

CONEM2024-0426

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE ESCOAMENTOS TURBULENTOS SOBRE
ASAS MULTIELEMENTO EM EFEITO SOLO PARA GERAÇÃO DE
DOWNFORCE**

Matheus Ribeiro Vidal, vidal.enm@gmail.com¹
Arthur Machado Giolo, arthurgiolo@gmail.com¹
Braulio Gutierrez Pimenta, brauliogp@unb.br¹

¹Universidade de Brasília, Departamento de Engenharia Mecânica, Laboratório de Aeroacústica Computacional (Caalab), Campus Darcy Ribeiro, Brasília, CEP 70910-900, Distrito Federal, Brasil

Resumo: Este trabalho apresenta o estabelecimento e a validação de um ciclo completo de simulações em dinâmica dos fluidos computacional, utilizando ferramentas de código aberto (open-source). O objetivo principal é demonstrar a viabilidade e a confiabilidade de se utilizar ferramentas de código aberto para simular fenômenos fluidodinâmicos complexos. Para alcançar esse objetivo, o ciclo de simulações é estabelecido utilizando os programas: SALOME para geração de malhas e pré-processamento, SU2 para cálculos numéricos e Paraview para visualização dos resultados. A geometria utilizada nas simulações é a mesma utilizada para a obtenção dos dados experimentais, que consiste em uma asa frontal de um carro de Fórmula 1 dentro de um túnel de vento. O caso foi modelado em software CAD, foram geradas malhas tridimensionais e feitas simulações com o intuito de comparar os valores dos coeficientes aerodinâmicos obtidos com valores experimentais disponíveis na literatura. A metodologia empregada durante o ciclo de simulações é descrita em detalhes, com justificativas por decisões tomadas e observações sobre o fluxo de trabalho nos programas utilizados. Os resultados deste trabalho mostram uma boa capacidade de captura de fenômenos aerodinâmicos complexos e definem uma abordagem confiável para a solução de problemas em dinâmica dos fluidos computacional. As simulações mostraram resultados satisfatórios em relação à convergência dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais ao longo das iterações. E, dada a estabilidade numérica das simulações, foram utilizados os valores médios das últimas 3000 iterações numéricas para cálculo dos coeficientes aerodinâmicos. A visualização dos campos de velocidade e pressão revelou fenômenos importantes, como o stall do aerofólio em efeito solo, formação de vórtices de ponta de asa e aceleração do escoamento devido ao efeito solo. As zonas de alta e baixa pressão também foram identificadas conforme esperado.

Palavras-chave: Dinâmica dos Fluidos Computacional, Aerodinâmica, SU2, Código Aberto, Fórmula 1

1. INTRODUÇÃO

Apenas com a popularização do computador e utilizando ferramentas do cálculo numérico é que foi possível realizar análises de escoamentos complexos, devida a grande capacidade de realizar cálculos de maneira precisa e rápida. Foi então fundada, nos anos setenta, a área de Dinâmica dos Fluidos computacional (CFD), que começou tentando prever o comportamento de escoamentos simples como cisalhamentos em paredes e jatos livres. Com o aumento do poder computacional, se tornou possível fazer análises ainda mais complexas, como escoamentos tridimensionais ao redor de asas ou carenagens de aviões e como o método numérico se mostrou muito vantajoso financeiramente, por eliminar custos de protótipos e tempo de análise, o CFD se expandiu para diversas áreas da indústria, desde análise de bolas de golfe até análises de escoamento em motores de espaçonaves.

A dinâmica dos fluidos computacional é uma área crescente e cada vez mais importante dentro da engenharia e da física, pois permite a simulação de sistemas fluidos complexos em uma variedade de aplicações, desde o design de aeronaves e carros de competição até a previsão de vazamentos em tubulações industriais. Este trabalho visa consolidar as práticas recomendadas para a realização de simulações de dinâmica dos fluidos computacional confiáveis e eficientes.

Outro mercado que aderiu fortemente ao estudo computacional foi o automobilismo, devido à necessidade de otimizar o tempo de volta e melhorar a eficiência do veículo. Isso será feito por meio da simulação CFD de uma asa frontal de um carro de Fórmula 1. Ambientes competitivos são, muitas vezes, berços de inovações e na Fórmula 1, isso não é diferente.

No começo, o esporte era dominado pelas construtoras que conseguissem desenvolver o melhor carro do ponto de vista dinâmico, ou seja, com boa estabilidade nas curvas e que possuísse o melhor sistema de potência. Conforme o esporte foi evoluindo, os carros foram ficando mais rápidos até que se chegou em um ponto em que considerações sobre aspectos aerodinâmicos se mostraram obrigatórias para equipes. Eventualmente, percebeu-se que, para um carro fazer uma volta de maneira mais rápida no circuito, o ponto crítico é seu desempenho nas curvas (Katz, 2006).

Como o desempenho de um carro em movimento de curva é diretamente proporcional à velocidade e à aderência dos pneus ao asfalto, procurou-se formas de aumentar a aderência do carro. Dentre os métodos testados, o que mais se destacou foi a adição de elementos aerodinâmicos ao veículo. Estes elementos teriam o propósito de gerar sustentação negativa ("downforce") e portanto, prover aderência mecânica do carro à pista.

O principal objetivo deste projeto é a investigação da viabilidade do estabelecimento de um ciclo de simulações em dinâmica dos fluidos computacional utilizando programas de código aberto que apresente resultados de boa qualidade e coerentes com a realidade através da idealização e execução de uma metodologia de simulação e sua comparação com resultados experimentais de técnicas de medição de forças envolvidas.

Alguns estudos baseados nos experimentos de Zerihan, que serão utilizados como caso de estudo deste trabalho, ou similares, já foram realizados previamente, como William *et al.* (2024), Molina e Zhang (2011), Mahon e Zhang (2006), (2005) e Zhang e Zerihan (2003) e, junto com este trabalho, podem trazer mais clareza ao comportamento aerodinâmico da geometria proposta.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E NUMÉRICA

2.1 Elementos Aerodinâmicos de Um Carro de Corrida

Em carros de corrida, especialmente, há o uso de elementos aerodinâmicos como asas, flaps, difusores e carenagem para um controle mais preciso do escoamento. Este controle é extremamente importante pois as forças aerodinâmicas de arrasto e sustentação impactam o comportamento dinâmico do carro de maneira significante (Houghton *et al.*, 2017).

