

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO
ESCOAMENTO EM TORNO DE UM
AEROFÓLIO ASCENDER EM TÚNEL DE
VENTO**

Bruno de Sousa Barros

Brasília, 02 de dezembro de 2020

PROJETO DE GRADUAÇÃO

FACULDADE DE TECNOLOGIA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO DE GRADUAÇÃO

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO ESCOAMENTO EM
TORNO DE UM AEROFÓLIO ASCENDER EM
TÚNEL DE VENTO**

POR,

Bruno de Sousa Barros

Relatório submetido como requisito parcial para obtenção do grau de Engenheiro Mecânico.

Banca Examinadora

Carlos Alberto Gurgel Veras, UnB/ENM	_____
Fábio Alfaia da Cunha, UnB/FGA	_____
Roberto Francisco Bobenrieth Miserda, UnB/ENM	_____
Antonio Cesar Pinho Brasil Junior, UnB/ENM	_____

Brasília, 11 de maio de 2021

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, um agradecimento especial aos Professores Fábio Alfaia e Gurgel, por todo ensinamento e paciência ao longo desse período de orientação.

Agradeço aos meus pais, José Carlos e Rosilene, pela educação que me foi dada, pelo carinho e compreensão ao longo dessa difícil caminhada. Agradeço a minha irmã Isabella por toda ajuda e motivação ao longo dessa jornada. Agradeço a minha namorada Laíza por ter se mostrado uma excelente companheira e por sempre me motivar a seguir em frente dando o meu melhor.

Agradeço a todos os meus amigos, em especial, ao Diego, Marcelo e Guilherme por serem os melhores amigos que a faculdade podia me dar e por me ajudar nos muitos trabalhos e laboratórios.

Por fim, agradeço aos integrantes da banca, pela gentileza de avaliar meu trabalho, pelos comentários para melhoria e por participarem deste momento importante na minha vida.

[...] No great discovery was ever made without a bold guess...

-Isaac Newton em *The Palladium*: a monthly journal

RESUMO

Conhecer o escoamento ao qual uma asa de avião está submetida é um importante fator de projeto, pois possibilita conhecer os esforços, o campo de pressão e velocidade a que a asa está sujeita. O estudo proposto consiste na comparação de um aerofólio Ascender Rígido e um com tomada de ar (semelhante ao inflável), elencando as principais diferenças no escoamento e como este afeta nos coeficientes de performance. As simulações foram realizadas utilizando as medidas reais de um túnel de vento, visando, em um trabalho futuro, a comparação dos dados obtido numericamente e experimentalmente. As malhas utilizadas na simulação foram feitas no software GAMBIT. As equações governantes foram discretizadas e simuladas em software MATLAB utilizando uma rotina já existente. A fim de tornar os resultados mais precisos, um estudo detalhado de convergência e refino de malha foi abordado, obtendo a melhor combinação de malha espacial e temporal que gere os melhores resultados para um menor custo computacional possível. Ao final deste documento foi possível observar uma grande diferença entre esses dois tipos de aerofólios. O aerofólio inflável apresentou o dobro de arrasto e um leve aumento de sustentação mínima. Portanto utilizar os dados do aerofólio rígido, em projeto de aerofólios infláveis, acarreta em diversos erros.

Palavras-chave: Aerofólios Infláveis, Simulação Numérica, Coeficientes de Performance.

ABSTRACT

Knowing the flow with a plane wing is submitted in is an important project factor, also it allows to know the efforts, the pressure field and the velocity with this wing is subjected in. The purposed study consists in compare a hard ascender airfoil and as well, a similar one, with an air intake passage (similar to the inflatable one), describing the main differences in the flow and how this one affects on the performances coefficients. The simulations were realized using the real measures of a wind tunnel, looking for, in a future work, the comparison of data obtained numerically and experimentally. The meshes used in the simulation cases were made on GAMBIT softwares interface. The governing equations were discretized and simulated, also, in the software MATLAB, using an existent routine. Seeking for making the results more accurate, a detailing study of convergence and meshes refine was addressed, obtaining the better match of temporal and special mesh that produces better results to the lower computational cost possible. By the end of this document, it was possible to see a large difference between these two kind of airfoils. The inflatable airfoil presents the doubling drag and a soft increase of minimum support. However, using the hard airfoil data in an inflatable airfoil project, brings out in many several errors.

Keywords: Inflatable airfoils, Numerical simulation, Performances coefficients.

SUMÁRIO	i
LISTA DE FIGURAS	iii
LISTA DE TABELAS	vi
LISTA DE SÍMBOLOS E SIGLAS	vii
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	2
1.2 JUSTIFICATIVAS	6
1.3 OBJETIVO GERAL	8
1.3.1 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	8
1.4 METODOLOGIA	8
1.5 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO	9
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	10
2.1 NÚMERO DE REYNOLDS	10
2.2 NÚMERO DE MACH	10
2.3 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE	10
2.4 EQUAÇÕES DO MOVIMENTO PARA UM FLUIDO NEWTONIANO	11
2.5 CONDIÇÕES DE CONTORNO	12
2.5.1 Condições de contorno de não escorregamento	12
2.5.2 Condições de contorno de interface	12
2.5.3 Outras condições de contorno	13
2.6 ESCOAMENTO LAMINAR VERSUS TURBULENTO	13
2.7 AEROFÓLIOS	13
2.8 ESCOAMENTO SOBRE CORPOS: ARRASTO E SUSTENTAÇÃO	14
2.8.1 Coeficiente de sustentação e arrasto	15
2.9 TÚNEL DE VENTO	15
3 CÓDIGO NUMÉRICO E METODOLOGIA	16
3.1 CONVERGÊNCIA NUMÉRICA	20
3.2 VALIDAÇÃO NUMÉRICA	20

3.3	MALHA COMPUTACIONAL	22
3.4	APLICAÇÃO DAS CONDIÇÕES DE CONTORNO	27
3.4.1	Velocidade do ar na entrada	27
3.4.2	Condição de não escorregamento	28
3.4.3	Considerações fluidodinâmicas	28
3.5	PROBLEMA DE PROCESSAMENTO E ARMAZENAMENTO	29
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	31
4.1	PERFIL ÍNTEGRO	32
4.1.1	Ângulo de ataque igual a -10°	32
4.1.2	Ângulo de ataque igual a -5°	37
4.1.3	Ângulo de ataque igual a 0°	42
4.1.4	Ângulo de ataque igual a 5°	47
4.1.5	Ângulo de ataque igual a 10°	52
4.1.6	Ângulo de ataque igual a 15°	57
4.1.7	Conclusão de perfil Íntegro	63
4.2	AEROFÓLIO COM TOMADA DE AR	64
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	71
5.1	CONCLUSÕES	71
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	74

Lista de Figuras

1.1	Exemplo de aplicações de asas infláveis. Fonte: Google imagens	1
1.2	Instrumento para aferição de pressão. Fonte: (MASHUD, 2006)	2
1.3	Linha de corrente para um $\alpha = 7^\circ$. Fonte: (MOHAMMADI; JOHARI, 2009)	3
1.4	Comparação de coeficientes performance entre uma aerofólio rígido e um inflável. Fonte: (MOHAMMADI; JOHARI, 2009)	3
1.5	Linha de corrente para diferentes configurações. Fonte: (FOGELL, 2014)	4
1.6	Linha de corrente 3D. Fonte: (FOGELL, 2014)	4
1.7	Esboço de fluxo interno próximo à entrada de ar. Fonte: (BENEDETTI, 2020)	5
1.8	Túnel de vento do Laboratório de Energia e Meio Ambiente. Fonte: (BENEDETTI, 2020)	5
1.9	Aerofólio Ascender com tomada de Ar. Fonte: (BENEDETTI, 2020)	7
1.10	As duas configurações que serão estudadas	7
2.1	Nomenclatura básica de um aerofólio. Fonte: Anderson.	13
3.1	Volume finito originado no processo da mediana. Fonte: (SCHNEIDER; MALISKA,)	17
3.2	Malha triangular de interpolação. Fonte: (SCHNEIDER; MALISKA,)	17
3.3	Fluxograma da evolução temporal da rotina de (CUNHA, 2010)	19
3.4	Fluxograma da análise de convergência (CUNHA, 2010)	20
3.5	Domínio de simulação.	21
3.6	Malha não estruturada de elementos finitos triangulares.	21
3.7	Malha computacional para um ângulo de ataque de 20°	22
3.8	Malha de elementos triangulares, para um ângulo de ataque de 15°	23
3.9	Malha computacional para um ângulo de ataque de 20°	24
3.10	Malha de elementos triangulares, utilizada para discretizar as equações	25
3.11	Malha computacional para um ângulo de ataque de 0°	26
3.12	Esquemático túnel de vento. Fonte: (MACÍAS, 2016) (adaptado)	27
3.13	Teste de Hipótese para um grau de confiança de 95%	28
4.1	Distribuição de velocidades no túnel de vento	31
4.2	Linhas de correntes para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -10°	33
4.3	Módulo do vetor velocidade para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -10°	34
4.4	Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -10°	35

4.5	Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de -10°	36
4.6	Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de -10°	36
4.7	Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -5°	38
4.8	Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -5°	39
4.9	Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -5°	40
4.10	Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de -5°	41
4.11	Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de -5°	41
4.12	Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 0°	43
4.13	Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 0°	44
4.14	Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 0°	45
4.15	Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 0°	46
4.16	Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 0°	46
4.17	Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 5°	48
4.18	Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 5°	49
4.19	Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 5°	50
4.20	Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 5°	51
4.21	Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 5°	51
4.22	Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 10°	53
4.23	Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 10°	54
4.24	Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 10°	55
4.25	Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 10°	56
4.26	Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 10°	56
4.27	Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15°	58
4.28	Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15°	59
4.29	Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15°	60
4.30	Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 15°	61
4.31	Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 15°	61
4.32	Campo de Velocidade e Pressão para a menor sustentação, $t=3,4$ segundos	62
4.33	Campo de Velocidade e Pressão para a maior sustentação, $t=5,1$ segundos	62
4.34	Coeficiente de Arrasto por ângulo de ataque	63
4.35	Coeficiente de Arrasto por ângulo de ataque	64
4.36	Razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque.	64
4.37	Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15° em um perfil com tomada de ar	65
4.38	Campo de Pressão para os instantes iniciais, ângulo de ataque de 15° no aerofólio com tomada de ar	66

4.39	Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15° em um perfil com tomada de ar	67
4.40	Módulo do campo de velocidades, mostrando o fenômeno da recirculação	68
4.41	Coefficiente de Arrasto por ângulo de ataque	69
4.42	Coefficiente de Arrasto por ângulo de ataque	69

Lista de Tabelas

1	Casos estudados por (BENEDETTI, 2020)	6
2	Legenda da Tabela: Comparação do coeficiente de arrasto	21
3	Quantidade de pontos Versus Tempo de processamento	24
4	Tabela comparativa de passos temporais	29
5	Comparações do tempo de simulação real necessário para a correta representação do fenômeno	30
6	Armazenamento médio necessário para 20 mil interações	30
7	Casos estudados para o perfil íntegro	32
8	Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de -10°	35
9	Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de -5°	37
10	Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 0°	42
11	Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 5°	47
12	Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 10°	52
13	Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 15°	57
14	Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 15°	69
15	Comparação entre o perfil com tomada de ar e o perfil íntegro.	70

Lista de Símbolos e Siglas

- M – Número de Mach.
- c – Módulo da velocidade do som.
- v – Módulo da velocidade do fluido.
- \vec{v} – Vetor velocidade do fluido.
- v_∞ – Velocidade do fluido não perturbado.
- P – Pressão do fluido.
- B – Propriedade extensiva genérica.
- b – Propriedade intensiva genérica.
- t – Tempo.
- ρ – Massa específica do fluido.
- A – Área.
- V – Volume.
- ∇ – Operador matemático nábula.
- F_v – Forças de volume.
- F_s – Forças de superfície.
- \vec{g} – Força gravitacional.
- σ_{ij} – Tensor de tensões.
- σ – Tensor de tensões de Cauchy.
- μ – Viscosidade dinâmica.
- $\frac{D}{Dt}$ – Derivada material.
- T_s – Tensão de cisalhamento
- L – Força de sustentação.
- D – Força de arrasto.
- CL – Coeficiente de sustentação.
- CD – Coeficiente de arrasto.
- f – Frequência característica.
- S – Área superficial.

