



## Relatório de Pesquisa

Título do projeto de pesquisa: Determinação das Forças Aerodinâmicas sobre o Modelo Padrão Aeronáutico M5 ONERA através do uso de Ferramentas de Dinâmica dos Fluidos Computacional

Bolsista: Fernanda Regina da Conceição Barreto

Orientador: Edson Basso

Período a que se refere o relatório: agosto de 2014 a julho de 2015

### Resumo

O projeto de pesquisa tem como tema o uso de programas de CFD (do inglês “Computational Fluid Dynamics”) para a determinação das forças aerodinâmicas sobre o Modelo Padrão Aeronáutico M5 ONERA/IAE, sendo este modelo utilizado como parte do processo de certificação de túneis de vento. A determinação destas forças tem como finalidade o cálculo dos esforços sobre a estrutura de fixação do modelo na balança de carga do túnel de vento TA-2 da Divisão de Aerodinâmica. Estes dados auxiliarão no projeto do Modelo Padrão Aeronáutico M5 ONERA/IAE da pesquisadora Maria Luísa Collucci da Costa Reis, para uma melhora na confiabilidade metrológica de resultados de ensaios do túnel TA-2. Para a realização das simulações pretendidas é utilizado o programa Fluent, da ANSYS, como ferramenta de simulação de escoamentos, acompanhado de programas auxiliares de geração de malhas e programas de pós-processamento.

## **1. Introdução**

A proposta da pesquisa consiste em determinar as forças aerodinâmicas sobre o Modelo Padrão Aeronáutico M5 ONERA/IAE, com finalidade de calcular os esforços sobre a estrutura de fixação na balança de carga do túnel de vento TA-2, da Divisão de Aerodinâmica e Espaço (ALA), do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). O Modelo Padrão Aeronáutico da série M é utilizado para testar a confiabilidade dos resultados do túnel de vento, ajudando no aperfeiçoamento de projetos aerodinâmicos. Para que este modelo possa ser ensaiado nas instalações do túnel de vento da Divisão de Aerodinâmica do IAE é necessário o projeto do suporte, e para este suporte é necessário conhecer as forças aerodinâmicas à que o modelo estará sujeito.

## **2. Material e métodos**

Nesta seção serão abordados os métodos necessários para a execução dos trabalhos. Inicialmente será discutido o processo de geração de malhas, com o detalhamento necessário para a sua compreensão. Em seguida será comentado sobre a configuração do software Fluent, o qual foi escolhido para este processamento pela sua disponibilidade na Divisão.

### **2.1 Geração de malhas**

Neste processo de geração de malha, inicialmente a malha era constituída integralmente de quadriláteros com um adensamento de elementos no bordo de ataque e no bordo de fuga, para uma melhor captura dos altos gradientes de propriedades nestas regiões. Porém este adensamento de elementos, quando realizado em uma malha estruturada, causa uma propagação do refino nas direções coordenadas desta malha, como pode ser visto na Fig. 1. As malhas geradas através deste processo foram usadas nos primeiros cálculos de escoamento. Visando uma redução no tempo de obtenção de todos os resultados, uma malha mista foi gerada mantendo-se a camada limite com elementos quadriláteros e o restante do domínio com

elementos triangulares, diminuindo assim substancialmente a quantidade de elementos na malha, mostrada na Fig. 2.