Ao se utilizar asas, os projetistas visam a geração de *downforce* com a mínima geração possível de arrasto, além de direcionar o escoamento para locais de interesse no carro, como freios e arrefecimento do motor.

Em um carro de fórmula 1, um dos elementos aerodinâmicos mais importantes é a asa dianteira. Pela regulamentação técnica do esporte (FIA, 2022), para a temporada de 2023, a asa dianteira poderá ter até quatro elementos principais e elementos secundários como *Gurney Flaps* e *endplates*. No caso estudado neste trabalho, porém, a asa possui apenas dois elementos e as *endplates* e é baseada nas asas utilizadas segundo a regulamentação técnica da temporada de Fórmula 1 de 1998. Esta configuração permite um ângulo de ataque maior com uma menor possibilidade de descolamento da camada limite do que uma asa de único elemento.

2.2 Modelo Físico-Matemático

As equações governantes que compõem o modelo físico-matemático se referem ao princípio da conservação da massa, e a segunda lei de Newton com forças de superfície somente agindo sobre o fluido:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{u} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} \quad (2)$$

onde ρ é a massa específica do fluido, \vec{u} é o vetor velocidade do fluido, p é o escalar de pressão $\vec{\sigma}$ é o tensor de tensões Newtoniano e Stokesiano (ar):

$$\vec{\tau} = 2\mu \left[\frac{1}{2} (\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) - \frac{1}{3} \vec{I} \nabla \cdot \vec{u} \right]. \quad (3)$$

O argumento cinemático e dinâmico dos escoamentos considerados neste trabalho se referem ao número de Mach ser razoavelmente menor do que o limite de compressibilidade considerado para uma variação da ordem de 5% da massa específica, conforme (Anderson Jr. e Cadou, 2024), ainda excluindo efeitos de transferência de calor. A consequência matemática é de a massa específica ser aproximadamente constante, resultando nas equações governantes sob a forma incompressível. O tensor de tensões Newtoniano também assume a forma incompressível, resultando em componentes de tensão somente na direção tangencial:

$$\nabla \cdot \vec{u} = 0, \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\sigma}, \quad (5)$$

$$\vec{\tau} = 2\mu \left[\frac{1}{2} (\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) \right]. \quad (6)$$

Modela-se também os processos termodinâmicos envolvidos nos escoamentos deste trabalho. Tais escoamentos envolvem paredes rígidas adiabáticas quando aplicáveis e escoamentos não-perturbados com a mesma temperatura do meio já em escoamento.

Pela razão do número de Mach ser razoavelmente pequeno, supõe-se também um escoamento aproximadamente adiabático desprezando-se os efeitos do trabalho realizado pelo cisalhamento das tensões viscosas e do campo de pressão. A energia do fluido se mantém, incluindo algumas propriedades termodinâmicas, como a massa específica, conforme dito anteriormente, e também sua viscosidade.

Pela razão do número de Reynolds ser elevado para tal classe de escoamento aerodinâmico, efeitos dinâmicos de turbulência devem ser levados em consideração. O presente estudo realizado se refere a escoamentos em torno de asas com efeito solo, onde os efeitos permanentes serão estudados. É razoável supor que tais considerações devam ser aplicadas nas equações governantes. O tipo de modelagem de turbulência utilizado é do tipo RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes). Para tanto, o filtro temporal em uma janela de amostragem suficientemente longa Δt é aplicado nas variáveis das equações governantes 4 a 6, juntamente com a decomposição de termos médios e de flutuações turbulentas:

$$\phi(\vec{x}, t) = \phi_0(\vec{x}) + \phi'(\vec{x}, t), \text{ onde } \phi_0(\vec{x}, t) = \frac{1}{\Delta t} \int \phi(\vec{x}, t) dt. \quad (7)$$

As equações governantes resultam na seguinte forma, já substituindo o tensor de tensões para fluido Newtoniano e com as devidas considerações, conforme (da Silveira Neto, 2020)):

$$\nabla \cdot \vec{u}_0 = 0, \quad (8)$$

$$\frac{\partial \vec{u}_0}{\partial t} + \nabla \cdot [\vec{u}_0 \vec{u}_0] = -\frac{1}{\rho_0} \nabla p_0 + \nabla \cdot \left[\nu_0 (\nabla \vec{u}_0 + \nabla \vec{u}_0^T) - \vec{\tau}_t \right], \quad (9)$$

onde τ_{ij} é o tensor de Boussinesq-Reynolds:

$$\vec{\tau}_t = \nu_t (\nabla \vec{u}_0 + \nabla \vec{u}_0^T) - \frac{2}{3} k \vec{I}, \quad (10)$$

onde k é a energia cinética turbulenta e ν_t é a viscosidade turbulenta, oriunda da hipótese de Boussinesq. Sendo os termos referidos ao problema de fechamento das equações médias, faz-se necessária sua modelagem para efeito dinâmico nos fenômenos de transporte associados. O modelo utilizado para a viscosidade e energia cinética turbulentas neste trabalho é o modelo *Shear Stress Transport* (SST) (Menter, 1994). As constantes do modelo de turbulência utilizadas são as padrão indicadas no trabalho original.

2.3 Metodologia Numérica

Neste trabalho foi utilizado o método dos volumes finitos para a resolução das equações governantes em conjunto com as condições de contorno especificadas para o problema. A implementação do esquema numérico utilizada foi do código *open source* de simulação SU2 versão 7.3.1 *Blackbird*, compilado para ambiente de HPC (*High Performance Computing*) sob distribuição Centos 7 baseada em Linux. As simulações foram executadas em paralelo a partir de paradigma de memória distribuída com bibliotecas mpi MVAPICH2 e compilador gcc.

A forma apropriada das equações governantes 8 e 9 pode ser obtida rearranjando-as sob a forma de um único divergente, integrando-as em um volume de controle arbitrário e aplicando o teorema da divergência no termo que possui operadores diferenciais espaciais, resultando em:

$$\iint_{sc} \vec{u}_0 \cdot \hat{n} dA = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{vc} \vec{u}_0 dV + \iint_{sc} \left[[\vec{u}_0 \vec{u}_0] + \frac{p_0}{\rho_0} \vec{I} - (\nu_0 - \nu_t) (\nabla \vec{u}_0 + \nabla \vec{u}_0^T) + \frac{2}{3} k \vec{I} \right] \cdot \hat{n} dA = 0, \quad (12)$$

onde sc se refere ao intervalo de integração da superfície que engloba o volume de controle denotado pelo intervalo vc e \hat{n} é o vetor normal apontado no sentido para fora do volume de controle em questão.