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas, as aplicações envolvendo asas infláveis aumentaram substancialmente. Sua concepção inicial foi para atender à sistemas de desaceleração, para os quais nenhum aspecto de desempenho ou qualidade de voo é relevante (BENEDETTI, 2020).

No entanto, atualmente as asas infláveis desempenham importantes papéis na engenharia que vão desde o simples lazer, em aplicações como *kitesurf*, até soluções sofisticadas, como em sistemas de recuperação de veículos espaciais. A figura 1.1 ilustra alguns exemplos de aplicações.



(a) Veículo espacial



(b) Recorde mundial da utilização simultânea de *Kitesurf*

Figura 1.1: Exemplo de aplicações de asas infláveis. Fonte: Google imagens

Apesar da notável evolução na gama de aplicações, o desenvolvimento de asas infláveis-flexíveis ainda é bastante empírico e a tecnologia associada restrita aos fabricantes, ou seja, o nível de conhecimento aeronáutico público sobre a ciência por trás desses sistemas é muito limitado quando comparado com a vasta literatura sobre asas rígidas. (BENEDETTI, 2020)

O principal desafio na modelagem asas totalmente flexíveis é a deformação da geometria. Ao contrário de asas rígidas, paraquedas e parapentes exibem fenômenos aerodinâmicos singulares ligados à sua natureza operacional particular (MASHUD, 2006). De preocupação relevante, a deformabilidade da forma em vôo leva a uma variação constante nas características aerodinâmicas em vôo. Isso torna quase impossível derivar coeficientes aerodinâmicos precisos para análise de desempenho e estabilidade, e então, torna-se inviável tentar modelar a asa com base apenas em dados de aerofólio rígido (BENEDETTI, 2020).

A abertura de tomada de ar na asa gera como principal desvantagem a perda de eficiência aerodinâmica (FOGELL, 2014). A presença de uma seção aberta na região de maior gradiente de pressão do aerofólio resulta em redução perceptível da sustentação e aumento severo do arrasto. Também adiciona complexidade ao sistema, ao introduzir um componente interno de fluxo de recirculação, ausente em aerofólios fechados (BENEDETTI, 2020).

Historicamente, o projeto e o desenvolvimento de paraquedas têm sido em grande parte um processo empírico, conduzido por programas exaustivos de testes experimentais (TAYLOR, 2003).

É reconhecido na literatura que é improvável que haja quaisquer saltos gigantes feitos no design de asas infláveis-flexíveis enquanto o domínio dos testes persistir, e também é um esforço cada vez mais caro e demorado (TUTT R. CHARLES; NOETSCHER, 2010). Por essas razões, métodos de modelagem e simulação computacional são agora procurados para uso em projeto de infláveis-flexíveis (STRICKLAND; HIGUCHI, 1996).

Além da redução de custos, a simulação numérica apresenta como principal vantagem a possibilidade de testar diferentes geometrias, sem necessariamente construir um modelo físico. Na maioria dos casos é mais simples e barato mudar a malha computacional do que alterar a geometria de um modelo físico, permitindo assim, uma maior gama de possibilidades e otimizações do modelo estudado na parte de pré-projeto para uma posterior validação do modelo em um túnel de vento.

1.1 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Conforme apresentado na seção anterior a literatura atualmente conta com poucos trabalhos relacionados a perfis não rígidos, destes trabalhos importa destacar os trabalhos de: (MASHUD, 2006), (MOHAMMADI; JOHARI, 2009), (FOGELL, 2014) e (BENEDETTI, 2020).

(MASHUD, 2006) por meio de um procedimento experimental investigou mecanismo de inflamento e distribuição da pressão média em um aerofólio por meio de sondas de pressão com tubos conectados a um medidor de pressão digital, conforme mostra a figura 1.2. O autor observou que é necessário um ângulo de ataque mínimo para o inflamento da asa, pois para pequenos ângulos o ponto de estagnação fica após a entrada de ar não permitindo o completo inflamento.

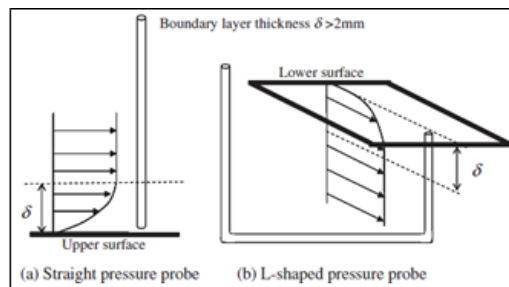


Figura 1.2: Instrumento para aferição de pressão. Fonte: (MASHUD, 2006)

Para (MASHUD, 2006) a recirculação ocorre somente em pequenas aberturas, o comprimento de penetração seria proporcional ao tamanho da abertura na asa. Portanto nas palavras do autor: O fluxo de ar interno em si não pode ter qualquer efeito significativo na deformação das asas. No entanto, é importante ressaltar que o método de medição da pressão interna utilizado por Mashud e Umemura não captura a condição real de distribuição de pressão interna em todas as superfícies internas, sendo apenas a pressão interna média. Trabalhos mais recentes como o (BENEDETTI, 2020) mostram uma grande variação na pressão em diferentes pontos do aerofólio, portanto a pressão média não é a melhor indicação para descrever o escoamento.

Os autores (MOHAMMADI; JOHARI, 2009) previram o fluxo sobre uma aerofólio inflável usando a análise CFD (pacote de software Fluent) para comparar o aerofólio rígido com um aerofólio inflável. Os resultados sugeriram que o fluxo em torno de aerofólio cria uma bolha de separação na borda de ataque inferior e um vórtice preso perto da abertura da célula, conforme mostra a figura 1.3. Tanto a sustentação quanto o arrasto foram afetados, mas a redução da sustentação não foi tão significativa, enquanto o arrasto sofreu um severo aumento, conforme mostra a figura 1.4.

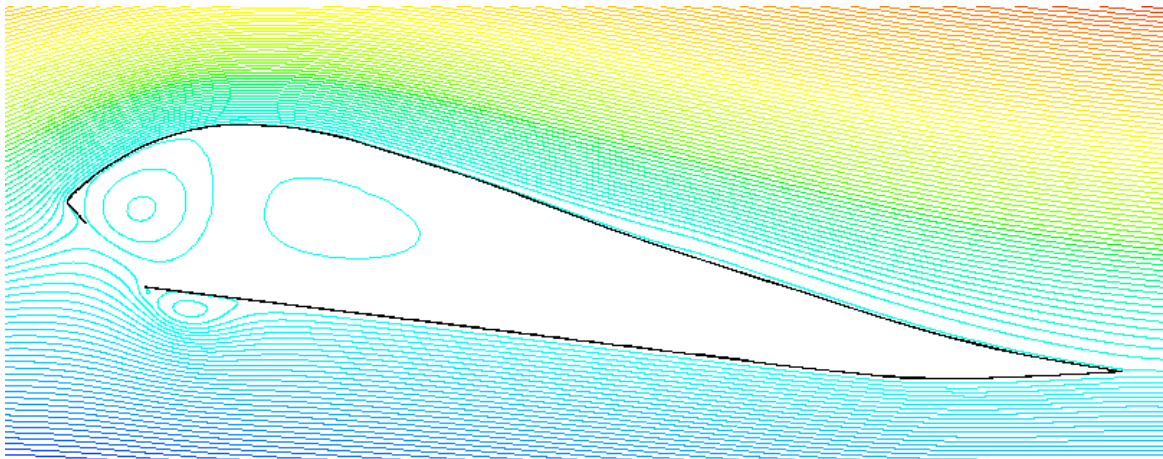


Figura 1.3: Linha de corrente para um $\alpha = 7^\circ$. Fonte: (MOHAMMADI; JOHARI, 2009)

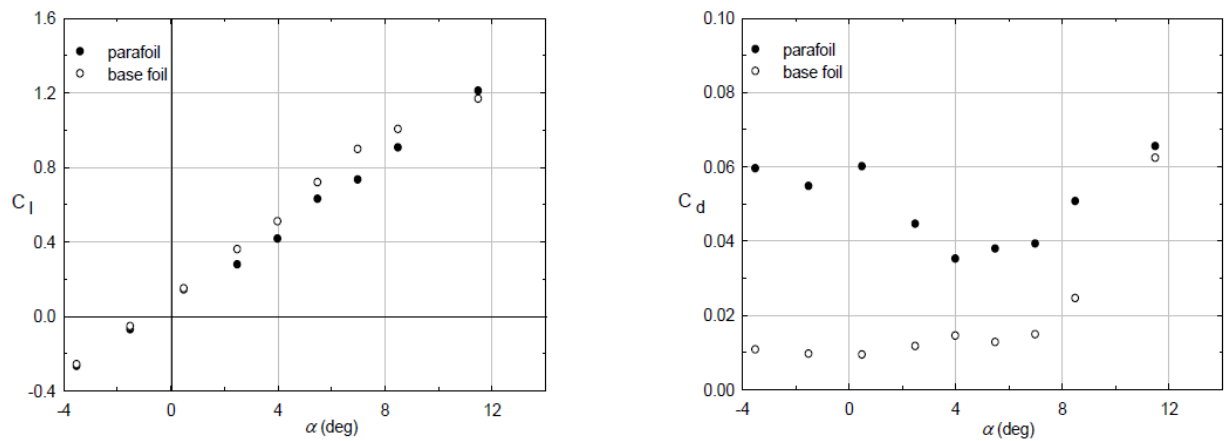


Figura 1.4: Comparação de coeficientes performance entre uma aerofólio rígido e um inflável. Fonte: (MOHAMMADI; JOHARI, 2009)

Simulações mais abrangentes, que consideram a interação fluido-estrutura foram feitas por (FOGELL, 2014). Esta simulação foi realizada em domínio espacial tridimensional e utiliza método dos elementos finitos. O autor utilizou três tipos de configurações de geometria para explorar seus argumentos. Para a primeira configuração fez o perfil rígido, depois comparou com o perfil aberto e por ultimo fez um estudo de um perfil rígido, mas cortado no mesmo ponto do perfil aberto, conforme mostra a figura 1.10.