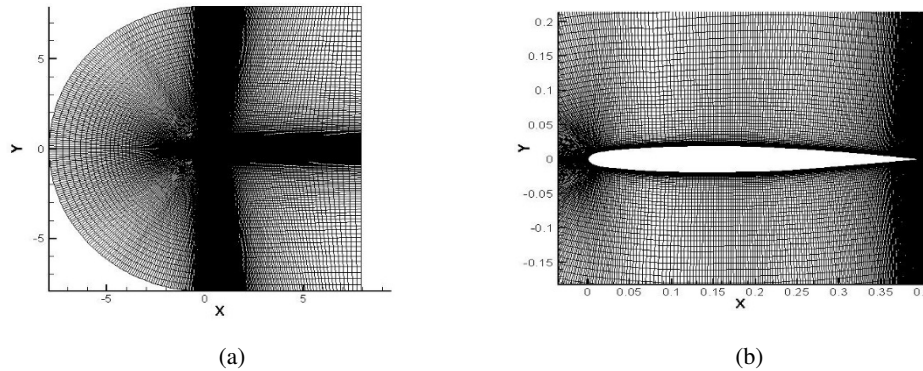


Figura 1: (a) Visão geral da malha. Nota-se uma aglomeração de elementos nas áreas que é desejada maior atenção, contudo esta área se estende até a fronteira aumentando a quantidade de elementos (197591 elementos, na malha de 20 cordas). (b) Visão detalhada a camada mais escura ao redor do aerofólio chamada de camada limite.

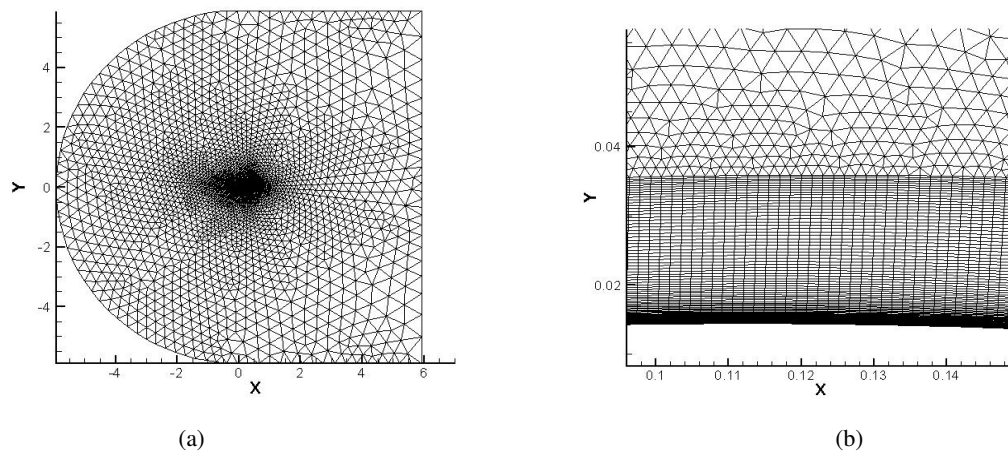


Figura 2: (a) Visão geral da malha mista: nota-se uma densidade de elementos somente na área que se deseja um maior detalhamento dos resultados. (b) Visão detalhada da camada limite com elementos quadriláteros, mostrando a transição entre a malha de quadriláteros para a malha de triângulos.

Neste trabalho também se realizou um estudo de independência de malha. Esta tarefa consiste em realizar simulações com malhas com refinamentos distintos e progressivos. Também se

estudou a influência da distância entre a fronteira externa e a superfície do aerofólio, com o intuito de se aperfeiçoar o tamanho da malha necessária para obter resultados com um custo menor. Foram geradas malhas de diversos tamanhos (distância entre a fronteira externa e o aerofólio), sendo de 20, 30, 50, 100, 200 e 500 cordas. Para a elaboração destas malhas foi feita uma análise dos espaçamentos na região próxima da superfície do aerofólio. Assim, a primeira malha gerada (20 cordas) foi utilizada como parâmetro para as demais. Todas as malhas possuíram uma semelhança entre o valor dos espaçamentos entre os pontos na região próxima do aerofólio tendo, portanto, um aumento no número de pontos na direção da fronteira externa, a fim de garantir tal semelhança. A Figura 3 mostra a proporção entre a quantidade de pontos nas diversas regiões, nas diversas malhas.