O método dos volumes finitos é então aplicado na integral de superfície das equações 11 e 12, correspondentes de volumes de controle contíguos que compoem o domínio físico completo considerado nas simulações. O esquema numérico utilizado para a resolução das equações sob a forma integral foi o esquema do tipo centrado de Jameson-Schmidt-Turkel com os coeficientes de dissipação de segunda e quarta ordem padrão: 0,5 e 0,02, respectivamente. Além da dissipação artificial do esquema JST, também foi utilizado o limitador de Venkatakrishnan nas equações de quantidade de movimento 12 e nas equações evolutivas do modelo de turbulência SST, para garantir a propriedade TVD no esquema numérico resultante.

Por se tratar de formalmente uma formulação de escoamentos, o termo de derivada temporal da equação 12 é mantido por motivos numéricos, onde o esquema de passo temporal de Euler implícito é aplicado com um valor de CFL local de 10,0 até que a solução converja pelo critério de convergência dos resíduos. O sistema linear resultante da discretização das equações governantes foi resolvido com o método dos Mínimos Resíduos Flexíveis Generalizado (FGMRES). As derivadas são obtidas a partir do teorema de Green-Gauss por agrupamento de volumes e obtenção dos vetores de gradientes.

2.4 Condições de Operação e Parâmetros do Escoamento

Por se tratar de um escoamento considerado incompressível, permanente e com efeitos notáveis da turbulência, o principal parâmetro indicador do regime do escoamento é o número de Reynolds, juntamente com os coeficientes de forças aerodinâmicos. O número de Reynolds é então convencionado da seguinte forma:

$$Re_c = \frac{\rho_0 U_\infty c}{\mu_0} = \frac{U_\infty c}{\nu_0}, \quad (13)$$

onde ρ_0 é a massa específica do fluido incompressível, U_∞ é a velocidade do escoamento não perturbado na entrada do túnel de vento, μ_0 e ν_0 são as viscosidades dinâmica e cinemática, respectivamente, constantes do fluido sob escoamento isotérmico e c é a corda da asa automotiva dos experimentos e simulações computacionais.

Os coeficientes aerodinâmicos neste trabalho são convencionados sob a seguinte forma:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}, \quad C_L = \frac{L}{q_\infty A_{asa}}, \quad C_D = \frac{D}{q_\infty A_{asa}}, \quad C_M = \frac{M}{q_\infty A_{asa} c}, \quad (14)$$

onde p_∞ é a pressão não-perturbada na entrada do túnel de vento, L é a força de sustentação normal ao solo e perpendicular ao escoamento não perturbado, D é a força de arrasto paralela ao escoamento não perturbado e tangencial ao solo, M é o momento de arfagem da asa e q_∞ é a pressão dinâmica, dada por $q_\infty = \rho_0 U_\infty^2 / 2$.

Os valores numéricos de operação e geométricos do escoamento são dados pela tabela 1:

Tabela 1: Valores de operação e geométricos.

Variável	Símbolo	Valor Numérico
Velocidade do escoamento não-perturbado	U_∞	30,0 m/s
Massa específica	ρ_0	1,2886 kg/m ³
Pressão não-perturbada (relativa)	p_∞	0 Pa
Viscosidade dinâmica	μ_0	1,716.10 ⁻⁵ N.s/m ²
Energia cinética turbulenta inicial	k	3,375 m ² /s ²
Corda da asa	c	380,0 mm
Ângulo de ataque	α	14,1°
Número de Reynolds	Re_c	856.062,93

2.5 Configuração Experimental

Os dados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos e dos campos de *nearfield* foram obtidos a partir de um túnel de vento localizado na Universidade de Southampton, com uma seção de teste de 2.100mm por 1.700mm (Zerihan, 2001). A arquitetura do túnel utilizado é do tipo convencional de jato enclausurado e de circuito fechado para a circulação do ar. A condição de operação padrão é a mesma indicada na tabela 1 e a intensidade típica de turbulência é da ordem de 0,2% (Zhang e Zerihan, 2003).

O túnel é equipado com uma cinta móvel na direção do escoamento para evitar a formação de camada-limite na região do solo próximo à asa, emulando a movimentação relativa da asa em relação ao chão, tipicamente com a mesma velocidade do escoamento não-perturbado. Um aparato de sucção do ar remove indícios de camada-limite à montante do escoamento logo antes da região posterior da cinta móvel.

Para a simulação dos experimentos de Zerihan (2001) é necessária a modelagem de uma asa frontal de um carro de fórmula 1, mais especificamente do Tyrrell 026 da temporada de 1998 de Formula 1. A asa possui uma envergadura total de 1.100mm e corda de 380mm, constante ao longo da envergadura. O perfil aerodinâmico utilizado é customizado e de dois elementos aerodinâmicos, conforme figura 1a. Os endplates são baseadas no Tyrrell 026 e possuem dimensões 400mm por 170mm com espessura de 4mm.

O parâmetro geométrico principal dos experimentos e das simulações é a altura h relativa da asa em relação ao solo. A contagem da distância vertical h vai do ponto mais próximo do lado de sucção do aerofólio da asa até o solo na direção vertical.

2.6 Discretização e Setup Numérico

Por se tratarem de escoamentos primariamente aerodinâmicos, somente a região próxima à asa necessita de melhor resolução dos volumes de controle para captura dos gradientes associados aos campos de pressão e de velocidade conjugado com o fenômeno de advecção. A figura 2b mostra o domínio físico da malha computacional das simulações emulando o túnel de vento em que os experimentos foram efetuados. Duas regiões distintas são observadas: o *farfield* denotando a maioria do domínio e uma região de *nearfield* próxima da asa para captura dos gradientes mencionados.

