$$

onde μ é a viscosidade molecular do fluido e δ_{ij} é o delta de Kronecker. As outras variáveis foram previamente definidas.

Com isso, o sistema tem cinco equações (uma de conservação de massa, três de conservação de quantidade de movimento e uma de conservação de energia). No entanto, este sistema possui sete variáveis: P, ρ, e, u_i , e T , sendo necessárias ainda duas relações para o fechamento do sistema. Essas relações são a equação correspondente a um gás ideal e uma relação entre a energia interna e a temperatura, que são dadas pelas equações (4.5) e (4.6), respectivamente.

$$P = \rho RT \quad (4.5)$$

$$e = c_v T \quad (4.6)$$

onde R é a constante específica de um gás ideal e c_v é o calor específico a volume constante. As outras variáveis foram previamente definidas.

Do modo como foram apresentadas, as equações resolvem todas as escalas espaciais e temporais do movimento, o que cria uma dificuldade, pois isso requer uma malha capaz de capturar todas essas escalas. Isto resulta na necessidade de uma malha muito refinada, cuja simulação seria impraticável devido a limitações computacionais. De modo a contornar esse problema, uma das alternativas é que as equações passem por um processo de média temporal, do qual se obtêm as equações médias de Reynolds (conhecidas como RANS, da sigla em inglês *Reynolds Averaged Navier-Stokes*) (Wilcox, 1998). Essas equações têm por característica a presença de novas variáveis no chamado tensor de Reynolds, resultando em um sistema com mais incógnitas que equações. Faz-se então necessário o fechamento do modelo, o que resulta nos diferentes modelos de turbulência. Neste trabalho, é utilizado o modelo desenvolvido por Spalart e Allmaras, que introduz uma equação extra no problema (Spalart e Allmaras, 1992).

4.2.2 Funções de parede

A camada limite é uma região onde é verificado um alto gradiente de velocidades causado pela presença de uma condição de contorno que impõe mudanças bruscas no escoamento. No caso do escoamento em torno de aeronaves, forma-se camada limite nas superfícies definidas com a condição de não deslizamento (aeronave).

A correta solução do escoamento requer um grande número de volumes próximo à parede, na direção perpendicular a esta. Uma solução para esse problema é a utilização da chamada função de parede, que permite que se calcule a velocidade no centro do volume adjacente à parede, assumindo que a velocidade tem um perfil logarítmico nessa região. Esses métodos são detalhados em Wilcox (1998).

Para avaliar se uma malha tem volumes suficientes na direção perpendicular à parede, de modo a dispensar as funções de parede, utiliza-se um parâmetro conhecido como y^+ , que é uma espécie de distância adimensional da primeira célula em relação à parede. Esse parâmetro é definido na equação (4.7).

$$y^+ = \frac{\sqrt{\rho \tau_w} y}{\mu} \quad (4.7)$$

onde τ_w é a tensão na parede e y é a distância do volume à parede. As outras variáveis foram previamente definidas.

Em geral, divide-se a camada limite em três regiões: linear (subcamada viscosa), de transição e logarítmica. Caso o primeiro volume encontre-se na região linear, não há a

necessidade de funções de parede, que devem ser usadas na região logarítmica. O manual do usuário do *ANSYS® Fluent* (ANSYS, 2010) sugere que, para que não sejam utilizadas funções de parede com o modelo Spalart-Allmaras, deve-se garantir $y^+ < 3$.

4.3 PÓS-PROCESSAMENTO

Nessa etapa são gerados gráficos e imagens com os resultados obtidos na etapa anterior, bem como analisados os resultados.

Os coeficientes de pressão, de arrasto e de sustentação da aeronave são definidos na equação (4.8), onde os sub-índices P (pressão), D (arrasto) e L (sustentação) são utilizados.

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} A \rho_\infty V_\infty^2} \quad C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} A \rho_\infty V_\infty^2} \quad C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} A \rho_\infty V_\infty^2} \quad (4.8)$$

onde P é a pressão, A a área de referência, ρ a densidade do fluido, V a velocidade, F_D a força de arrasto, F_L a força de sustentação e o sub-índice ∞ indica que as propriedades são avaliadas no infinito (na condição de contorno).

Para avaliar o grau de dependência das malhas, serão utilizados dois critérios: o coeficiente de arrasto e o coeficiente de pressão. Para avaliar as malhas quanto ao coeficiente de arrasto, o método utilizado é o do Índice de Convergência de Malha (GCI, da sigla em inglês *Grid Convergence Index*), apresentado por Roache (1994). O detalhamento desta metodologia é apresentado no Apêndice I. O coeficiente de pressão é analisado em seis seções da asa, paralelas à direção principal do escoamento.

5. MODELO COMPUTACIONAL

5.1 CARACTERÍSTICAS DA GEOMETRIA E GERAÇÃO DAS MALHAS

A geometria foi projetada de modo a representar as características básicas de um avião transônico moderno, de modalidade comercial. A aeronave é composta por fuselagem, asa e estabilizador horizontal, tendo ainda a presença de uma *fairing* na conexão da asa com a fuselagem. A Tabela 5.1 contém as principais características geométricas da aeronave.

Tabela 5.1 – Dados geométricos da aeronave

Característica	Valor
A_{ref}	383,689 m ²
Envergadura (span)	58,76 m
$Corda_{ref}$	7,00 m
Razão de aspecto (asa)	9

Três malhas foram utilizadas no trabalho, essas malhas são denominadas C (*coarse*), M (*medium*) e F (*fine*). A Tabela 5.2 mostra o número de volumes em cada uma dessas malhas, e outro ponto importante para a comparação entre elas, que é o número de pontos no entorno da asa. A Figura 5.1 mostra parte das três malhas. As malhas são compostas por hexaedros e tetraedros, sendo que a região mais próxima da aeronave é formada por hexaedros, responsáveis pela captura da camada limite. A próxima região da malha é formada por tetraedros e, por fim, são utilizados hexaedros novamente até a fronteira externa do domínio computacional, que é uma semiesfera.