As simulações feitas por Fogell confirmam a bolha de recirculação que causa uma pequena diminuição da sustentação e um aumento de pelo menos duas vezes no arrasto. Algo interessante deste trabalho se dá por conta da natureza das simulações, permitindo visualizar a bolha de circulação em seu formato tridimensional, conforme mostra a figura 1.6.

O autor também destaca que examinar mudanças na estrutura ou comportamento do fluxo de ar durante o vôo ainda é extremamente desafiador. As interações são mais complicadas do que em aerofólios com fluxo puramente externo, exigindo a consideração de forças internas, fator ainda não reconhecido pela literatura.

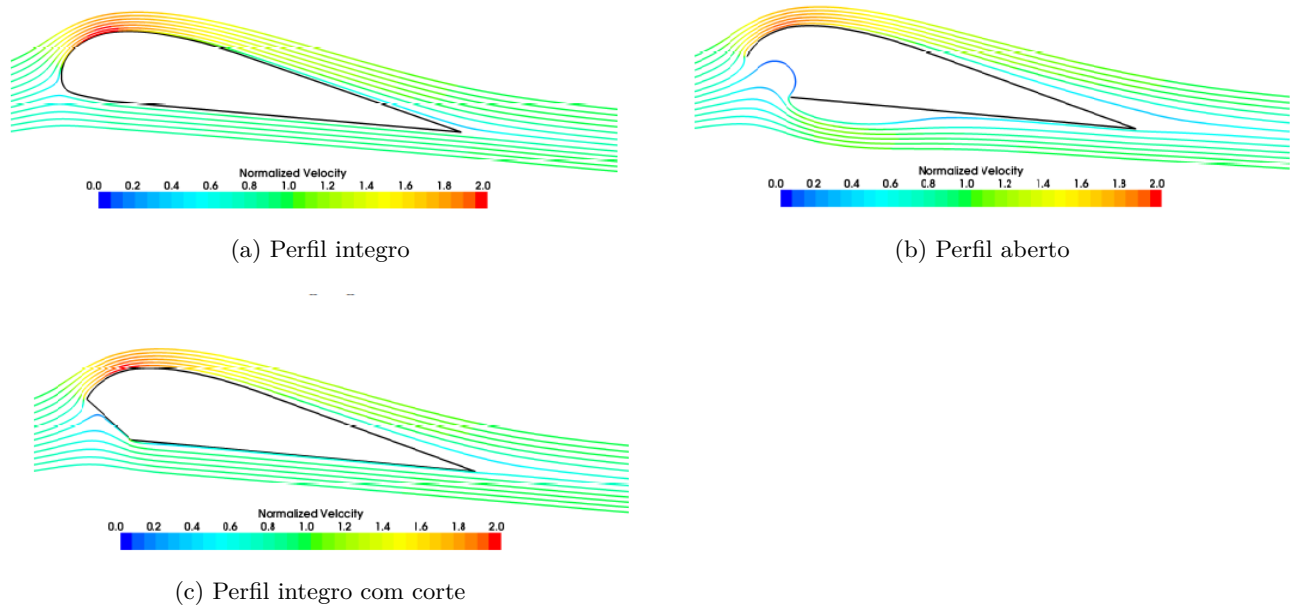


Figura 1.5: Linha de corrente para diferentes configurações. Fonte: (FOGELL, 2014)

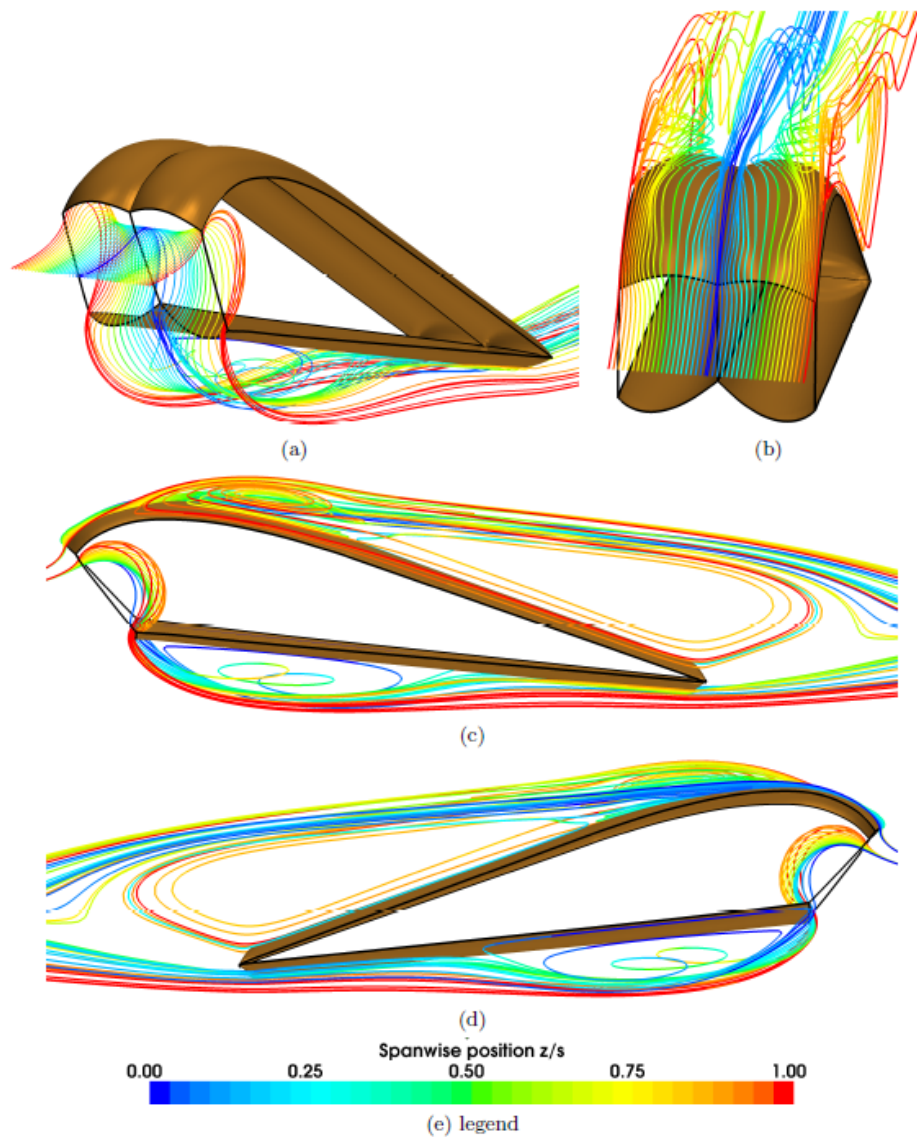


Figura 1.6: Linha de corrente 3D. Fonte: (FOGELL, 2014)

(BENEDETTI, 2020) diferentemente dos trabalhos anteriores, concentra seu foco na distribuição dos coeficientes de pressão. Utilizando um aerofólio ASCENDER com sensores na parte interna do aerofólio, conforme mostra a figura 1.7, o autor consegue experimentalmente identificar a pressão nos sensores e extrapolar o resultado para todo o domínio utilizando equações previamente definidas.

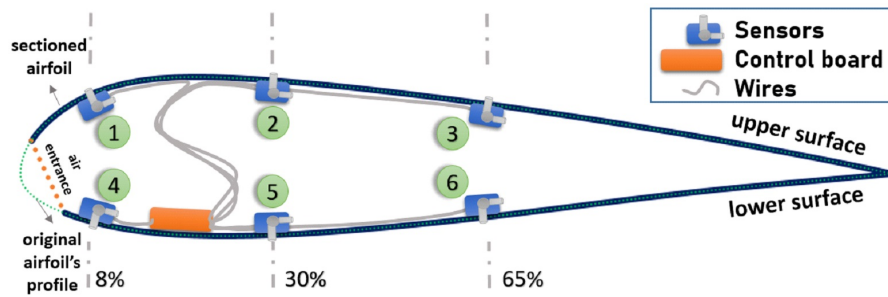


Figura 1.7: Esboço de fluxo interno próximo à entrada de ar. Fonte: (BENEDETTI, 2020)

O aerofólio de (BENEDETTI, 2020) foi testado experimentalmente no Túnel de vento do Laboratório de Energia e Meio Ambiente da Universidade de Brasília (figura 1.8), para 40 combinações de velocidade e ângulos de ataque diferentes conforme mostra a tabela 1. Os dados coletados na bancada de teste do túnel de vento permitiram descrever importantes fenômenos aerodinâmicos, incluindo inflação e aproximação de estol. A análise dos dados confirmou descobertas anteriores sobre a existência de um ângulo de ataque mínimo para a inflação e o aparecimento de uma bolha de recirculação na borda de ataque inferior que afeta significativamente o desempenho do aerofólio.