Para o estágio de pré-processamento, foram utilizados os softwares SALOME e Gmsh. No SALOME, é necessária a criação de uma geometria secundária que esteja associada à zona de refinamento local de malha. Para isso, utilizou-se o módulo *Geometry* do SALOME para a construção de um paralelepípedo dentro do qual se encontra a asa frontal e a

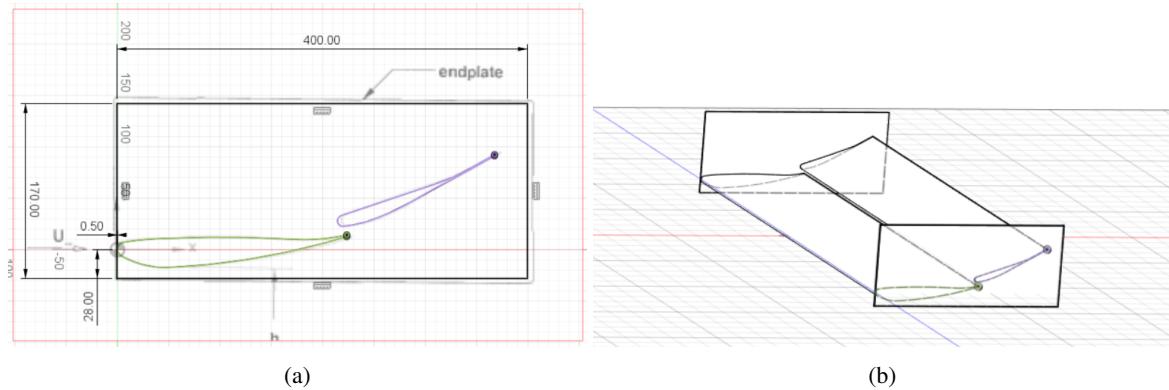


Figura 1: Vista lateral do posicionamento dos endplates (a) e geometria completa da asa frontal multielemento (b).

malha é mais refinada. O processo de criação de geometria a ser utilizada nos programas de geração de malha foi realizado diretamente dentro dos programas de geração de malha Gmsh e SALOME (sendo que o SALOME trabalha na geometria dentro de um módulo diferente do módulo de geração de malha e o Gmsh no mesmo ambiente) ou em programas CAD diferentes, exportando a geometria em formatos compatíveis para importação nos referidos softwares de geração de malha.

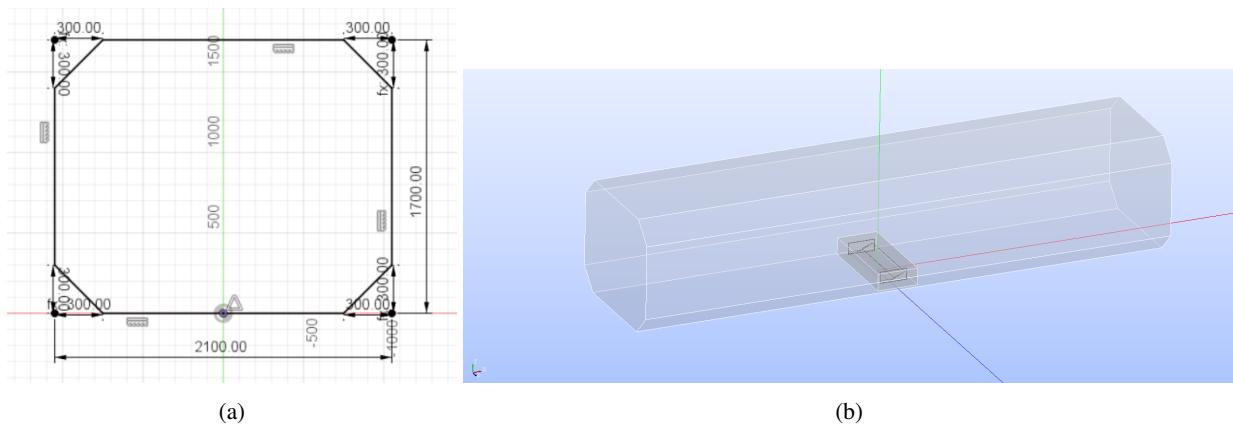


Figura 2: Corte de seção de teste do túnel de vento (a) e geometria completa do túnel no domínio físico da simulação computacional e regiões de resolução de malha (b).

O perfil seccional constante do túnel de vento é mostrado na figura 2a. Nota-se que esse túnel também possui chanfros nas arestas do perfil. Como a dimensão destes chanfros também não é provida pelos autores dos dados experimentais, foi adotado uma dimensão que fizesse a geometria CAD se assemelhar o máximo possível às fotos do experimento. Após isso, extrudou-se o perfil de modo que a dimensão longitudinal do túnel de vento fosse 8m, com a asa frontal no centro. Essa dimensão também não é descrita, portanto foi arbitrada com o intuito de garantir o desenvolvimento completo do escoamento nas simulações tanto à jusante quanto à montante, resultando em variações desprezíveis dos coeficientes aerodinâmicos da ordem de 1% com a variação do comprimento do túnel em ambas as direções. O comprimento total do túnel computacional é de aproximadamente 8m.

Para o dimensionamento da malha de camada limite foi levado em conta a dificuldade do algoritmo de gerar uma malha de boa qualidade quando duas malhas de camada limite se interceptam no espaço. Por isso, fez-se uma malha de camada limite de espessura $\delta = 3,5\text{mm}$, 23 camadas e fator de crescimento linear de 1.2 ao longo de todas superfícies da asa frontal. Isso gera uma primeira camada da malha de camada limite de tamanho $\Delta s = 0.011\text{mm}$.

Tabela 2: Descrição das parcelas de superfície da malha para aplicação das condições de contorno.

Superfície	Descrição	Condição de contorno
Inlet	Superfície de entrada do ar no túnel de vento	Entrada de Fluido
Outlet	Superfície de saída do ar do túnel de vento	Saída de fluido
Walls	Teto e paredes do túnel de vento	Parede adiabática com escorregamento
Ground	Superfície inferior do túnel de vento	Parede adiabática sem deslizamento e velocidade da cinta
Wing	Superfícies da geometria da asa frontal	Parede adiabática e sem deslizamento

Antes de começar a geração de malha de fato, é importante definir as geometrias que serão utilizadas nas condições de contorno do problema. Após a importação e estabelecimento do volume de refinamento de malha da geometria escolhida, pode-se determinar as superfícies que irão ser definidas no solver SU2 como condições de contorno, que são dadas na tabela 2.