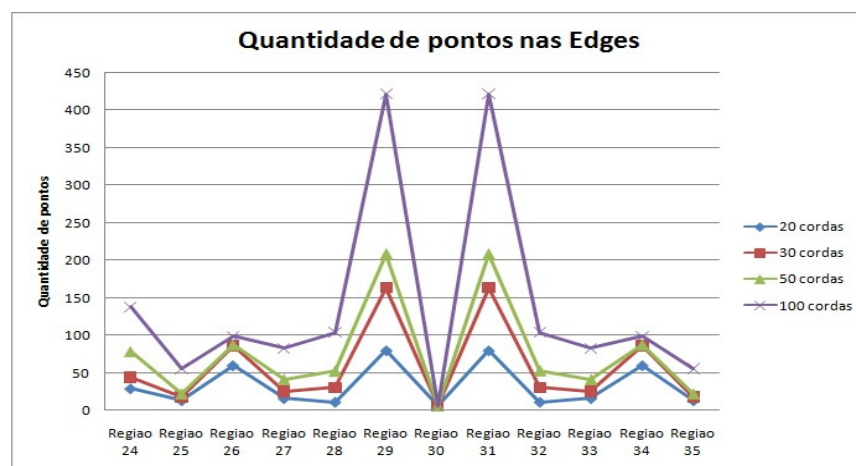


Figura 3. Comparação na quantidade de pontos nas *edges*.

Para exemplificar, os dados referentes a cada região da malha com fronteira externa de 20 cordas foram colocados em forma de tabela (Tabela 1), bem como o número de pontos, os valores dos espaçamentos 1 e 2, razão 1 e 2, *mesh law* e comprimento da *edge*.

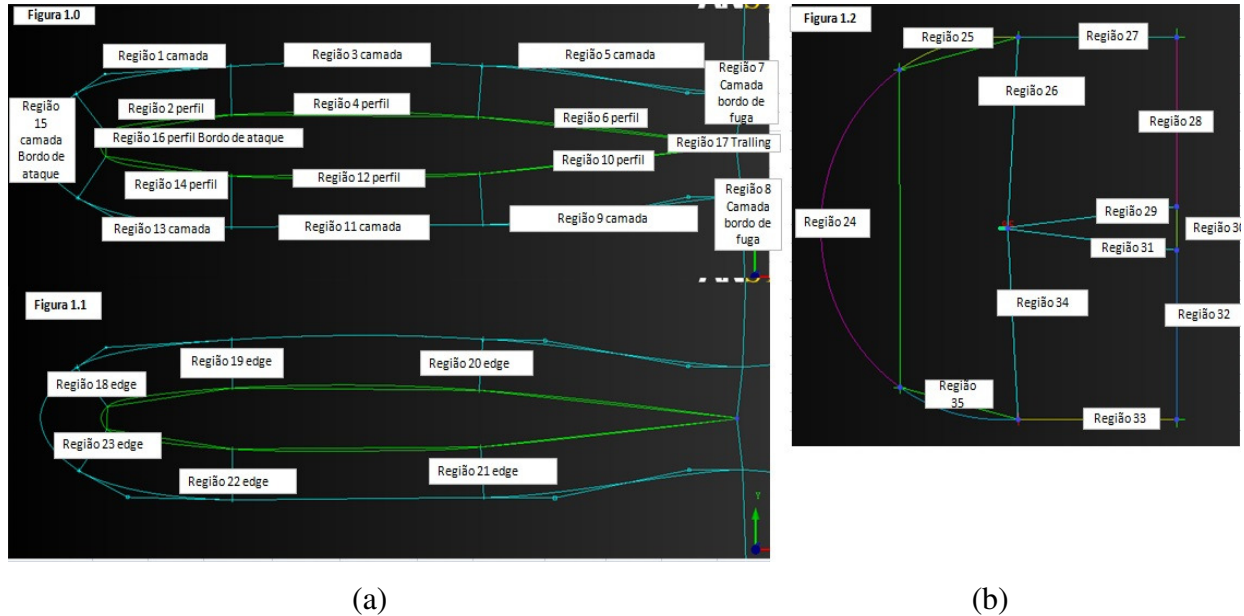


Figura 4: (a) Divisão das *edges* na malha, para a verificação dos espaçamentos 1 e 2, especificamente na área da camada limite. (b) Divisão das *edges* na malha, para a verificação dos espaçamentos 1 e 2 na região do bordo de fuga.