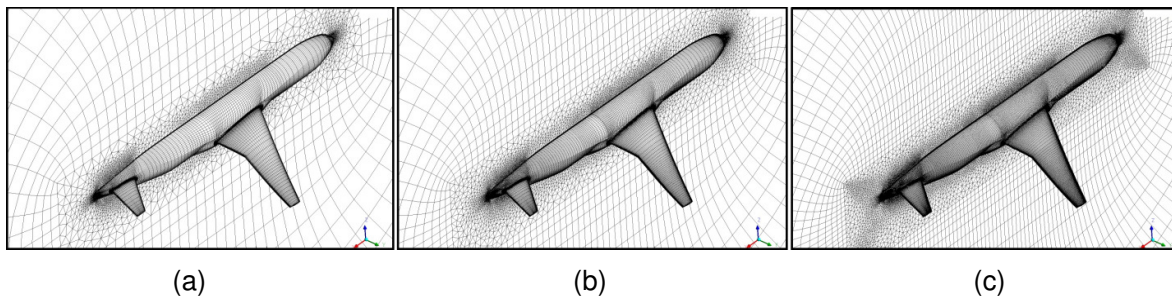


Figura 5.1 – Malhas utilizadas no trabalho. Coarse (a), Medium (b) e Fine (c).

Tabela 5.2 – Dados das malhas

Malha	Número de volumes	Número de pontos na asa
C	1.723.017	94
M	4.581.591	142
F	10.650.543	202

5.2 CONDIÇÕES DE CONTORNO, ALGUNS DADOS E REGRAS

Na superfície da aeronave, as condições de contorno são definidas através da condição de não deslizamento, o que significa que as componentes da velocidade são nulas nas paredes. O domínio é construído de modo a explorar a simetria do problema, portanto outra condição de contorno é a superfície de simetria, que corta o plano médio da fuselagem da aeronave. Na Figura 5.1 pode-se observar a malha no plano de simetria e na superfície da aeronave. A última condição de contorno é definida na superfície de uma semiesfera que constitui a fronteira externa do domínio computacional e nela são determinados o número de Mach, a direção preferencial do escoamento e as outras variáveis estáticas (pressão e temperatura). O **número de Reynolds** para todas as simulações é de 5 milhões e o **número de Mach** de 0,85. O ângulo de ataque é variável, sendo ajustado para que o coeficiente de sustentação seja de $0,500 \pm 0,001$. Essa margem de erro foi estabelecida pelos organizadores do *IV Drag Prediction Workshop*, de modo a uniformizar os resultados obtidos pelos pesquisadores participantes. De modo a eliminar algumas incertezas da análise, todos os participantes do *IV Drag Prediction Workshop* foram sugeridos a seguir duas regras: utilizar o tamanho do domínio de no mínimo 100 vezes a dimensão característica da aeronave e tratar todos os casos com camadas limite completamente turbulentas. Essas sugestões foram seguidas nas simulações deste trabalho. Para o caso da camada limite, não houve divisão do domínio computacional em laminar e turbulento, de modo que a equação do modelo de turbulência é resolvida em todos os volumes da malha.

5.3 PARÂMETROS NUMÉRICOS

O método dos volumes finitos requer a utilização de funções de interpolação, uma vez que é necessário conhecer o valor das variáveis em pontos diferentes de onde eles estão armazenados, isto é, têm-se as variáveis armazenadas no centro dos volumes de controle, mas para o cálculo de fluxos é necessário conhecer o valor dessas mesmas variáveis nas faces dos volumes de controle. Desse modo, utilizam-se técnicas de interpolação para obter os valores desejados. Para os termos difusivos utiliza-se o método de diferenças finitas centrais, para os termos convectivos das equações de conservação de energia e quantidade de movimento utiliza-se o método *Upwind* de segunda ordem e, finalmente, para os termos convectivos das equações da turbulência utiliza-se o método QUICK. A formulação de todos esses métodos foi detalhada por Ferziger (2002).

Além das funções de interpolação, foi definido que as equações seriam resolvidas utilizando o método que é conhecido como *Density Based Solver* o que significa que as equações de conservação de massa, quantidade de movimento e energia são resolvidas de forma acoplada. Esse método é mais indicado que o método conhecido como *Pressure Based Solver* para o caso de escoamentos de altas velocidades, utilizado neste trabalho.

6. RESULTADOS E DISCUSSÃO

6.1 ESTUDO DE QUALIDADE DE MALHA

A Figura 6.1 e a Tabela 6.1 mostram os resultados obtidos para o coeficiente de arrasto das três malhas simuladas nesse trabalho. A avaliação da qualidade da malha foi feita através do método apresentado na seção 4.3 e no Apêndice I e os resultados são apresentados na Tabela 6.2.

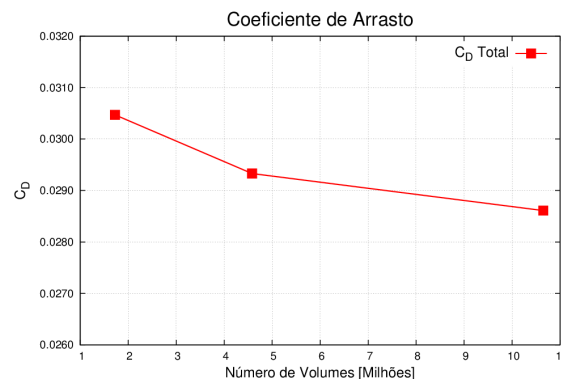


Figura 6.1 - Coeficiente de arrasto para as 3 malhas utilizadas.

Tabela 6.1 – Coeficiente de arrasto para as três malhas

	$C_{D\text{ Total}}$	$C_{D\text{ Atrito}}$	$C_{D\text{ Pressão}}$
C	0,03047	0,01285	0,01762
M	0,02933	0,01298	0,01635
F	0,02861	0,01301	0,01560

Tabela 6.2 – Resultados do método GCI para avaliar convergência de malha

r (razão de refinamento)	1,324
p (ordem de convergência)	1,637
GCI_{12}	5,4%
GCI_{23}	8,3%
$f_{\text{exato}} (C_{D\text{ Total}})$	0,0274

A razão de refinamento utilizada foi a proposta para malhas não-estruturadas, visto que as malhas são híbridas e não podem ser avaliadas pelo método para malhas estruturadas. O fator de segurança utilizado foi 1,25, uma vez que foram utilizadas três malhas no estudo. A ordem de convergência observada de 1,637 está de acordo com o esperado pois, apesar de a solução ter sido obtida com métodos de segunda ordem, devido à qualidade da malha (estiramento dos volumes finitos), nem sempre uma ordem real de 2 é possível.