O SALOME possui, em seu módulo *Mesh*, a possibilidade de geração de malha por diversos algoritmos estrutura-

dos, não estruturados e algoritmos híbridos avançados. Para este caso, foi escolhido o algoritmo NETGEN 1D-2D-3D (Schoeberl, 1997) que utiliza os mesmo parâmetros definidos para a geração das malhas 1D, 2D e 3D. Este algoritmo foi escolhido pela possibilidade de gerar a zona de refinamento local tridimensional e, especialmente, pela viabilidade de definição da hipótese de geração de malha de inflação, necessária para captura da camada limite do escoamento.

Tabela 3: Tamanhos especificados de elementos da malha de acordos com zona de refinamento local.

Região da Malha	Resolução (mm)
Farfield	500
Nearfield	10
Wing (Asa)	4

3. RESULTADOS

Neste trabalho, foram usados como valores nominais dos coeficientes aerodinâmicos, os valores médios tomados com base nos valores para CD, CL e CSF do último quinto das iterações realizadas em cada simulação. Como foram realizadas 15000 iterações em cada caso, essa média é relativa aos últimos 3000 valores obtidos pelo SU2. Também foi determinado o desvio padrão dos valores utilizados para o cálculo da média para a verificação da convergência e esses valores se encontram na tabela 4. O valor numérico junto à letra h se refere à altura vertical em centímetros do solo ao ponto de referência, conforme especificados na seção 2.5

Tabela 4: Desvio padrão da convergência ao longo das iterações de cada caso.

h	h17	h20	h22	h25	h27	h30	h32	h35	h37	h40	h45	h50
CD	4.61%	3.59%	4.29%	4.49%	3.29%	2.81%	2.16%	2.52%	2.42%	2.67%	5.35%	3.36%
CL	1.79%	1.04%	1.44%	1.56%	1.48%	1.49%	1.08%	1.07%	1.04%	1.26%	1.53%	1.14%
h	h60	h70	h80	h85	h90	h95	h100	h110	h120	h130	h150	h225
CD	4.24%	2.93%	2.66%	3.40%	3.87%	5.98%	5.58%	6.81%	7.01%	5.75%	7.30%	8.66%
CL	1.14%	1.38%	1.52%	1.75%	1.93%	2.87%	2.29%	3.21%	3.11%	2.85%	3.17%	4.56%

É importante observar que mesmo os maiores desvios padrão de CD, CL são pequenos o suficiente para que possa se dizer que houve convergência dos valores obtidos. Além disso, apesar dos desvios padrão do coeficiente de força lateral serem muito grandes em todos os casos, isso pode ser explicado pelo fato que, como os casos são simétricos no plano xy, o coeficiente de força lateral esperado é nulo e a metodologia implícita de resolução das equações de Navier-Stokes empregada pelo SU2 flutua os resultados ao redor de zero.

Caso h130

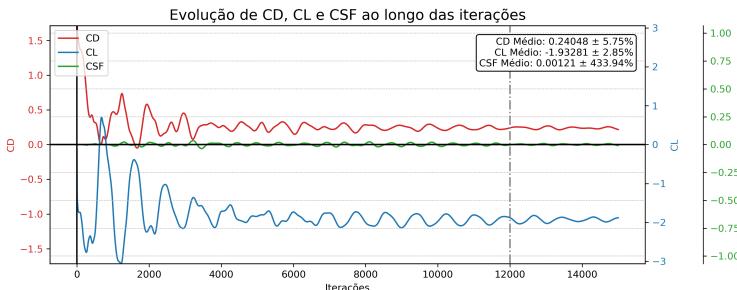


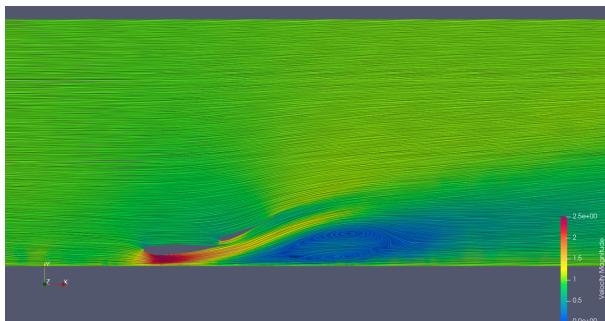
Figura 3: Convergência do caso h130 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.

Para a validação dos resultados, deve-se compará-los com os resultados obtidos por (Zerihan, 2001) em sua tese de doutorado. É importante notar que as simulações que possuem bolha de recirculação à jusante do escoamento, como é o caso das simulações h17 até h45, introduzem uma dificuldade significativa em capturar com acurácia os coeficientes aerodinâmicos adimensionais devido aos efeitos da modelagem de turbulência utilizada. Portanto, separou-se, nos gráficos apresentados, os pontos antes e depois do desaparecimento da bolha de recirculação e serão levados em conta para a análise quantitativa proposta apenas os pontos após o desaparecimento da bolha.

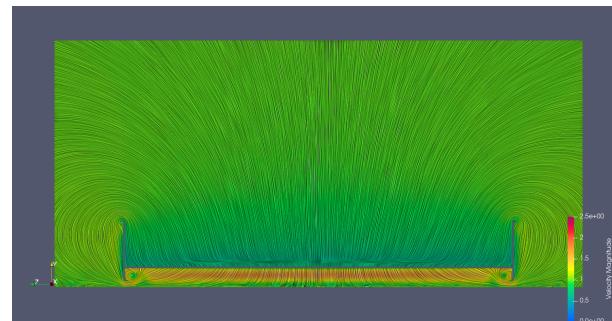
Na figura 6a tem-se os resultados de simulação junto com os dados obtidos por (Zerihan, 2001) para o coeficiente de arrasto. Pode-se ver que, apesar do arrasto das simulações ter sido sempre maior do que o arrasto medido experimentalmente, a tendência do arrasto em função da altura de asa foi bem capturada.

Isso pode ser medido ao se comparar os valores dos coeficientes lineares das retas de tendência da segunda parte dos dados experimentais e numéricos ($m_{CD;exp}$ e $m_{CD;sim}$), dispostos na tabela 5.