Tabela 1: Valores dos parâmetros para a geração da malha base de 20 cordas.

Regiões	Dados referentes a figura 1.0							Regiões	Dados referentes a figura 1.1						
	Lenght	points	spacing 1	spacing 2	ratio1	ratio2	Mesh law		Lenght	points	spacing 1	spacing 2	ratio1	ratio2	Mesh law
Regiao 1	0,252465	80	0,00500013	0,00253774	0,980023	0,999522	Hiperbolic	Regiao 18	0,07501	85	6,32E-05	0,00089286	1,07809	1,05358	Hiperbolic
Regiao 2	0,198039	80	0,00491491	0,000421526	1,00052	1,0482	Hiperbolic	Regiao 19	0,070771	85	6,32E-05	0,00089286	1,07809	1,04993	Hiperbolic
Regiao 3	0,39501	80	0,10050001	0,0055013	1	1	Uniforme	Regiao 20	0,075008	85	6,32E-05	0,00089286	1,07809	1,05358	Hiperbolic
Regiao 4	0,388278	80	0,00491491	0,00491491	1	1	Uniforme	Regiao 21	0,074062	85	6,32E-05	0,00089286	1,07759	1,05357	Hiperbolic
Regiao 5	0,414446	80	0,0009	0,00500013	1,05078	1,02948	Hiperbolic	Regiao 22	0,074551	85	6,32E-05	0,00089286	1,07785	1,05357	Hiperbolic
Regiao 6	0,407639	90	0,0001	0,00491491	1,09342	1,06672	Hiperbolic	Regiao 23	0,075318	85	6,32E-05	0,00089286	1,07825	1,05383	Hiperbolic
Regiao 7	0,075	85	3,24E-06	0,00089286	1,07808	1,05357	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 8	0,075	85	6,32E-05	0,00089286	1,07808	1,05357	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 9	0,410921	90	0,00461709	0,0009	1,03284	1,05223	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 10	0,405174	90	0,00455252	0,0001	1,0696	1,0945	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 11	0,394982	80	0,00461709	0,00499976	1,004	1,00203	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 12	0,390344	80	0,00455252	0,00494106	1,00411	1,00208	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 13	0,250666	80	0,00253774	0,00461708	1,00114	0,984489	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 14	0,199233	80	0,00042153	0,00455252	1,05025	1,00646	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 15	0,200481	80	0,00042153	0,00253774	1	1	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 16	0,033301	80	0,00042153	0,00042153	1	1	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	
Regiao 17	0,001328	22	6,32E-05	6,32E-05	1	1	Hiperbolic	*****	*****	*****	*****	*****	*****	*****	

## 2.2 Simulações dos escoamentos

Para as simulações foram prescritos conjuntos de valores para a temperatura, número de Mach, pressão, número de Reynolds e ângulo de ataque, sendo estas as variáveis do escoamento

suficientes para definir cada caso. Nesta etapa do trabalho definiu-se as condições de contorno e o tipo de formulação desejada. O Fluent é um código comercial que resolve as equações de mecânica dos fluidos através de uma formulação baseada em volumes finitos. Possui vários níveis de formulação, desde a baseada nas equações de Euler até uma formulação baseada em LES (*Large Eddy Simulation*). Este código possui vários modelos de turbulência e, para este trabalho, o modelo escolhido foi o de Spallart e Almaras (SA). A Tabela 2 mostra os parâmetros escolhidos para o tipo de simulação desejada, ou seja, escoamento compressível, para a solução de um escoamento de estado estacionário, em duas dimensões. Outro passo a ser configurado e a solução(solver), nela optamos pelo tipo de solução(time), a velocidade da formulação (velocity formulation), tempo da solução(Time) e espaço (2D Planar).