A relação entre os fatores GCI das malhas é tal que $GCI_{23} > GCI_{12}$, indicando que a influência da malha nos resultados foi reduzida ao se refinar a malha, exatamente como era esperado. A extrapolação de Richardson ainda permite estimar que sem erros de discretização (malha com infinitos volumes), o coeficiente de arrasto obtido seria de 0,0274, com uma banda de erro de 5,4%.

Além do coeficiente de arrasto, avaliou-se a influência do tamanho de malha no coeficiente de pressão, que foi analisado em seis seções da asa. Estes resultados são

apresentados na Figura 6.2, onde cada seção é identificada pelo parâmetro η , que indica a posição relativa ao *span* da aeronave (sendo $\eta = 0$ o plano de simetria do problema e $\eta = 1$ a ponta da asa).

Numa onda de choque os valores de pressão, velocidade e densidade mudam abruptamente através da largura da onda. É possível perceber que a onda de choque é mais bem capturada com a malha F, o que era esperado, visto que essa possui mais volumes ao longo da asa. Isso é observado com clareza na seção $\eta = 0,502$, na qual, com a malha C, o choque é bastante suave e gradativamente torna-se mais abrupto com as malhas M e F. Observa-se também que mesmo nas regiões afastadas da onda de choque, a malha C prevê coeficientes de pressão ligeiramente diferentes das malhas M e F. Isso corrobora os resultados obtidos com a metodologia GCI, com a qual foi observado que os erros de discretização diminuíram de M para F, quando comparados com os erros de C para M.

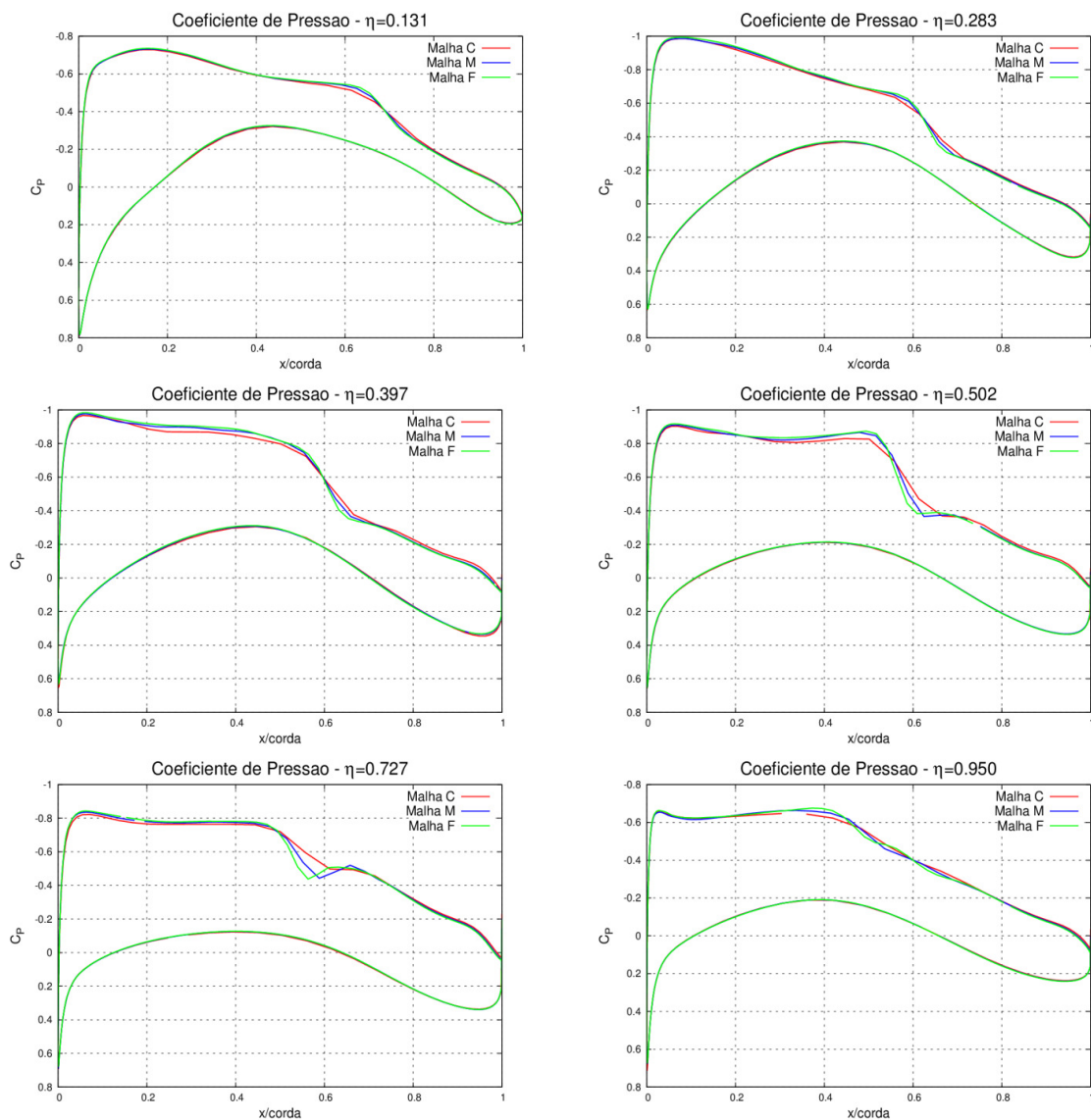


Figura 6.2 – Coeficientes de pressão em seções da asa obtidos com os três diferentes tamanhos de malha.

Analisando-se os resultados obtidos para os coeficientes de arrasto e de pressão, nos três graus de refinamento, percebe-se que a malha F apresenta uma melhoria na qualidade dos resultados (sobretudo na redução dos erros de discretização e na melhor captura da onda de choque) quando comparada com as malhas C e M. Desse modo, optou-se pela utilização da malha F para os estudos subsequentes neste trabalho.

6.2 RESOLUÇÃO DA MALHA PRÓXIMO ÀS PAREDES

Como exposto no capítulo 4.2.2, é necessário cuidado com a modelagem do escoamento próximo às paredes. Todas as simulações deste trabalho são realizadas sem a utilização de funções de parede, ou seja, garantindo que os primeiros volumes da malha, próximo às superfícies da aeronave, sejam capazes de capturar a subcamada viscosa (região linear da camada limite). Na Figura 6.3, é possível observar os valores de y^+ para as malhas C, M e F, que foram computadas com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras.