Na figura 6b, a diferença entre os pontos numéricos e os experimentais foi medida para cada simulação a fim de verificar a maior e menor discrepância entre os experimentos. Em termos percentuais, a maior disparidade foi para o caso h225 com 17.99%. Dimensionalizando isso para kgf , tem-se uma noção melhor da ordem de grandeza do erro, com 0.950 kgf de diferença máxima. Já a menor discrepância foi para o caso h17 com 5.05% ou 0.331 kgf .

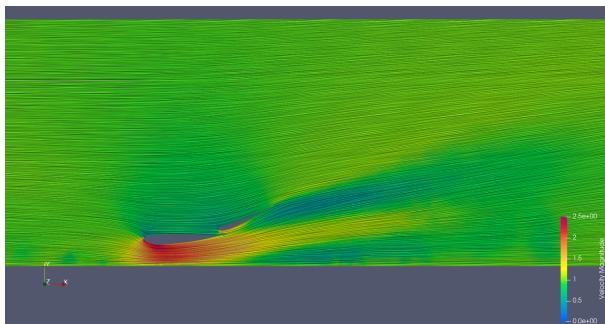


(a) Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h20.

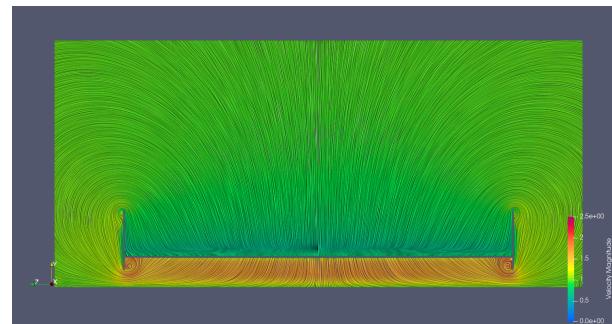


(b) Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h20.

Figura 4: Visualização de velocidade do escoamento do caso h20 no plano xy e yz.



(a) Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h50.



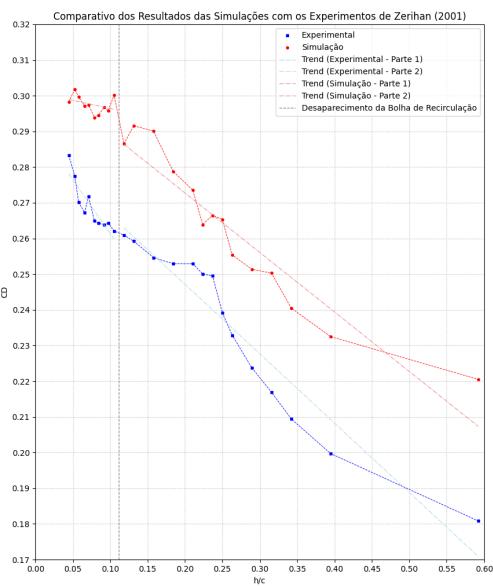
(b) Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h50.

Figura 5: Visualização de velocidade do escoamento do caso h50 no plano xy e yz.

Tabela 5: Coeficientes lineares das retas de tendência do arrasto.

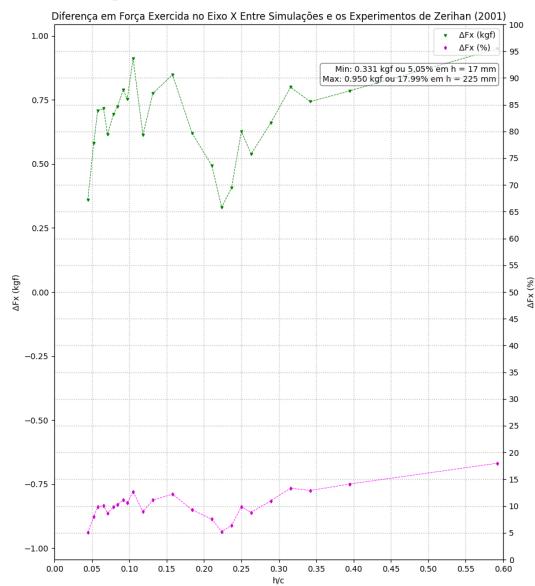
Coeficiente	Valor
$m_{CD;exp}$	-0.194550
$m_{CD;sim}$	-0.163843

Coeficiente de Arrasto



(a) Comparativo do Coeficiente de Arrasto.

Comparativo dos Valores de ΔF_x



(b) Diferença entre os resultados obtidos nas simulações e os resultados de (Zerihan, 2001) dimensionalizados para kgf e em formato percentual.

Figura 6: Validação do coeficiente de arrasto.

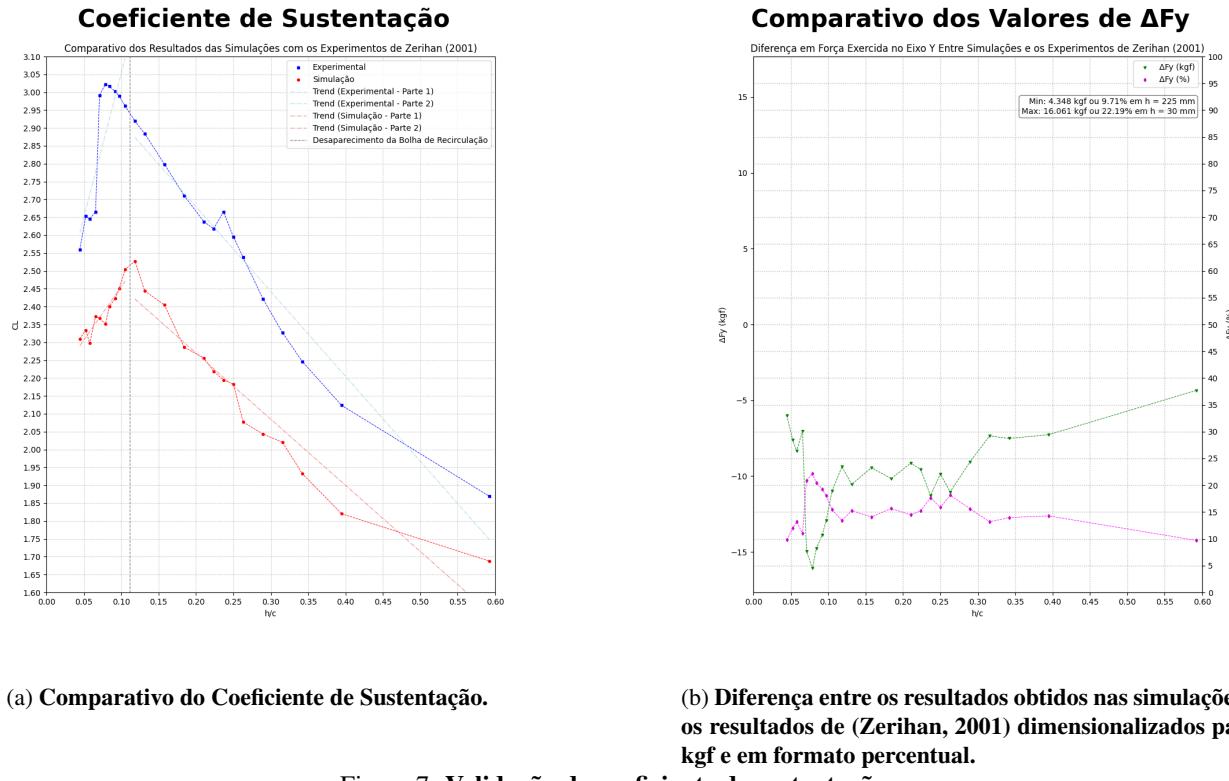
Se a diferença absoluta entre os coeficientes lineares das retas de tendência for transformada em um formato percentual relativo ao maior coeficiente linear dentre as tendências, como exposto em (15) e (16), pode-se criar um coeficiente de grau de similaridade percentual (gs_{CD}) adimensionalizado que quantifica o paralelismo das retas de tendência dos dados. E também cria-se um valor complementar de erro de similaridade percentual adimensional (Δm_{CD}).