Tabela 2: Parâmetros no Fluent do escoamento a ser calculado.

Solver	
Type	Density-based
Velocity formulation	Absolute
Time	Steady
2D Space	Planar

A Tabela 3 mostra o tipo de método numérico escolhido para a discretização espacial, bem como o método para o processo iterativo de avanço da solução no pseudo-tempo, já que se trata de uma simulação de estado estacionário.

Tabela 3: Método de discretização espacial e temporal.

Solution Methods	
Formulation	Explicit
Flux Type	AUSM
Spatial Discretization	
Gradient	Green-Gauss Node Based
Flow	Second Order Upwind
Modified Turbulence Viscosity	Second Order Upwind

Alguns casos se mostraram desafiadores para obter convergência numérica para um estado estacionário. Portanto, para evitar a divergência da solução foi adotada a estratégia de se iniciar estes casos com formulações mais simples, e adicionar mais complexidade ao escoamento a



medida que soluções intermediárias fossem obtidas. Assim, primeiramente soluções com base nas equações de Euler foram obtidas, e depois estas soluções foram usadas como soluções iniciais para uma simulação com base nas equações de Navier-Stokes. Por fim, só depois de algumas iterações o modelo de turbulência SA é ligado.

A Figura 5 mostra dois estudos realizados para se definir a distância da fronteira externa que não afeta significativamente os resultados. Através destes dois gráficos, um para cada ângulo de ataque presentes nos estudos, pode-se ver que a distância de 500 cordas o valor de coeficiente de sustentação não difere significativamente do valor obtido para uma fronteira de 200 cordas. Portanto, nos resultados subsequentes adotou-se a distância de 500 cordas como padrão para a malha. Na Fig. 6(a) pode-se ver o gráfico para o estudo de refinamento de malha. Nota-se claramente como a variação do coeficiente de sustentação diminui a medida que a malha é refinada. Este estudo foi feito tomando como referência o número de Mach = 0,2, e alfa = 5 graus. Já na Fig. 6(b) pode-se ver uma curva de  $C_L$  versus alfa, para o caso de número de Mach=0,33, o qual é o caso mais severo em termos de força de sustentação. Pode-se ver que o valor máximo de  $C_L$  ocorre próximo de 11 graus de ângulo de ataque. A perda acentuada de sustentação após este valor de ângulo de ataque se deve ao fato de praticamente todo o extradorso do perfil apresentar escoamento descolado. As duas situações, onde o escoamento no extradorso está colado ao perfil a 10 graus de ângulo de ataque e a 15 graus podem ser vistas nas Figuras 7(a) e 7(b).

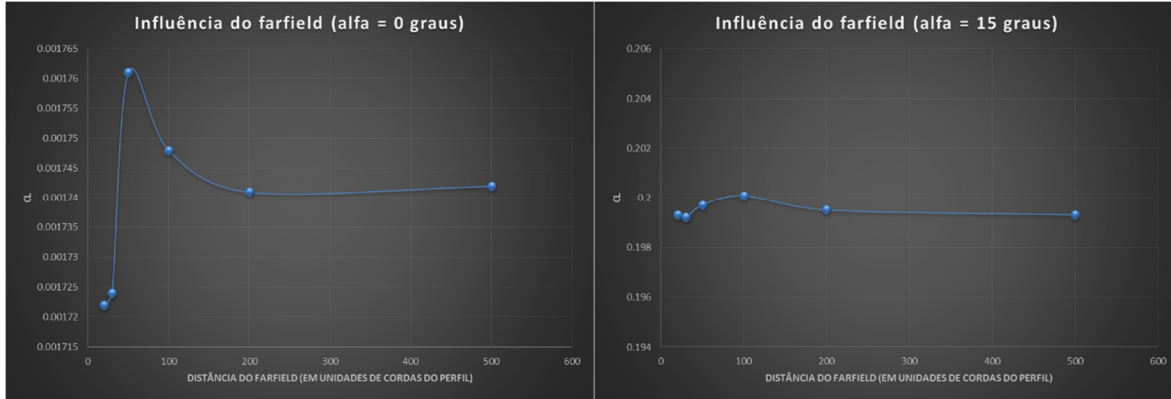


Figura 5: Estudos de independência de malha: (esquerda) estudo da distância da fronteira externa para o caso de  $\alpha=0$  grau; (direita) estudo da distância da fronteira externa para o caso de  $\alpha=15$  graus.