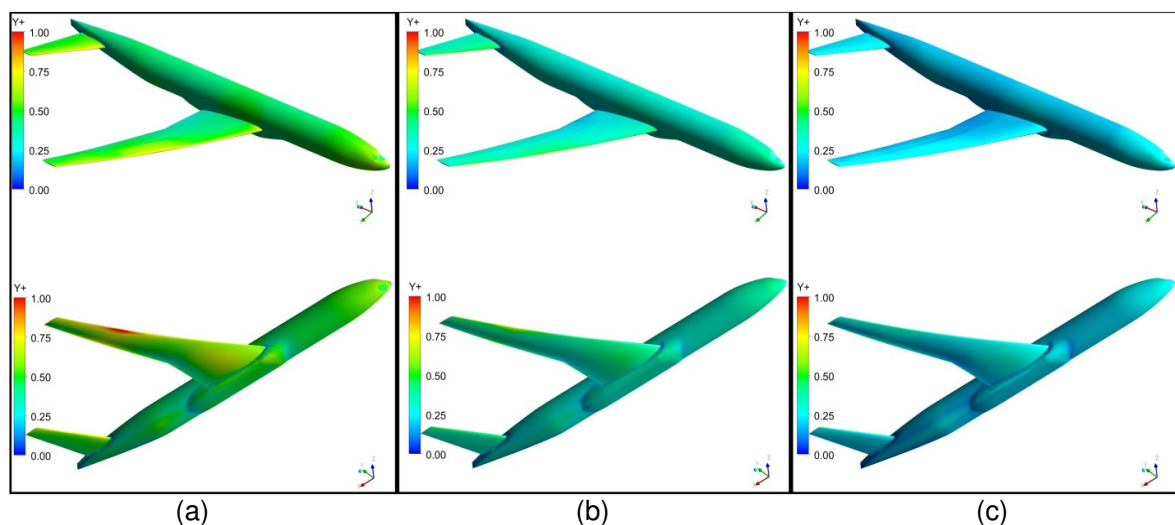


Figura 6.3 – Valores de y^+ para as três malhas do estudo de qualidade de malha. (a) C, (b) M e (c) F.

Nota-se que apenas na malha mais grosseira existem pequenas regiões com $y^+ > 1$ (em vermelho nas imagens, uma vez que a escala da legenda é de 0 a 1). Tanto para a malha M quanto para a malha F, não são observadas regiões com $y^+ > 1$, o que é condizente com o fato de ter-se optado pela não utilização de funções de parede.

6.3 ESTABILIZAÇÃO DOS COEFICIENTES DE FORÇA

Antes do pós-processamento dos resultados, é necessário que os mesmos sejam estáveis, o que significa que não devem ocorrer variações significativas com a continuação das iterações. Para isso, utilizam-se os valores integrados dos coeficientes de arrasto e sustentação, sendo que os resultados foram considerados estáveis (e conseqüentemente prontos para pós-processamento) quando o coeficiente de sustentação manteve-se dentro dos limites estabelecidos ($0,500 \pm 0,001$) por no mínimo 1000 iterações e quando o coeficiente de arrasto não variou por mais de 0,00005 (meio *drag-count*) também por no mínimo 1000 iterações. Na Figura 6.4, a convergência dos coeficientes para a malha M é mostrada. Outro motivo que exige essa análise é o fato de que se busca um coeficiente de sustentação pré-determinado, porém o que é fornecido ao *software* é o ângulo de ataque. Isso exige a

adaptação desse ângulo ao longo da simulação, de modo a deixar o coeficiente de sustentação dentro dos limites buscados.

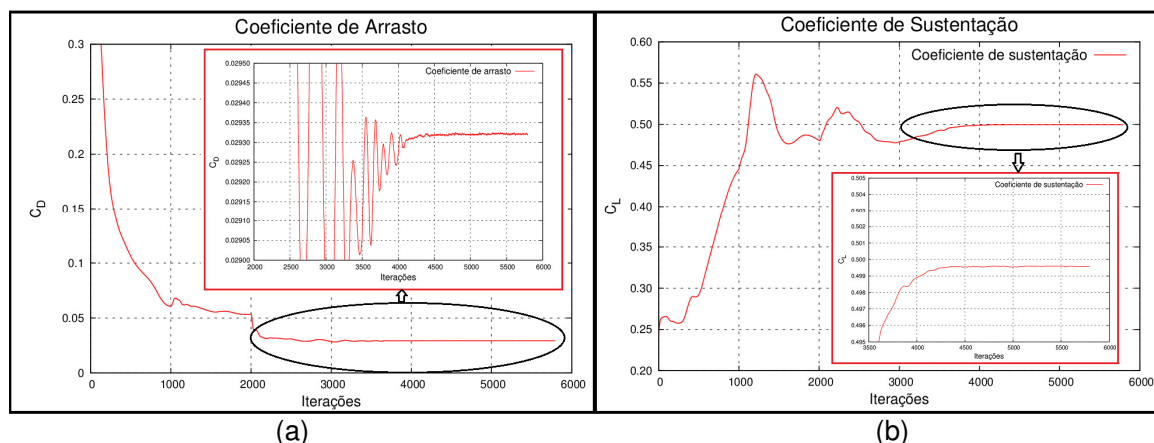


Figura 6.4 – Convergência dos coeficientes de força para a malha M desse trabalho. (a) coeficiente de arrasto e (b) coeficiente de sustentação.

6.4 COMPARAÇÃO COM RESULTADOS EXPERIMENTAIS E NUMÉRICOS

Os ensaios experimentais para o caso em estudo foram realizados em dois túneis de vento: *NASA Langley National Transonic Facility (NTF)* e *NASA Ames*. No primeiro estão disponíveis informações de forças e do coeficiente de pressão e no segundo, apenas informações sobre as forças. Os resultados para o coeficiente de arrasto dos dois túneis estão publicados no trabalho de Rivers e Dittberner (2011), enquanto que o coeficiente de pressão foi obtido do *website* dedicado ao projeto do *Common Research Model*: <http://commonresearchmodel.larc.nasa.gov>.