$$\Delta m_{CD} = \frac{|m_{CD;exp} - m_{CD;sim}|}{|MAX(m_{CD;exp}, m_{CD;sim})|} = 15.78\% \quad (15)$$

$$gs_{CD} = 1 - \Delta m_{CD} = 84.22\% \quad (16)$$

Ou seja, para o arrasto, a tendência dos dados obtidos após o desaparecimento da bolha de recirculação foi capturada com 84.22% de precisão.

Na figura 7a tem-se os resultados de simulação obtidos junto com os valores obtidos por (Zerihan, 2001) para o coeficiente de sustentação. De modo inverso ao arrasto, pode-se observar que o coeficiente de sustentação obtido numericamente foi sempre menor que sua contrapartida experimental, mas assim como o coeficiente de arrasto, a tendência da curva *altura x downforce* foi bem capturada.



(a) Comparativo do Coeficiente de Sustentação.

(b) Diferença entre os resultados obtidos nas simulações e os resultados de (Zerihan, 2001) dimensionalizados para kgf e em formato percentual.

Figura 7: Validação do coeficiente de sustentação.

Assim como feito para o arrasto, isso pode ser medido ao se comparar os valores dos coeficientes lineares das retas de tendência da segunda parte dos dados experimentais e numéricos ($m_{CL;exp}$ e $m_{CL;sim}$), dispostos na tabela 6.

Tabela 6: Coeficientes Lineares das Retas de Tendência da Sustentação.

Coeficiente	Valor
$m_{CL;exp}$	-2.375747
$m_{CL;sim}$	-1.849632

Do mesmo jeito que para o coeficiente de arrasto, na figura 7b, a diferença entre os pontos numéricos e os experimentais foi medida para cada simulação. A maior disparidade foi para o caso h30 com 22.19% ou 16.061 kgf de diferença máxima. Já a menor discrepância foi para o caso h30 com 9.71% ou 4.348 kgf.

Fazendo o mesmo procedimento que foi feito para o arrasto, pode se calcular os coeficientes de erro de similaridade (Δm_{CL}) e de grau de similaridade percentual das tendências da sustentação (gs_{CL}) nas equações (17) e (18).

$$\Delta m_{CL} = \frac{|m_{CL;exp} - m_{CL;sim}|}{|MAX(m_{CL;exp}, m_{CL;sim})|} = 22.15\% \quad (17)$$

$$gs_{CL} = 1 - \Delta m_{CL} = 77.85\% \quad (18)$$

Ou seja, para a sustentação, a tendência dos dados obtidos após o desaparecimento da bolha de recirculação foi capturada com 77.96% de precisão.

Também pode-se utilizar um gráfico CL/CD para comparar os dados obtidos com os dados fornecidos por (Zerihan, 2001). Ao analisar a figura 8, pode-se ver que o comportamento aerodinâmico da asa se assemelha em ambos os casos, com uma dificuldade de captura do ponto de maior razão entre os coeficientes e uma anomalia no comportamento após o desaparecimento da bolha de recirculação, que pode estar atrelada à problemas relativos ao modelo de turbulência utilizado.

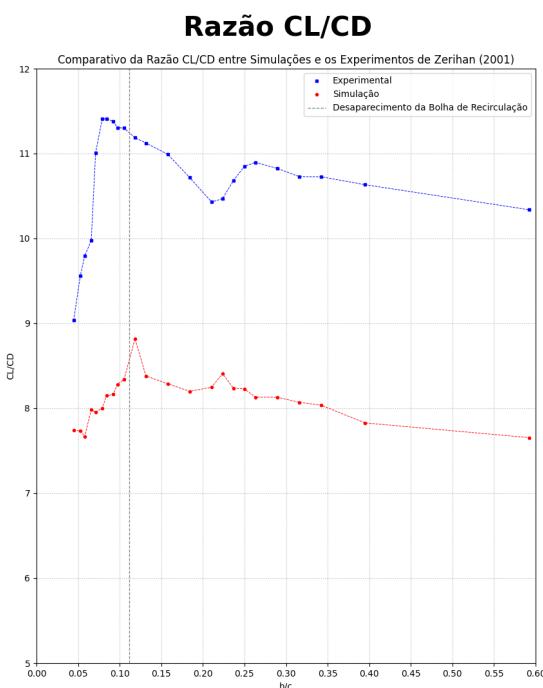


Figura 8: Comparativo da razão entre os coeficientes adimensionais.

Apesar disso, observa-se uma tendência geral de diminuição da eficácia aerodinâmica, medida por $\frac{CL}{CD}$, proporcional ao aumento da altura da asa com relação ao chão adimensionalizada pela corda $\frac{h}{c}$, após o desaparecimento da recirculação por constrição do escoamento, como antecipado pela teoria analítica e demonstrado nos experimentos de (Zerihan, 2001).