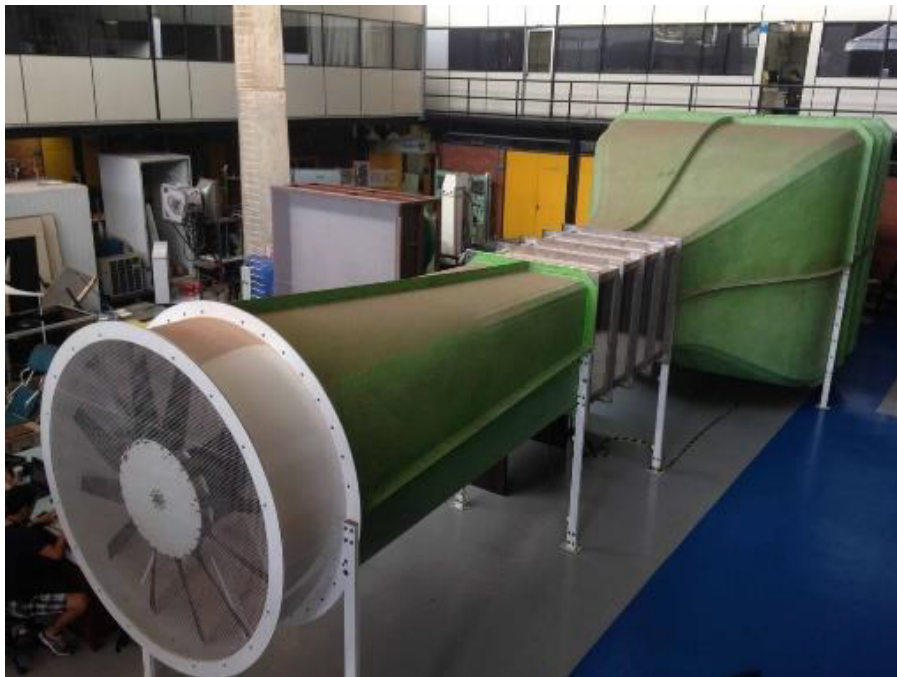


Figura 1.8: Túnel de vento do Laboratório de Energia e Meio Ambiente. Fonte: (BENEDETTI, 2020)

Tabela 1: Casos estudados por (BENEDETTI, 2020)

	-20°	-15°	-10°	-5°	0°	5°	10°	15°	20°	25°
3 m/s	#1	#5	#9	#13	#17	#21	#25	#29	#33	#37
6 m/s	#2	#6	#10	#14	#18	#22	#26	#30	#34	#38
9 m/s	#3	#7	#11	#15	#19	#23	#27	#31	#35	#39
10 m/s	#4	#8	#12	#16	#20	#24	#28	#32	#36	#40

O experimento de Benedettis foi bem sucedido e permitiu o desenvolvimento de instrumentação de teste de vôo, mas na visão do autor ainda há espaço para melhorias. Para (BENEDETTI, 2020) o uso de ferramentas de CFD são de suma importância para entender a interação entre o escoamento interno e externo, e como essa interação afeta os dinamicamente os coeficientes aerodinâmicos em uma asa infálvel. No entanto para o autor, sem dados experimentais, a melhoria e a aplicação desses códigos tornam-se irrealísticas.

Portanto, a abordagem computacional é, sem dúvida, uma ferramenta a ser usada tanto para investigação quanto para o design, mas exige dados experimentais para se adequar aos modelos.

1.2 JUSTIFICATIVAS

Conforme apresentado o estudo de aerofólios dinamicamente inflados é um campo frutífero para a pesquisa, tendo poucos trabalhos publicados sobre o tema. Possibilitando assim espaço para novas contribuições e descobertas. Neste quesito, a simulação numérica se sobressai pelo seu baixo custo quando comparado a experimentação científica.

Além disso, o Laboratório de Energia e Ambiente da UnB realizou uma pesquisa experimental em aerofólios dinamicamente inflados. Na tese de doutorado de (BENEDETTI, 2020) (defendida em Janeiro de 2021) um aerofólio Ascender com tomada de ar (1.9) foi instrumentado com sensores de pressão diferencial acoplados na superfície superior e inferior da asa. Foram coletados dados de pressão diferencial do aerofólio na faixa de 3 a 10 m/s com ângulo de ataque variando de -20 a 20 graus. Tal instrumentação permitiu caracterizar fenômenos bem específicos causados pela entrada de ar. Tais fenômenos podem ser melhor compreendidos e explorados através de simulação numérica. Para tal, o ENM, em parceria com a FGA, está desenvolvendo um código dedicado para estudo desses aerofólios. Numa primeira etapa (esse trabalho) será adaptada uma rotina computacional, disponibilizada por (CUNHA, 2010), para avaliar o escoamento em torno de 2 tipos de aerofólio Ascender: Fechado e aberto, conforme pode ser visto na figura 1.10.

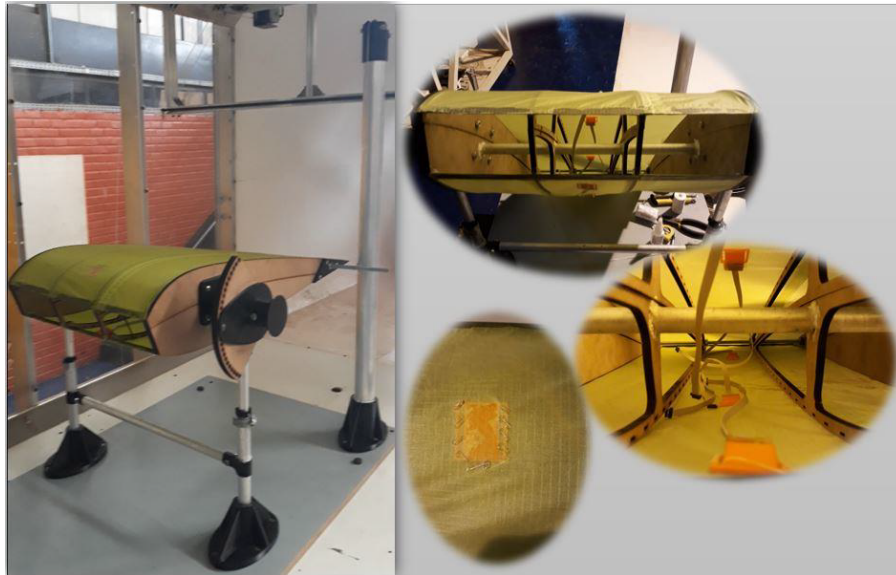


Figura 1.9: Aerofólio Ascender com tomada de Ar. Fonte: (BENEDETTI, 2020)

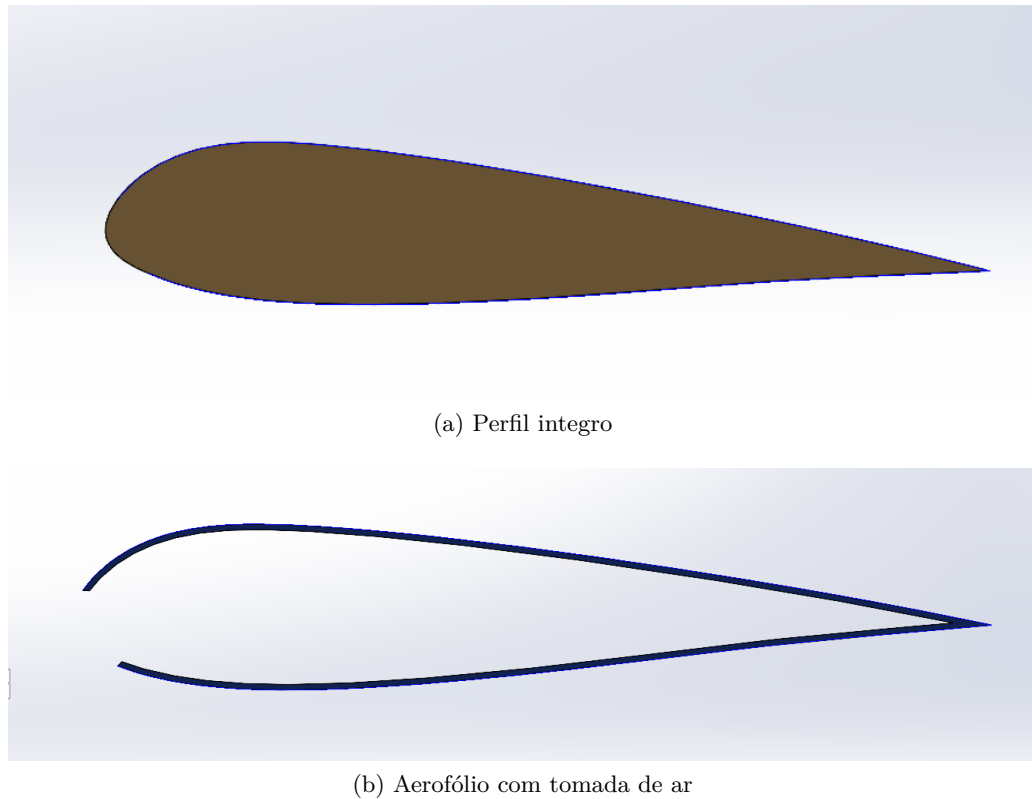


Figura 1.10: As duas configurações que serão estudadas

Todos os aerofólios, mesmo numericamente, serão avaliados no domínio de um túnel de vento. Essa escolha foi feita para facilitar a comparação com os dados experimentais de (BENEDETTI, 2020), pois a camada limite do túnel interfere no escoamento. Portanto utilizar um domínio infinito não representaria o problema estudado, comprometendo assim a comparação dos dados.

Nessa primeira etapa alguns poucos ângulos serão simulados, pois reproduzir os 40 casos do experimento de (BENEDETTI, 2020) demandaria muitas horas computacionais e um grande armazenamento de dados. Cada simulação tem por volta de 120 mil a 160 mil pontos na malha, demorando assim para cada simulação de 18 a 36 horas de num notebook padrão e necessitando de pelo menos 3 Gb de armazenamento de dados. Portanto neste primeiro momento o foco ficará na otimização da malha computacional, a correta aplicação das condições de contorno e resolução dos problemas de

armazenamentos.

Numa etapa posterior, o código será confrontado com os dados obtidos experimentalmente, sendo otimizado visando reduzir os erros e representar da melhor forma a realidade. Realizada essa etapa de aprimoramento a rotina computacional será estendida para catalogação em massa deste tipo de aerofólio, buscando apoio junto a universidade para o fornecimento de infraestrutura. Estima-se que sejam necessárias 2880 horas de simulação e 2 TB de armazenamento em nuvem.

1.3 OBJETIVO GERAL

Caracterizar o escoamento em torno de duas configurações de aerofólios no túnel de vento do Laboratório de Energia e Ambiente da Universidade de Brasília. Elencar as principais diferenças entre as duas configurações de aerofólios nos coeficientes de performance, no processo de formação de vórtices e comportamento dos campos de velocidade e pressão.

1.3.1 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Adaptar o modelo de (CUNHA, 2010) para estudo de escoamento de baixo Re em torno de aerofólios em túnel de vento;
- Desenvolver uma malha que permita convergência da solução numérica para elevados ângulos de ataque;
- Determinar o passo temporal e tempo de simulação adequados para descrever os fenômenos;
- Obter e comparar os coeficientes de performance para as duas diferentes configurações;

1.4 METODOLOGIA

Serão resolvidas as equações do Movimento e Continuidade, para um escoamento incompressível. Para tanto as equações governantes do problema serão discretizadas segundo a metodologia CFVEM.

O rotina computacional utilizado será a de (CUNHA, 2010) que é um código escrito em software *Matlab* capaz de simular escoamentos laminares e transientes ao redor de objetos ao longo do tempo, fornecendo ao final da interação a pressão e velocidade em todos os pontos do domínio.

As malhas utilizadas serão construídas no software *Gambit* em que um *scrip* será feito, em que as entradas serão as coordenadas do aerofólio, ângulo de ataque e os pontos do domínio, que neste trabalho serão as medidas reais do túnel de vento da universidade de Brasília (figura 1.8). Como as coordenadas serão as mesmas em todas as simulações, feito o *scrip* bastará mudar apenas o ângulo de ataque e todas as malhas utilizadas nesses documento serão criadas.