O grande número de resultados numéricos disponíveis para o caso em estudo inviabiliza uma comparação direta com todos eles. Desse modo, selecionou-se um trabalho, Lee-Rausch *et al* (2010) do grupo de CFD de *NASA Langley*, com o qual foram comparados os resultados das simulações. Existe na literatura um trabalho (Morrison, 2010) com a análise estatística de 24 grupos de pesquisa para o mesmo caso e que é utilizado para comparar as simulações do presente trabalho com o que foi obtido por outros pesquisadores, sem a necessidade de que os resultados individuais sejam analisados. Os resultados do trabalho de Morrison (2010) são apresentados com um limite superior, um limite inferior e a mediana dos resultados analisados por ele. Em seu trabalho, apresentam-se os detalhes da maneira como esses valores foram obtidos.

É usual que os resultados do coeficiente de arrasto sejam plotados contra um fator de malha, definido na equação (6.1).

$$\text{Fator de Malha} = N^{-\frac{2}{3}} \quad (6.1)$$

onde N é o número de volumes da malha.

Essa abordagem traz dois benefícios principais. Primeiramente, as malhas mais refinadas ficam à esquerda do gráfico, mais próximas do eixo y e, com isso, a leitura para qual valor os resultados estão convergindo é facilitada. E, além disso, para soluções de segunda ordem, uma reta no gráfico indica que os resultados estão convergidos em termos de erros de discretização. Essa forma de mostrar os resultados foi adotada neste trabalho.

Na Figura 6.5 todos esses resultados são mostrados. Observa-se primeiramente que tanto os resultados do presente trabalho, quanto os do grupo de *NASA Langley*, estão dentro dos limites estatísticos obtidos por Morrison (2010). Na comparação entre os dois resultados

numéricos, observa-se que as simulações deste trabalho tendem a superestimar o coeficiente de arrasto quando comparadas com as de Lee-Rausch *et al* (2010), fato esse que é mais acentuado na comparação do coeficiente de arrasto devido ao atrito. A tendência de queda do coeficiente de arrasto com o aumento do tamanho da malha foi observada nos dois trabalhos. Na verdade, a grande maioria de pesquisadores que estudou esse problema obteve a mesma tendência (Vassberg *et al*, 2010).

Na Figura 6.6, os resultados obtidos para o coeficiente de pressão com a malha F são mostrados e comparados com os resultados de Lee-Rauch *et al* (2010) para uma malha de aproximadamente 35 milhões de volumes. Além disso, constam dois conjuntos de resultados experimentais, ambos obtidos no túnel de vento NTF, sendo que os resultados identificados com (a) são para um coeficiente de sustentação de 0,4896 e os identificados como (b) para um coeficiente de sustentação de 0,5230, lembrando que os resultados numéricos são para um coeficiente de sustentação de $0,500 \pm 0,001$.

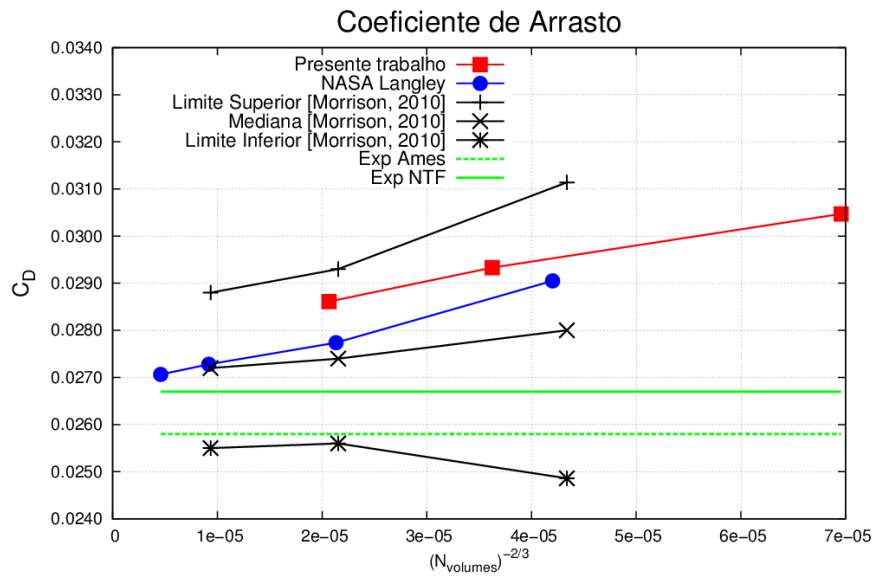
Em primeiro lugar, observa-se que os resultados obtidos neste trabalho concordam bem com os obtidos por Lee-Rauch *et al* (2010), sendo que as principais diferenças observadas são a captura da onda de choque (evidenciado na seção $\eta = 0,727$) e que pode ser explicado pelo maior número de volumes da malha do grupo de NASA Langley, e no coeficiente de pressão da última seção da asa ($\eta = 0,950$).

Na comparação com os testes em túnel de vento, observa-se que os resultados concordam bem com os experimentos para a parte inferior da asa (lado de pressão), o que é esperado, visto que nessa área o escoamento é menos complexo pois não há presença de onda de choque e as velocidades são menores do que no lado de sucção da asa. A posição e a força da onda de choque são bem capturadas até a seção $\eta = 0,502$ e, a partir dela, o acordo entre resultado numérico e experimental diminui. Para explicar esse fenômeno é feita a hipótese de que efeitos aeroelásticos (deformação da asa, que é maior quanto maior a distância da fuselagem) começam a ter importância e, uma vez que isso não é levado em conta nas simulações, os resultados diferem do obtido experimentalmente nessa região. Para solucionar esse problema, duas abordagens são possíveis: ou aumenta-se a rigidez do modelo no túnel de vento, evitando ao máximo as deformações decorrentes das forças do escoamento ou esses efeitos devem ser considerados nas simulações.

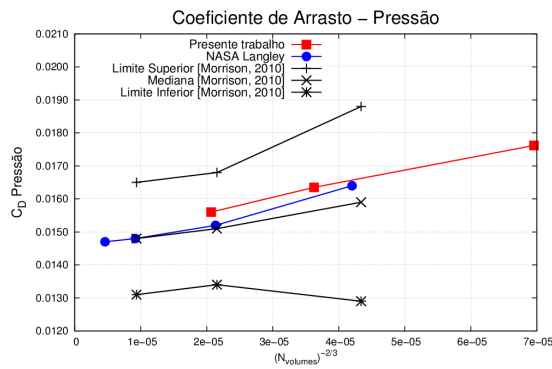
A comparação de resultados de simulação com resultados obtidos em túnel de vento é objeto de constante discussão entre aerodinamicistas e esse tema foi abordado por Ed Tinoco, David Levy e Olaf Brodersen na ocasião do *V Drag Prediction Workshop* em junho de 2012. (Tinoco *et al*, 2012).