4. CONCLUSÕES

Com base nos resultados apresentados nesta seção, pode-se concluir que o pré-processamento gerou malhas de simulação adequadas para os casos estudados. Houve pouca variação no número de elementos de malha entre os casos, o que sugere que os erros de discretização são da mesma ordem de grandeza. Isso permite comparar os resultados numéricos de forma consistente entre os casos.

As simulações mostraram resultados satisfatórios em relação à convergência dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais ao longo das iterações. E, dada a estabilidade numérica das simulações, foram utilizados os valores médios dos últimos 3000 valores para cálculo dos coeficientes aerodinâmicos.

Para validar os resultados, foram comparados os coeficientes de arrasto e sustentação obtidos nas simulações com os dados experimentais de Zerihan (2001) e Zhang e Zerihan (2003). Embora os valores numéricos para o arrasto tenham sido ligeiramente maiores e os valores numéricos para a sustentação, ou no caso, *downforce*, ligeiramente menores do que os experimentais, as tendências gerais foram consistentes, com variação de até 17.99% para o coeficiente de arrasto e até 22.19% para o coeficiente de sustentação.

Em suma, os resultados numéricos obtidos forneceram uma boa representação do comportamento aerodinâmico dos casos estudados, com resultados próximos aos experimentais. Esses resultados contribuem para o entendimento e a validação do método de simulação empregado e podem ser usados para análises mais aprofundadas do desempenho aerodinâmico da asa estudada e dos efeitos de instalação em túneis de vento.

5. REFERÊNCIAS

Anderson Jr., J.D. e Cadou, C.P., 2024. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw Hill, sétima edição. ISBN 978-1-266-07644-2.

- da Silveira Neto, A., 2020. *Escoamentos Turbulentos, Análise Física e Modelagem Teórica*. Composer, primeira edição. ISBN 978-65-990365-1-4.
- FIA, 2022. “Regulamentação Técnica FIA F1 2023”.
- Houghton, E.L., Carpenter, P.W., Collicott, S.H. e Valentine, D.T., 2017. *Aerodynamics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, sétima edição. ISBN 978-0-08-100194-3.
- Katz, J., 2006. “AERODYNAMICS OF RACE CARS”. *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 38, No. 1, pp. 27–63. ISSN 0066-4189, 1545-4479. doi:10.1146/annurev.fluid.38.050304.092016.
- Mahon, S. e Zhang, X., 2005. “Computational Analysis of Pressure and Wake Characteristics of an Aerofoil in Ground Effect”. *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 127, No. 2, pp. 290–298. ISSN 0098-2202, 1528-901X. doi: 10.1115/1.1891152.
- Mahon, S. e Zhang, X., 2006. “Computational Analysis of a Inverted Double-Element Airfoil in Ground Effect”. *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 128, No. 6, pp. 1172–1180. ISSN 0098-2202, 1528-901X. doi:10.1115/1.2353268.
- Menter, F.R., 1994. “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications”. *AIAA Journal*, Vol. 32, pp. 1598–1605. doi:10.2514/3.12149.
- Molina, J. e Zhang, X., 2011. “Aerodynamics of a Heaving Airfoil in Ground Effect”. *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 6, pp. 1168–1179. ISSN 0001-1452, 1533-385X. doi:10.2514/1.J050369.
- Schoeberl, J., 1997. “Netgen: An advancing front 2d/3d-mesh generator based on abstract rules”. *Computing and Visualization in Science*, Vol. 1, pp. 41–52. doi:10.1007/s007910050004.
- William, Y.E., Kanagalingam, S. e Mohamed, M.H., 2024. “Ground Effect Investigation on the Aerodynamic Airfoil Behavior Using Large Eddy Simulation”. *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 146, No. 3, p. 031205. ISSN 0098-2202, 1528-901X. doi:10.1115/1.4063696.
- Zerihan, J.D.C., 2001. *An Investigation into the Aerodynamics of Wings in Ground Effect*. Ph.D. thesis, University of Southampton.
- Zhang, X. e Zerihan, J., 2003. “Aerodynamics of a double-element wing in ground effect”. *AIAA Journal*, Vol. 41, No. 6. doi:10.2514/2.2057.

6. RESPONSABILIDADE AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

Numerical Simulation of Turbulent Flow over Multi-Element Wings in Ground Effect with Downforce Generation

Matheus Ribeiro Vidal, vidal.enm@gmail.com¹
Arthur Machado Giolo, arthurgiolo@gmail.com¹
Braulio Gutierrez Pimenta, brauliogp@unb.br¹

¹Universidade de Brasília, Departamento de Engenharia Mecânica, Laboratório de Aeroacústica Computacional (CaaLab), Campus Darcy Ribeiro, Brasília, CEP 70910-900, Distrito Federal, Brasil

Abstract: This work establishes and presents validation of a complete cycle of simulations in computational fluid dynamics, using open source tools and software. The main objective is to demonstrate the feasibility and reliability of using open source tools to simulate complex fluid dynamic phenomena. To achieve this objective, the simulation cycle is established using the programs: SALOME for mesh generation and pre-processing, SU2 for numerical calculations and Paraview for visualizing the results. The geometry chosen for validation of this simulation cycle is the experimental data geometry, which consists of a front wing of a Formula 1 car inside a wind tunnel. The case was modeled in CAD software, three-dimensional meshes were generated and simulations were carried out in order to compare the values of the dimensionless aerodynamic coefficients obtained with the literature. The methodology used during the simulation cycle is described in detail, with justifications for decisions made and observations about the workflow in the programs used. The results of this work show a good ability to capture complex aerodynamic phenomena and define a reliable approach for solving problems in computational fluid dynamics. The simulations showed satisfactory results regarding the convergence of the dimensionless aerodynamic coefficients throughout the iterations. And, given the numerical stability of the simulations, the average values of the last 3000 values were used to calculate the aerodynamic coefficients. The visualization of the velocity and pressure fields revealed important phenomena, such as the stall of the airfoil in ground effect, the formation of wing tip vortices and flow acceleration due to the ground effect. High and low pressure zones were also identified as expected.

Keywords: Computational Fluid Dynamics, Aerodynamics, SU2, Open Source Code, Formula 1