A validação da rotina computacional será feita para em um escoamento cruzado com um cilindro circular. Após a validação da simulação o aerofólio Ascender será simulado para diferentes velocidades de entrada e ângulo de ataque, obtendo os campos de velocidade e pressão e os coeficientes de arrasto e sustentação, além da observação de importantes fenômenos no escoamento, como ponto de separação, aparecimentos de vórtices e influência das paredes do túnel de vento.

O problema de asas inflexíveis é complexo e envolve diferentes fenômenos físicos. São dois escoamentos com características diferentes, o interno e externo. Além disto a estrutura da asa interfere no problema adicionando componentes de tensão. Diante do exposto delimitar é preciso, neste trabalho o foco será o ponto de partida afim de se familiarizar com o método computacional, com o desenvolvimento de malhas e com o problema de armazenamento.

1.5 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

Este trabalho contém cinco capítulos. Um breve resumo dos capítulos é dado a seguir.

No capítulo 2 é apresentada a base teórica da aerodinâmica, apresentando as principais equações e princípios utilizados neste documento.

No capítulo 3 é apresentado o método numérico que será utilizado na solução das equações diferenciais, bem como o caso de validação numérico.

No capítulo 4 são apresentados resultados da simulações obtidos para o perfil rígido e com tomada de ar. Apresentando os campos de velocidade e pressão, coeficientes de performance.

No capítulo 5 são apresentadas algumas conclusões a respeito do que foi discutido no trabalho.

CAPÍTULO 2

FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Nos tópicos seguintes serão apresentados a fundamentação teórica sobre os temas tratados neste relatório. A fundamentação foi baseada em livros de mecânica dos fluidos, artigos e periódicos sobre o tema. A revisão buscará fornecer todas as equações e princípios utilizados neste documento.

2.1 NÚMERO DE REYNOLDS

O número de Reynolds segundo (WHITE, 2010) é um número adimensional usado em mecânica dos fluidos para o cálculo do regime de escoamento de determinado fluido sobre uma superfície. É utilizado, por exemplo, em projetos de tubulações industriais, aeronaves, foguetes e embarcações.

O seu significado físico é um quociente de forças: forças de inércia ($v\rho$) por forças de viscosidade (μ/D). É expressado como:

$$Re = \frac{\rho v D}{\mu} \quad (2.1)$$

Sua principal função é caracterizar o escoamento quanto laminar, transiente e turbulento

2.2 NÚMERO DE MACH

Pode-se definir o número de Mach como a relação entre a velocidade do fluido numa seção e a velocidade do som na mesma seção (BRUNETTI, 2011), conforme mostra a equação 2.2:

$$M = \frac{v}{c} \quad (2.2)$$

O número de Mach permite classificar os escoamentos nos seguintes tipos segundo (BRUNETTI, 2011):

- $M < 0.2$ - Escoamento incompressível.
- $0.2 < M < 1$ - Escoamento subsônico.
- $M > 1$ - Escoamento supersônico.

2.3 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE

O princípio de conservação de massa para um volume de controle pode ser expresso como: a transferência total de massa para dentro ou para fora de um volume de controle durante um intervalo

de tempo Δt é igual à variação total (aumento ou diminuição) da massa total dentro do volume de controle durante Δt (ÇENGEL, 2007).

Podemos utilizar o teorema de Transporte de Reynolds, para $B_{sist}=M_{sist}$, e pela análise dimensional temos $q_b=1$, resultando na equação 2.3

$$\frac{dM_{sist}}{dt} = \int_{VC} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \int_{SC} \rho \vec{v} \cdot \vec{n} dA \quad (2.3)$$

Temos que pelo princípio de conservação da massa $\frac{dM_{sist}}{dt} = 0$. O que resulta na formulação integral da equação da continuidade (2.4):

$$\int_{VC} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \int_{SC} \rho \vec{v} \cdot \vec{n} dA = 0. \quad (2.4)$$

Utilizando o teorema da divergência de Gauss em conjunto com o teorema da localização na equação 2.4, se obtém a formulação diferencial da equação da continuidade (2.5):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) \quad (2.5)$$

A equação da continuidade para fluido incompressível, se resume:

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (2.6)$$

2.4 EQUAÇÕES DO MOVIMENTO PARA UM FLUIDO NEWTONIANO

Para um fluido Newtoniano, a tensão viscosa é proporcional à taxa de deformação por cisalhamento (taxa de deformação angular) (T.MCDONALD, 2001), diante disso o engenheiro francês Louis Marie Henri Navier (1785-1836) e o matemático inglês Sir George Gabriel Stokes (1819-1903) propuseram, de forma independente um do outro, uma equação constitutiva para o tensor tensões para um fluido newtoniano (ÇENGEL, 2007), conforme é mostrado na equação (2.7):

$$\underline{\underline{\sigma}} = -p \underline{\underline{\mathbf{I}}} + \mu [\nabla \vec{v} + (\nabla \vec{v})^T] - \frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \vec{v}) \underline{\underline{\mathbf{I}}} \quad (2.7)$$

Aplicando o divergente ao tensor de tensões σ , equação 2.7, se obtém:

$$\nabla \cdot \underline{\underline{\sigma}} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{v} + \frac{1}{3} \mu \nabla (\nabla \cdot \vec{v}) \quad (2.8)$$

Pode-se então aplicar o tensor de tensões na equação de Cauchy e obter a versão convectiva da equação de Navier Stokes:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{v} + \frac{1}{3} \mu \nabla (\nabla \cdot \vec{v}) + \rho \vec{g} \quad (2.9)$$

Utilizando um pouco de manipulação algébrica, podemos escrever a equação 2.9, em termos da derivada material:

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \rho \left(\underbrace{\frac{\partial \vec{v}}{\partial t}}_1 + \underbrace{\vec{v} \cdot \nabla \vec{v}}_2 \right) = \underbrace{-\nabla p}_3 + \underbrace{\mu \nabla^2 \vec{v}}_4 + \underbrace{\frac{1}{3} \mu \nabla (\nabla \cdot \vec{v})}_5 + \underbrace{\rho \vec{g}}_6 \quad (2.10)$$

Onde:

1. Termo transiente.
2. Termo Convectivo.
3. Termo de forças de pressão.
4. Termo difusivo ou viscoso.
5. Termo de compressibilidade.
6. Termo de força de campo.

A equação de Navier Stokes é a pedra fundamental da mecânica dos fluidos, trata-se de uma equação diferencial parcial não permanente, não linear, de segunda ordem. Infelizmente soluções analíticas não podem ser obtidas exceto para campos de escoamento muito simples(ÇENGEL, 2007).

A equação 2.11 apresenta quatro incógnitas(três componentes de velocidade e uma de pressão), logo precisa-se de mais uma equação para tornar o problema solucionável, essa equação é a equação da continuidade(WHITE, 2010).

Pode-se ainda utilizando, a equação da continuidade (equação 2.6) para fluidos incompressível e o conceito de pressão modificada, escrever a versão incompressível da equação de navier stokes:

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{v} \quad (2.11)$$

2.5 CONDIÇÕES DE CONTORNO

Nesta secção serão rememoradas os principais tipos de condições de contorno. Que servirão de base para para o desenvolvimento das condições de contorno utilizadas neste trabalho.

2.5.1 Condições de contorno de não escorregamento

Está condição é sem dúvidas a mais utilizada, ela estabelece que para um fluido com em contato com uma parede sólida a velocidade do fluido deve ser igual a da parede, em outras palavras não há escorregamento entre o fluido e a parede(ÇENGEL, 2007) .

$$\vec{v}_{fluido} = \vec{v}_{parede} \quad (2.12)$$

Esta condição deriva da viscosidade. A viscosidade causa um atrito entre o escoamento e a parede, devido a esse atrito a partícula absorve a velocidade da parede.

2.5.2 Condições de contorno de interface

Em uma interface entre dois fluidos, as velocidades dos dois fluidos devem ser iguais. Além disso, a tensão de cisalhamento paralela à interface dever ser a mesma em ambos os fluidos (ÇENGEL, 2007)

$$\vec{v}_A = \vec{v}_B \quad (2.13)$$

$$\vec{T}_{s,A} = \vec{T}_{s,B} \quad (2.14)$$

2.5.3 Outras condições de contorno

Dependendo do tipo de problema, surgem outras condições de contorno. Por exemplo, frequentemente é preciso definir condições de contorno de entrada, condições de contorno de saída e alguns casos condições de contorno simétricas(ÇENGEL, 2007).

2.6 ESCOAMENTO LAMINAR VERSUS TURBULENTO

Segundo (BRUNETTI, 2011) Alguns escoamentos são suaves e ordenados enquanto outros são um tanto caóticos. O movimento altamente ordenado dos fluidos caracterizado por camadas suaves do fluido é denominado laminar. A palavra laminar origina-se do movimento de partículas adjacentes do fluido agrupadas em lâminas. O escoamento dos fluidos de alta viscosidade como os óleos com baixas velocidades é tipicamente laminar.

Por sua vez o movimento altamente desordenado dos fluidos que ocorre em velocidades altas e é caracterizado por flutuações de velocidade é chamado de turbulento. O escoamento de fluidos de baixa viscosidade como o ar em altas velocidades é tipicamente turbulento.

Para (ÇENGEL, 2007) o regime de escoamento laminar é caracterizado por linhas de corrente suaves e movimento altamente ordenado, e é turbulento no segundo caso, caracterizado pelas flutuações de velocidade e pelo movimento altamente desordenado.

O escoamento de transição do escoamento laminar para turbulento não ocorre repentinamente; ele ocorre em alguma região na qual o escoamento flutua entre os escoamentos laminar e turbulento antes de tomar-se totalmente turbulento. A maioria dos escoamentos encontrados na prática é turbulento.

2.7 AEROFÓLIOS

De acordo com (ANDERSON, 2015) aerofólio é definido como um objeto aerodinâmico e de perfil constante, portanto trata-se de um problema bidimensional. O aerofólio representa a secção transversal de uma asa, trata-se da sua representação mais simples. A ideia de aerofólio é muito útil para simplificar simulações quando possível, pois ao invés de simular a asa inteira em uma simulação 3D se simula apenas seu perfil em uma simulação 2D.