Esses pesquisadores destacam diversas fontes de incerteza que impedem que resultados de túnel de vento e de simulações sejam perfeitamente compatíveis, dentre as quais se destaca: (a) a presença de paredes no túnel de vento, enquanto que as simulações são feitas em condições livres (fronteira do domínio muito afastada dos corpos); (b) a transição da camada limite de laminar para turbulenta que não é modelada na simulação computacional (c) a deformação aeroelástica, como discutido anteriormente e (d) erros de medição para os experimentos e erros numéricos das simulações.

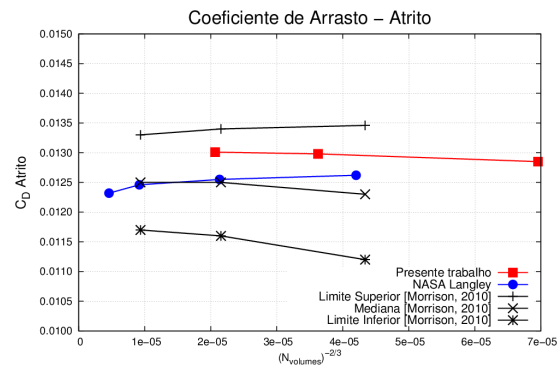
Desse modo, os resultados experimentais aqui mostrados devem servir de referência para os resultados das simulações, mas não devem ser tomados como um resultado exato para comparar simulações. O autor deste trabalho acredita ser muito mais importante a redução da dispersão dos resultados de simulações realizadas com diferentes códigos, métodos numéricos e malhas do que a redução da diferença entre o obtido numericamente e o obtido experimentalmente.



(a)

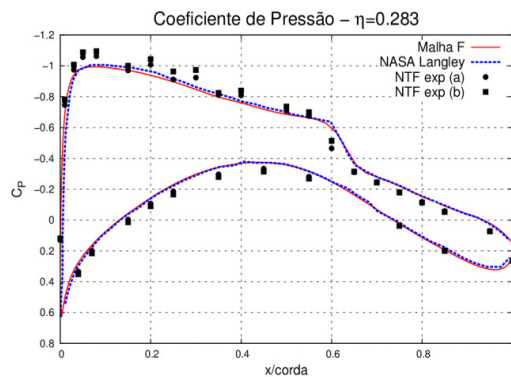
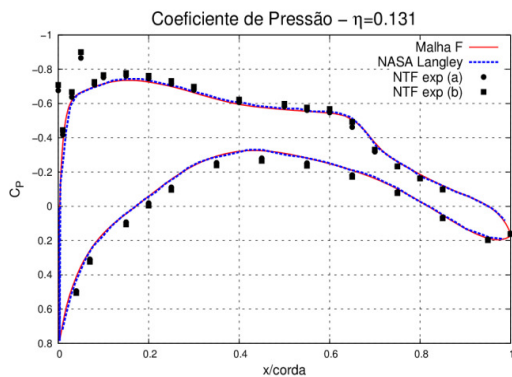


(b)



(c)

Figura 6.5 – Resultados do coeficiente de arrasto obtido comparados com os de Lee-Rauch *et al* (2010) (NASA Langley), com os limites estatísticos obtidos por Morrison (2010) e com resultados experimentais. A imagem está dividida em arrasto total (a), arrasto devido à pressão (b) e arrasto devido ao atrito (c).



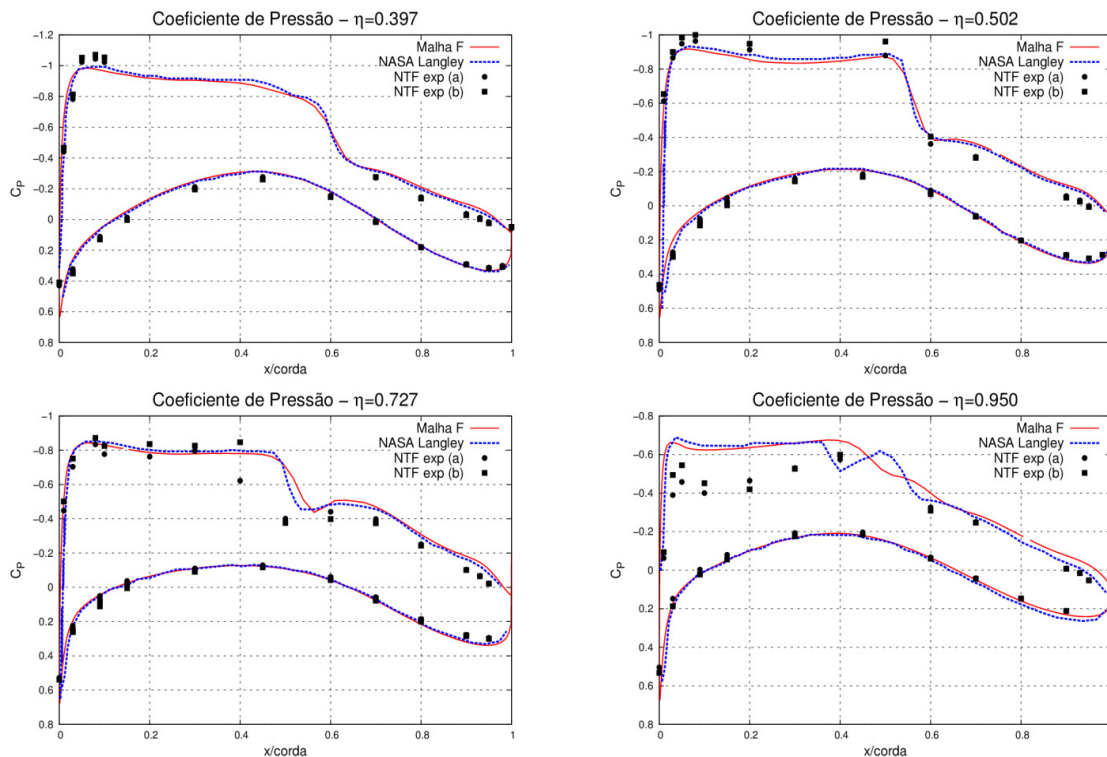


Figura 6.6 – Resultados do coeficiente de pressão obtidos neste trabalho comparados com resultados de Lee-Rausch *et al* (2010) (NASA Langley) e resultados experimentais.