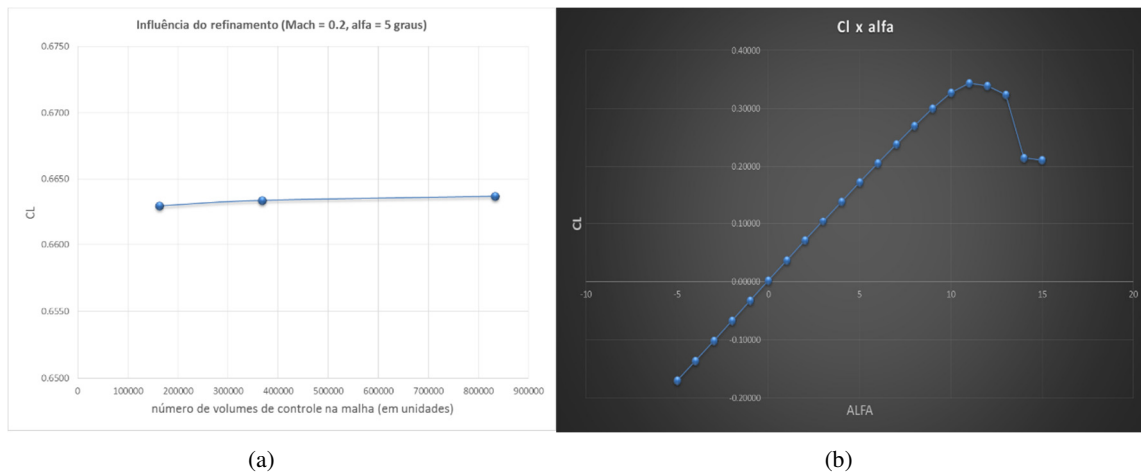


Figura 6: Estudos de independência de malha para refinamentos sucessivos (a), e curva de  $C_L$  em função de ângulo de ataque (b) para a condição de número de Mach=0,33.