Com a evolução da aviação, as asas passaram de simples estruturas de madeiras cobertas por um pano para construções complexas com maiores espessuras, com estruturas mais robustas, permitindo voos mais seguros e longos. Logo um o estudo das asas, em especial sua secção transversal(aerofólio), que fornece importantes parâmetros para um simulação 2D, se faz necessário. A nomenclatura padrão de um aerofólio é definida conforme mostra a figura 2.1 :

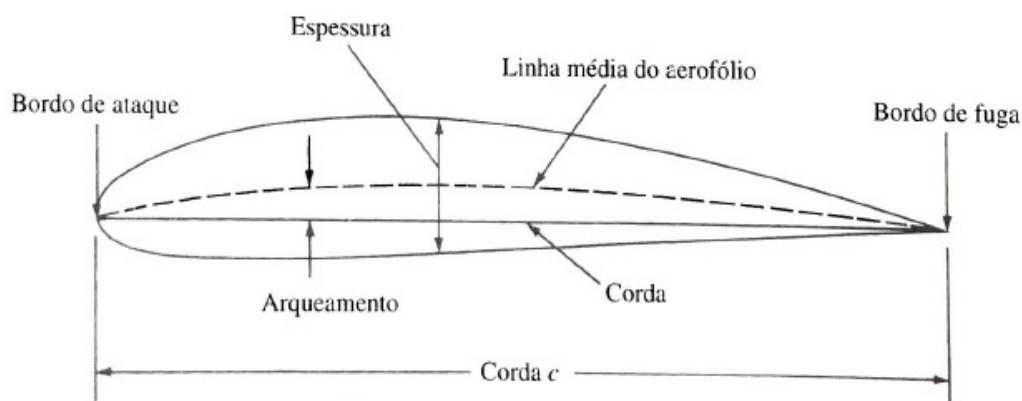


Figura 2.1: Nomenclatura básica de um aerofólio. Fonte: Anderson.

2.8 ESCOAMENTO SOBRE CORPOS: ARRASTO E SUSTENTAÇÃO

O escoamento de fluídos sobre corpos rígidos ocorre frequentemente na prática; e ele é responsável por numerosos fenômenos físicos, tais como a força de arrasto que age sobre automóveis, linhas de transmissão de energia, árvores e canalizações de água submersas; a sustentação desenvolvida pelas asas de um avião; ascensão da chuva, neve, granizo e partículas de pó em ventos fortes, entre outras aplicações(ÇENGEL, 2007).

Quando um fluido se move sobre um corpo rígido, ele exerce forças de pressão normais à superfície e forças de cisalhamento paralelas à superfície ao longo da fronteira externa do corpo. Geralmente estamos interessados na resultante das forças de pressão e cisalhamento agindo sobre o corpo e não nos detalhes das distribuições dessas forças ao longo de toda a superfície do corpo (ÇENGEL, 2007). A componente das forças resultantes de pressão e de cisalhamento que age na direção do escoamento é chamada de força de arrasto (D); e a componente que age na direção normal à direção do escoamento é chamada de força de sustentação (L).

A sustentação na prática pode ser considerada devida inteiramente à distribuição de pressão nas superfícies do corpo, já que a contribuição dos efeitos viscosos é praticamente desprezível, logo a forma do corpo tem uma influência fundamental sobre a sustentação (ÇENGEL, 2007).

A força de sustentação pode ser definida em termos da pressão dinâmica, área da asa e coeficiente de sustentação(ANDERSON, 2015), conforme mostra a equação mostra a equação:

$$F_L = \underbrace{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2}_1 \underbrace{S}_2 \underbrace{c_l}_3 \quad (2.15)$$

Onde:

1. Pressão dinâmica.
2. Área da asa.
3. Coeficiente de sustentação.

Com o deslocamento de um fluido sobre um corpo nele imerso, surge uma força que se relaciona com a forma do corpo chamada força de arrasto. Essa age de forma negativa ao movimento do corpo, atrapalhando o desempenho(BRUNETTI, 2011).

Podem existir diversas configurações de asas diferentes, com características aerodinâmicas igualmente diversas, com isso a força de arrasto se relaciona com essas diversidades se opondo ao movimento e agindo em um ponto fixo em relação a asa Anderson. Essa força pode ser expressa como:

$$F_D = \underbrace{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2}_1 \underbrace{S}_2 \underbrace{c_d}_3 \quad (2.16)$$

Onde:

1. Pressão dinâmica.
2. Área da asa.
3. Coeficiente de arrasto.

Tendo em vista o conceito mencionado, projeto então deve visar reduzir o arrasto visando um menor gasto de potência para o desenvolvimento do voo.

2.8.1 Coeficiente de sustentação e arrasto

Os coeficientes de sustentação e arrasto podem ser definidos em função do ângulo de ataque(α), do número de Mach(M) e do número de Reynolds (Re) e variam para cada tipo de perfil Anderson.

Isolando os coeficientes nas equações 2.15 e 2.16, obtemos:

$$c_L = \frac{2F_L}{\rho v_\infty^2 S} \quad (2.17)$$

$$c_D = \frac{2F_D}{\rho v_\infty^2 S} \quad (2.18)$$

Segundo (Oriol Colomé,2010) podemos escrever as forças de arrasto e sustentação em um aerofólio:

$$F_L = - \int_S \left(\rho v \frac{\partial v_t}{\partial n} n_x - p n_y \right) dS \quad (2.19)$$

$$F_D = \int_S \left(\rho v \frac{\partial v_t}{\partial n} n_y - p n_x \right) dS \quad (2.20)$$

2.9 TÚNEL DE VENTO

Os túneis de vento são amplamente utilizados na indústria aeroespacial, naval, automotiva e de construção civil. O túnel de vento tem por objetivo simular os efeitos do fluido ao redor ou sobre os objetos, fornecendo informações importantes para solução de problemas aerodinâmicos.

O estudo do escoamento ao redor de um corpo é algo complexo para engenharia. Apesar de todo o avanço dos métodos computacionais ainda é necessário a realização de testes experimentais para confirmar as simulações. No entanto muitas vezes é impossível ou economicamente inviável realizar um experimento conforme ele acontece, devido às dimensões, condições físicas e riscos envolvidos. A solução para este caso é reproduzir as condições do fenômeno real em laboratório por meio de simulações em escala. Para isso são necessários equipamentos projetados cuidadosamente para atender à série de parâmetros que relacionam o fenômeno real ao ensaio, e garantir que todas as condições sejam reproduzidas satisfatoriamente, gerando dados confiáveis (HUCHO, 1987)

Cada modelo de túnel de vento são adotadas regras que definem características geométricas de acordo com sua finalidade. No entanto, configuração mais usual de um túnel vento é dividida em 5 partes principais: O bocal de contração, a seção de testes, o difusor (ou difusores), a câmara de estabilização e o sistema de propulsão.

Segundo (BARLOW; RAE, 1999), cada parte do túnel de vento tem critérios de construção específicos, no entanto o elemento mais particular é a câmara de testes que deve ter o formato adequado, material adequado, boa visibilidade e espaço suficiente para uma boa alocação do modelo, de forma que não haja interferência no escoamento.

CAPÍTULO 3

CÓDIGO NUMÉRICO E METODOLOGIA

Cada vez mais problemas complexos de mecânica dos fluidos podem ser resolvidos de maneira numérica. A utilização de técnicas numéricas robustas na solução de tais problemas é imprescindível. As técnicas que utilizam malhas não estruturadas estão sendo cada vez utilizadas devido a maior flexibilidade que estas apresentam na discretização de domínios complexos(MALISKA, 2004). A técnica que será utilizada neste trabalho é a técnica de volumes de controle baseada em elementos (Control Volume Finite Element Method, CVFEM).

Trabalhos pioneiros com esta técnica são os de (BALIGA, 1978) e (BALIGA; PATANKAR, 1980). A partir destes trabalhos a técnica se consolidou nos anos que seguiram com a contribuição de muitos outros pesquisadores. O CVFEM é um método de volumes finitos que utiliza malhas não estruturadas, construídas com base em elementos triangulares, gerados principalmente por triangulação de Delaunay (MAVRIPLIS, 1990).

No CVFEM uma malha de elementos finitos é utilizada para discretização do domínio geométrico e outra malha de volumes finitos é utilizada para discretização das equações diferenciais.

Quando se utiliza uma técnica numérica os cálculos são realizados apenas em certos pontos do domínio de cálculo. No método aqui utilizado as malhas de elementos são gerada por triangulação de Delaunay e a malha de volumes de controle é obtida pela aplicação do método das medianas(CUNHA; VERAS, 2006).

As funções de interpolação possibilitam que os cálculos sejam efetuados nos demais pontos do domínio. Se o problema não é unidimensional dificilmente poderá ser obtida uma função de interpolação que represente de maneira exata um certo fenômeno, logo as funções de interpolação forneceram apenas valores aproximados. Uma maneira simples de obter os valores de propriedade ϕ em qualquer pontos dentro de um elemento e através de interpolação linear(CUNHA; VERAS, 2006). O esquema de interpolação linear, LI, pode ser escrito como:

$$\phi = AX + BY + C \quad (3.1)$$

A Construção do Volume de Controle pelo Método das Medianas. Este método consiste em ligar o centro geométrico dos triângulos aos pontos médios dos lados dos triângulos(SCHNEIDER; MALISKA,). A figura 3.1 apresenta dois volumes construídos pelo método das medianas.

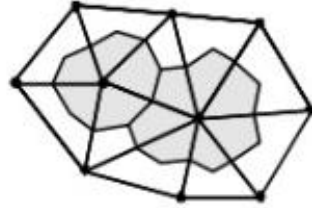


Figura 3.1: Volume finito originado no processo da mediana. Fonte: (SCHNEIDER; MALISKA,)

A figura 3.2 ilustra um elemento triangular 123 que compõe o volume de controle e seu novo sistema coordenado alinhado com o escoamento médio:

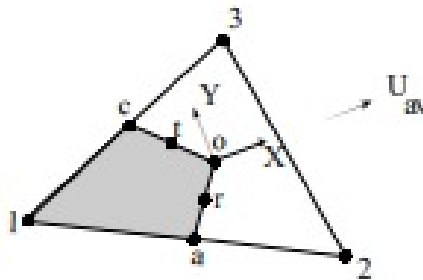


Figura 3.2: Malha triangular de interpolação. Fonte: (SCHNEIDER; MALISKA,)

As equações governantes deste problema serão as equações de quantidade de movimento (equação 3.2) e continuidade (equação 3.3) para um regime incompressível. As equações de Navier-Stokes são equações diferenciais que descrevem o escoamento de fluidos. São equações a derivadas parciais que permitem determinar os campos de velocidade e de pressão num escoamento ao longo do tempo.

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{v} \quad (3.2)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (3.3)$$

A solução segregada das equações de conservação da quantidade de movimento e da equação de conservação da massa é dificultada pela inexistência de uma equação para descrever a evolução do campo de pressão. Este problema é bastante discutido na literatura e é conhecido como problema de acoplamento pressão-velocidade (MALISKA, 2004).

A rotina de (CUNHA, 2010) resolve o problema do acoplamento pressão-velocidade seguindo os passos descritos em Prakash e Patankar (1985), onde o acoplamento é resolvido utilizando variáveis primitivas (velocidade, pressão), co-localizadas, interpoladas sobre os mesmos elementos e a integração da equação de conservação da quantidade de movimento é realizada sobre o mesmo volume de controle para velocidade e pressão.