7. CONCLUSÕES

Neste trabalho é utilizada uma metodologia de dinâmica dos fluidos computacional para a avaliação aerodinâmica de uma aeronave. Apresenta-se o modelo matemático e a metodologia numérica empregada. Este trabalho insere-se na gama de trabalhos que discutem o tema com a finalidade de tratar os problemas de aerodinâmica externa empregando a dinâmica dos fluidos computacional.

Os resultados para os coeficientes de arrasto e de pressão estão de acordo com os obtidos em simulações realizadas por outros pesquisadores, a menos dos erros discutidos neste trabalho. Observa-se ainda que, apesar dos esforços de muitos pesquisadores, os resultados numéricos para um mesmo caso (com as mesmas condições de contorno) ainda apresentam grande dispersão. Isso sugere que, para casos complexos como o que foi o objeto de estudo deste trabalho, a dinâmica dos fluidos computacional ainda não é capaz de fornecer uma resposta única. Isso é verdade, sobretudo ao se analisarem os resultados para o coeficiente de arrasto.

Contudo, quanto ao o coeficiente de pressão, os resultados obtidos concordam bem com o de outros pesquisadores (tanto numéricos quanto experimentais), sobretudo nas regiões da asa mais próximas da fuselagem e em sua superfície inferior. A intensidade e posição da onda de choque são bem capturadas nas simulações até aproximadamente metade da asa. Os resultados numéricos diferem do obtido nos túneis de vento, principalmente próximo à ponta da asa. Acredita-se que um dos motivos que levam a essas diferenças é o fato de que não é possível garantir a compatibilidade total das condições de contorno dos dois métodos (numérico e experimental). Nesse sentido, propõe-se como trabalho futuro, a realização de simulações mais fiéis aos modelos ensaiados em túneis de vento, incluindo efeitos aeroelásticos.

Em relação à dispersão dos resultados numéricos, isso pode ser causado, por exemplo, pela utilização de malhas, modelos de turbulência e códigos diferentes. Desse modo, propõe-se como trabalho futuro, a avaliação de diferentes modelos de turbulência e códigos com a mesma malha, procurando manter todos os outros parâmetros inalterados, de modo a isolar as fontes das diferenças observadas nos resultados. Sugere-se ainda o estudo do tamanho do domínio como trabalho futuro, uma vez que isso não foi investigado nesse trabalho.

Em suma, a metodologia utilizada neste trabalho apresenta resultados promissores, principalmente no que diz respeito à capacidade de previsão do coeficiente de pressão na asa da aeronave.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANSYS® Fluent. “**ANSYS Fluent User’s Guide**”. Release 13.0, 2010, ANSYS, Inc.

Bell, James H.; “**Pressure-Sensitive Paint Measurements on the NASA Common Research Model in the NASA 11-ft Transonic Wind Tunnel**”. AIAA Paper 2011-1128.

“**Common Research Model**”. <http://commonresearchmodel.larc.nasa.gov>. Acessado em 01/06/2013.

Johnson, Forrester T.; Tinoco, Edward N.; Yu, N. Jong. “**Thirty Years of Development and Application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Seattle**”. Computers and Fluids, vol. 34, pp 1115-1151, 2005.

Lee-Rausch, E. M.; Hammond, D. P.; Nielsen, E. J.; Pirzadeh, S. Z.; C.L. Rumsey. “**Application of the FUN3D Unstructured-Grid Navier-Stokes Solver to the 4th AIAA Drag Prediction Workshop Cases**”. AIAA Paper 2010-4551.

Mavriplis, Dimitri.; Long, Mike. “**NSU3D Results for the Fourth AIAA Drag Prediction Workshop**”. AIAA Paper 2010-4550.

Menter, F. R. “**Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications**”. AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.

Morrison, Joseph. “**Statistical Analysis of CFD Solutions from the Fourth AIAA Drag Prediction Workshop**”. AIAA Paper 2010-4673.

Yakhot, V.; Orszag, S. A.; Thangam, S.; Gatski, T. B.; Speziale, C. G. “**Development of Turbulence Models for Shear Flows by a Double Expansion Technique**”. Physics of Fluids A, Vol. 4, No. 7, pp. 1510-1520, 1992.

Rivers, Melissa B.; Dittberner, Ashley. “**Experimental Investigations of the NASA Common Research Model in the NASA Langley National Transonic Facility and NASA Ames 11-Ft Transonic Wind Tunnel (Invited)**”. AIAA Paper 2011-1126.

Roache, P. J. “**Perspective: A method for uniform reporting of grid refinement studies**”. Journal of Fluids Engineering, Vol. 116, Issue 3, pp 405-413, 1994.

Sclafani, Anthony J.; DeHaan, Mark A.; Vassber, John C.; Rumsey, Christopher L.; Pulliam, Thomas H. “**Drag Prediction for the NASA CRM Wing-Body-Tail Using CFL3D and OVERFLOW on an Overset Mesh**”. AIAA Paper 2010-4219.

Spalart, P. R.; Allmaras, S. R. "**A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows**". Recherche Aerospatiale, No. 1, pp 5-21, 1994.

Tinoco, Ed; Levy, David; Brodersen, Olaf; DPW Organizing Committee. "**DPW 5 Summary of Participant Data**". http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop5/presentations/DPW5_Presentation_Files/14_DPW5%20Summary-Draft_V7.pdf. Acessado em 01/06/2013.

Vassberg, John C.; DeHaan, Mark A.; Rivers, S. Melissa.; Wahls, Richard A. "**Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies**". AIAA Paper 2008-6919.

Vassberg, John C.; Tinoco, Edward N.; Mani, Mori.; Rider, Ben.; Zickuhur, Tom.; Levy, David W.; Brodersen, Olaf P.; Eisfeld, Bernhard.; Crippa, Simone.; Wahls, Richard A.; Morrison, Joseph H.; Mavriplis, Dimitri J.; Murayama, Mitsuhiro. "**Summary of the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop**". AIAA Paper 2010-4547.