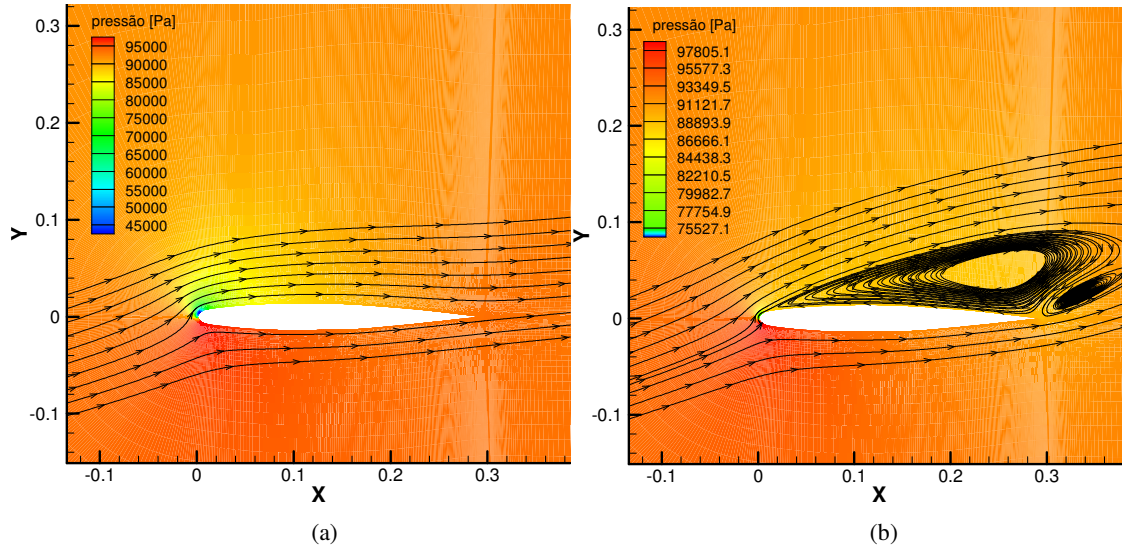


Figura 7: Visualização do campo de pressão em torno do perfil, para dois ângulos de ataque: (a) 10 graus; (b) 15 graus.

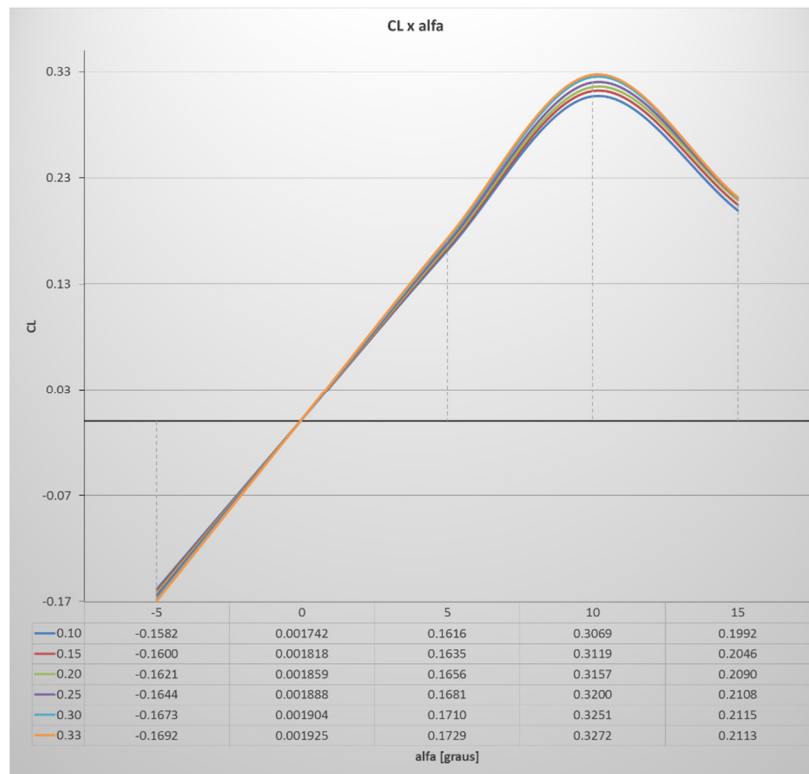


Figura 8: Curvas de coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para alguns valores de número de Mach das simulações realizadas.

A Fig. 8 mostra os gráficos de coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para alguns valores de número de Mach do escoamento não perturbado. A legenda do gráfico mostra os valores dos números de Mach para cada curva, com sua respectiva cor. Pode-se ver que a medida que o número de Mach do escoamento aumenta, indo de 0.1 para 0.33, há um aumento do  $C_L$  máximo, todos em torno de 10 graus de ângulo de ataque, como esperado.

#### **4. Conclusões**

Foram apresentados aqui vários aspectos do trabalho em desenvolvimento. Este trabalho envolve o uso de algumas ferramentas da área de CFD, as quais ainda são objeto de estudos por parte dos envolvidos. Muito do tempo dedicado à este projeto foi gasto no entendimento da ferramenta de geração de malhas, e nos diversos parâmetros para os estudos da influência desta etapa nos resultados obtidos. Espera-se que com a obtenção dos resultados da matriz completa de casos uma análise crítica possa ser feita para fornecer os dados corretos para o projeto de pesquisa mencionado.

#### **Referências**

[1] BLAZEK, J. Computational Fluid Dynamics - Principles and Applications, Elsevier 2001.