Após calculado o campo de velocidade e pressão será possível calcular os coeficientes de sustentação e arrasto utilizando do conjunto de equações da 3.4 a 3.7.

$$c_L = \frac{2F_L}{\rho v_\infty^2 S} \quad (3.4)$$

$$c_D = \frac{2F_D}{\rho v_\infty^2 S} \quad (3.5)$$

$$F_L = - \int_S \left(\rho \nu \frac{\partial v_t}{\partial n} n_x - p n_y \right) dS \quad (3.6)$$

$$F_D = \int_S \left(\rho \nu \frac{\partial v_t}{\partial n} n_y - p n_x \right) dS \quad (3.7)$$

As equações governantes serão discretizadas por CVFEM que utiliza duas malhas para a resolução do problema: Uma triangular de interpolação e uma de volumes finitos para discretização das equações. Construídas as malhas será utilizada a rotina computacional de (CUNHA, 2010) feita em software *Matlab*.

A figura 3.4 apresenta um diagrama esquemático de como o código funciona. O código inicia pela leitura da malha computacional, o *Matlab* lê as coordenadas da malha feita no software *Gambit*, faz alguns ajustes de contorno e cria as malhas triangulares e de volume de controle e em seguida são aplicadas as condições de contorno. É necessário escolher qual condição de contorno, quais os pontos do domínio em que ela estará presente e como ela afetará os pontos do domínio.

Para a resolução das equações governantes é necessário o valor de algumas propriedades na interação posterior, isso se deve à discretização das derivadas temporais. O código calcula esses valores arbitrários e assume como hipótese. Após a resolução das equações governantes as hipóteses assumidas pela rotina computacional são verificadas, se as hipóteses estiverem dentro da tolerância os valores de velocidade e pressão serão aceitos e armazenados. Caso as hipóteses não estejam corretas, se assume novos valores e recomeça o processo até que estejam dentro da tolerância. Esta etapa do código computacional pode demorar vários minutos e ela representa apenas uma interação. Para se descrever um escoamento é necessário milhares de interações com um diferencial de tempo, dt pequeno, ou seja, para simular pouco tempo real é necessário muito poder computacional.

A rotina computacional de (CUNHA, 2010) é validada para casos mais complexos que os tratados aqui neste documento, sendo utilizadas em diversos artigos de Transferência de Calor em revistas grande expressão, mas como foram feitas algumas alterações nesta rotina, para uma maior segurança nos resultados aqui apresentados, será feita uma nova validação.

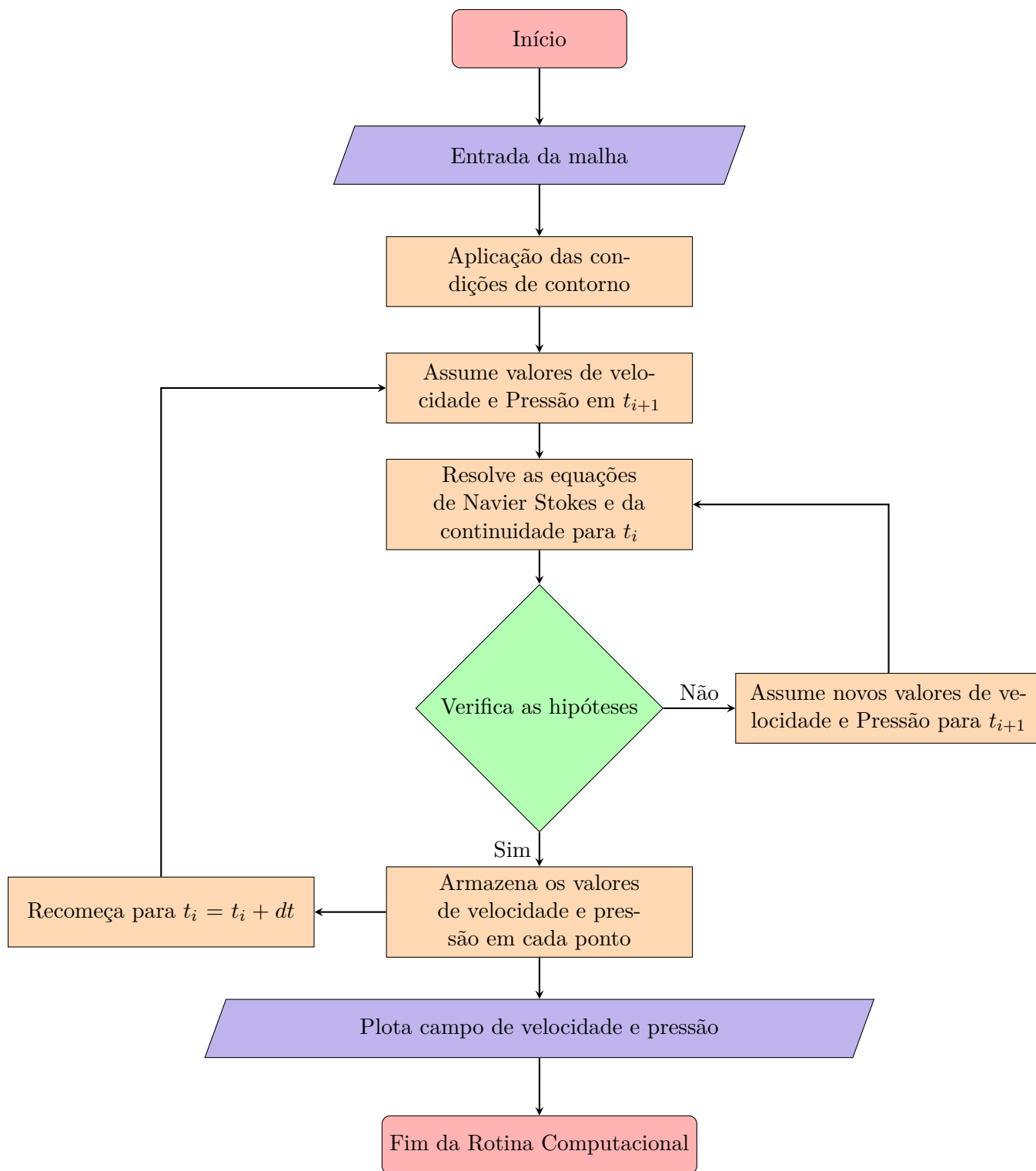


Figura 3.3: Fluxograma da evolução temporal da rotina de (CUNHA, 2010)

3.1 CONVERGÊNCIA NUMÉRICA

O objetivo da verificação da convergência é de garantir que a solução encontrada satisfaz o conjunto de equações com suas respectivas condições iniciais e de contorno. As equações governantes são resolvidas para cada instante de tempo, em cada instante ocorre um processo iterativo buscando a convergência dos resultados.

Para verificar a convergência utiliza-se a função RMS do software *matlab*. Essa função calcula o distanciamento entre dois vetores, no caso específico deste trabalho esta função é utilizada para calcular o distanciamento do vetor velocidade em $n-1$ e em n , em que n representa o número de interações feitas até então, se essa distância for menor do que o valor pré-definido, 10^{-6} , considera-se que a interação convergiu e pode seguir para o próximo instante.

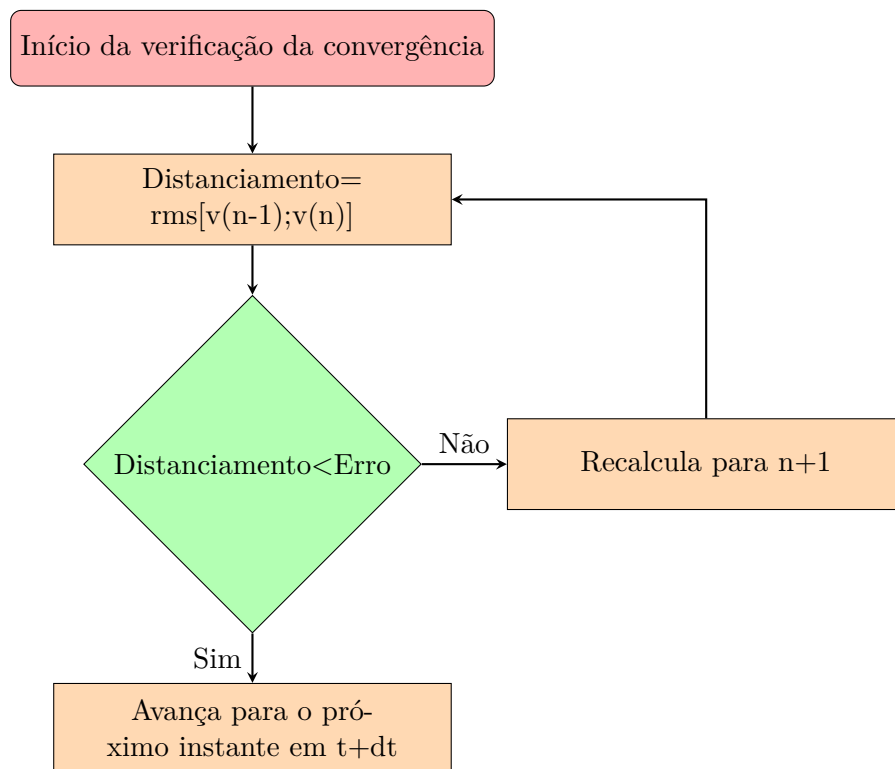


Figura 3.4: Fluxograma da análise de convergência (CUNHA, 2010)

3.2 VALIDAÇÃO NUMÉRICA

O caso de teste considera o escoamento cruzado com um cilindro circular. O domínio utilizado nas simulações é apresentado na Figura 3.5, cujo tamanho é definido pelos parâmetros D_s e L_s . O tamanho característico do cilindro circular é D . Três contornos são identificados no domínio: Meio, Saída, Cilindro. No contorno Meio a condição de contorno foi de corrente livre, ou seja, para componente-x de velocidade foi ajustado $U_x=1$ e para componente-y de velocidade $U_y=0$. No contorno Saída a derivada da componente-x de velocidade normal ao contorno foi assumida nula ($\partial U_x/\partial x$), a componente-y de velocidade foi assumida nula ($U_y=0$) e a pressão foi ajustada igual a pressão atmosférica, 101325Pa, respectivamente. No contorno cilindro a condição de não deslizamento foi considerada ($U_x=0$ e $U_y=0$).

Para ajuste dos casos de simulação foi admitido $D_s=130$ e $L_s=D_s/2$ para definição do domínio. Foram adotados $U_\infty=1$, $D=1$ e $\rho=1$, deste modo, para cada número de Reynolds calculou-se $\mu=1/Re$.