Wilcox, David C. "**Turbulence Modeling for CFD Applications**". DCW Industries, 2nd edition, 1998.

Zilliac, Gregory G.; Pulliam, Thomas H.; Rivers, Melissa B.; Zerr, Jordan.; Delgado, Maureen.; Halcomb, Nettie.; Lee, Henry. "**A Comparison of the Measured and Computed Skin Friction Distribution on the Common Research Model**". AIAA Paper 2011-1129.

APÊNDICES

APÊNDICE I – Metodologia de análise de qualidade de malha - GCI

Nesse método, calcula-se primeiramente a ordem observada de convergência, dada pela equação (A.1).

$$p = \frac{\ln \left(\frac{f_3 - f_2}{f_2 - f_1} \right)}{\ln(r)} \quad (\text{A.1})$$

onde p é a ordem de convergência, f_i é o valor calculado na simulação (i indica a malha, sendo que 1 indica a malha mais fina e 3 a mais grosseira) e r é a razão de refinamento entre uma malha e outra.

A razão de refinamento, r , é facilmente determinada para malhas estruturadas, porém, deve ser estimada em malhas não estruturadas. Novamente segundo Roache (1994), esse fator pode ser estimado através da equação (A.2), dada abaixo.

$$r = \left(\frac{N_1}{N_2} \right)^{\frac{1}{D}} \quad (\text{A.2})$$

onde N_1 e N_2 são o número de volumes das malhas fina e grosseira, respectivamente e D é a dimensionalidade do problema (1, para problemas 1D, 2 para 2D e 3 para 3D).

Na sequência, calcula-se o erro relativo entre as malhas, que é dado pela equação (A.3).

$$\varepsilon = \frac{f_2 - f_1}{f_1} \quad (\text{A.3})$$

onde f_i são os resultados calculados da simulação para cada malha.

Pode-se então calcular o GCI, através da equação (A.4):

$$GCI_{12} = \frac{F_S |\varepsilon|}{r^p - 1} \quad (\text{A.4})$$

onde F_S é um fator de segurança, ε o erro relativo entre as malhas, r a razão de refinamento e p a ordem de convergência.

Para o fator de segurança, como indicado por Roache (1994), deve-se utilizar 1,25 quando se faz a análise com três malhas diferentes.

Essa análise também permite que seja estimado o valor convergido da solução, ou seja, com uma malha de infinitos volumes. Isso é feito através da extrapolação de Richardson, cuja expressão também foi obtida por Roache (1994) e é dada na equação (A.5).

$$f_{exato} = f_2 + (f_1 - f_2) \frac{r^p}{r^p - 1} \quad (\text{A.5})$$

onde f_{exato} é o valor estimado para uma malha de infinitos volumes, f_i é o valor calculado na simulação, p a ordem de convergência e r a razão de refinamento.

O GCI é uma medida percentual da banda de erro para o valor de f_{exato} .

ANEXOS

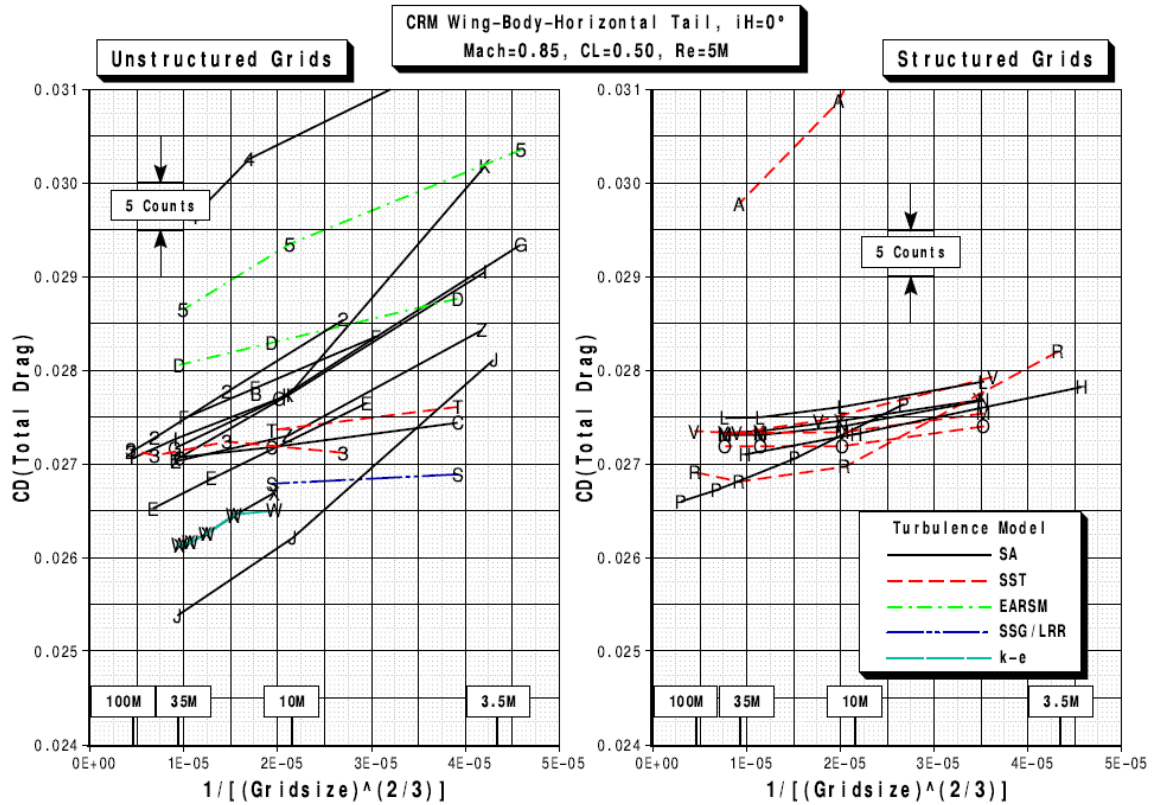
ANEXO I – Estudo de Convergência de Malha do Coeficiente de Arrasto (Vassberg *et al*, 2010)

Figure 5. Case 1a Grid Convergence on Total Drag: $M = 0.85$, $C_L = 0.5$, $Re = 5$ million.

Figura A.1 – Estudo de convergência de malha baseado no coeficiente de arrasto obtido por diversos participantes do IV Drag Prediction Workshop. Fonte: Vassberg *et al* (2010).