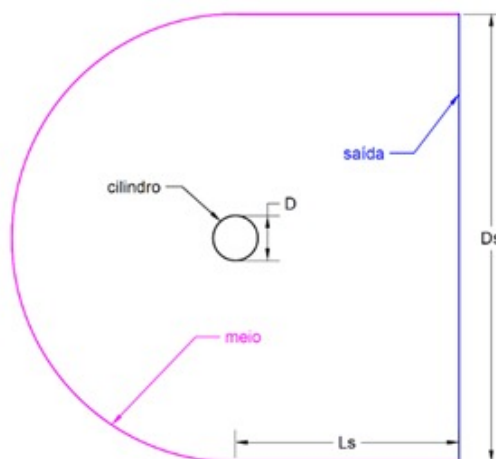


Figura 3.5: Domínio de simulação.

A malha utilizada nas simulações é apresentada na figura 3.6. Trata-se de uma malha não estruturada que possui 115954 vértices e 231246 elementos triangulares.

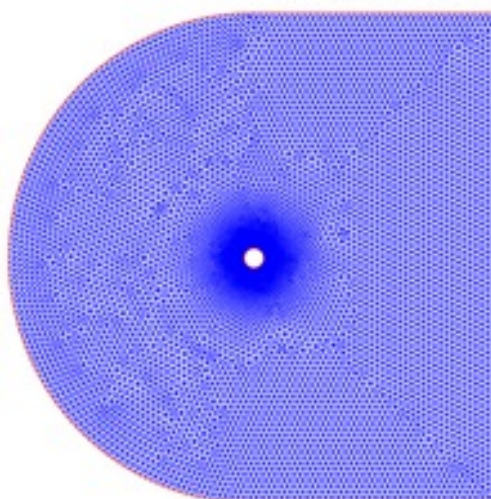


Figura 3.6: Malha não estruturada de elementos finitos triangulares.

Para $Re=20$ e $Re=40$ os campos de velocidade convergiram para o regime permanente, por isso não houve a necessidade de média temporal para o cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto. Na tabela 1 são apresentados os coeficientes de sustentação e arrasto calculados. São valores similares aos de (FORNBERG, 1980), tanto para $Re=20$, quanto para $Re=40$. Não foram realizados testes para $Re>40$, pois o escoamento se tornava transiente, o que exigiria média temporal dos coeficientes. Esta utilização da média temporal poderia causar problemas na comparação dos resultados, pois este trabalho poderia utilizar uma média diferente da utilizada no artigo de referência.

Tabela 2: Legenda da Tabela: Comparação do coeficiente de arrasto

Número de Reynolds	20	40
	Cd	Cd
(FORNBERG, 1980)	2,08	1,50
(CUNHA, 2010)	2,08	1,4959

Dado os resultados da tabela 1, em que o código de (CUNHA, 2010) concordou com os resultados de (FORNBERG, 1980) temos segurança de prosseguir com as simulações, pois para as simulações do aerofólio apenas mudarão as malhas computacionais utilizadas e as condições de contorno, não sendo

feita mais nenhuma alteração posterior na rotina computacional.

3.3 MALHA COMPUTACIONAL

Temos da figura 3.4 que a principal entrada da rotina computacional é a malha. A malha computacional deve ser capaz de reproduzir as mesmas dimensões do túnel de vento utilizado (figura 1.8) e do aerofólio(figura 1.9), com uma boa discretização e refino.

As malhas utilizadas neste documento foram feitas no *Software GAMBIT*. Para tanto foi construído um *script* genérico para gerar as malhas, neste documento são colocadas as coordenadas do aerofólio e domínio, além ângulo de ataque e comprimento de corda. Construído o *script* ele é capaz de gerar em poucos segundo uma malha computacional do caso estudado em qualquer ângulo ataque escolhido pelo usuário. Portando as malhas utilizadas neste trabalho poderam ser aproveitadas em outras pesquisas.

A figura 3.7 mostra um exemplo de malha criada no *Software GAMBIT*, para esta figura foi utilizado o ângulo de 20° e as medidas exatas do túnel de vento e aerofólio. Esta malha possui 13800 elementos triangulares, que é considerado um número baixo de elementos para uma malha com essa dimensão.

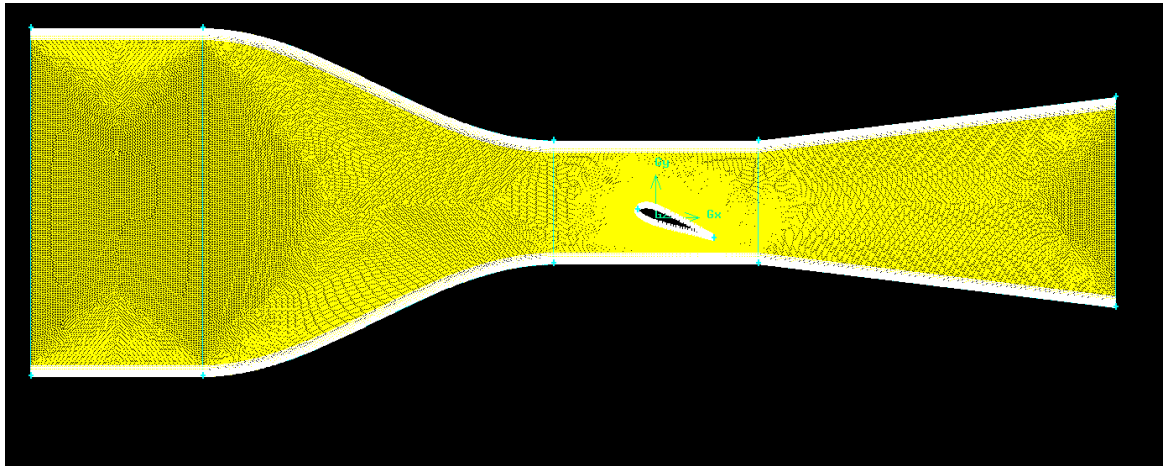
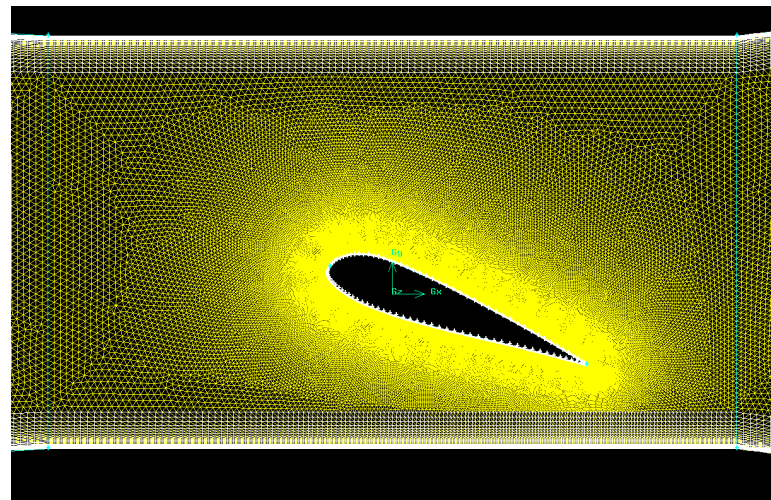


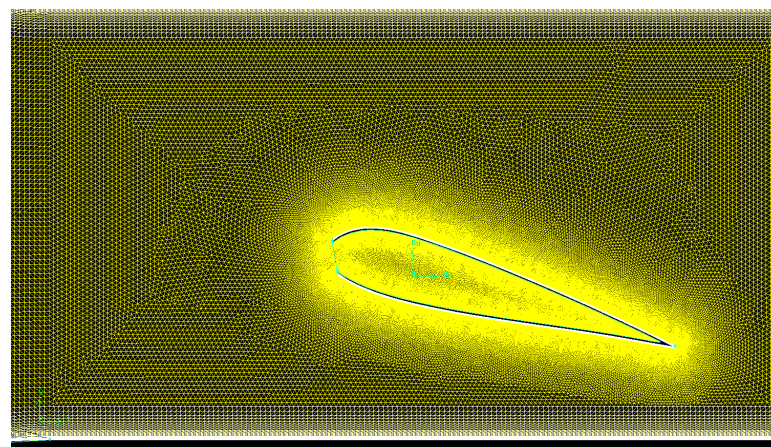
Figura 3.7: Malha computacional para um ângulo de ataque de 20°

Foi possível utilizar um baixo de elementos devido ao refino em seções críticas. O software *GAMBIT* permite aumentar o refino da malha em alguns pontos específicos, essa opção foi utilizada para a vizinhança aerofólio e para as paredes do túnel de vento, pois são regiões críticas do código, a pressão e a velocidade variam consideravelmente de um ponto para outro. A malha deve ser refinada o suficiente a ponto de captar essas variações. Não foi utilizado este maior refino em toda a malha pois buscou-se otimização do recurso computacional.

Um maior refino em toda a malha traria um alto custo computacional para pouco benefício no resultado. Então foi adotada essa estratégia: tamanho dos elementos vão aumentando conforme vão se distanciando das paredes do túnel de vento e aerofólio estudado conforme pode ser visto na figura 3.8, que representa os pontos das malhas utilizadas nas duas configurações.



(a) Perfil integro



(b) Aerofólio com tomada de ar

Figura 3.8: Malha de elementos triangulares, para um ângulo de ataque de 15°

Feitas essas considerações, o *Software GAMBIT* fornece um arquivo de texto com todas as coordenadas dos pontos da malha. O código de (CUNHA, 2010), então lê este arquivo e cria duas malhas, uma de elementos triangulares e outra de volume de controle.

As malhas geradas podem ser vistas nas figuras 3.9 e 3.10. A figura 3.10 representa a malha de elementos triangulares, nesta figura foi aplicado um zoom para destacar a formação dos elementos e o refino próximo ao aerofólio, esta malha será utilizada para interpolar o domínio.

A figura 3.11 representa a malha de elementos poligonais, nesta malha também foi aplicado o zoom. A malha de volumes poligonais é utilizada para discretizar as equações governantes, onde um ponto é influenciado por todos os outros pontos do mesmo volume. Foi representada apenas a malha triangular do perfil fechado para evitar repetições, mas a mesma malha foi feita para o perfil com tomada de ar.

É importante salientar que antes de se chegar nessa configuração ideal de malha outras ideias foram tentadas. Dentre essas tentativas pode-se destacar simular apenas a seção de teste do túnel de vento e entrar com um perfil de velocidades. Mas conforme observado nas simulações, o perfil de velocidades de entrada varia muito, deixando os resultados muito instáveis e pouco precisos.

Ao simular o túnel de vento inteiro, se garante a precisão dos resultados, pois o perfil de velocidades vai se desenvolvendo ao longo de todo o túnel, deixando a simulação bem estável. Outra vantagem de se simular o túnel inteiro está em controlar a velocidade do tubo de Pitot facilitando a posterior comparação com resultados experimentais, conforme mostra a seção posterior.

A tabela 3 fornece a quantidade de tempos utilizadas em cada configuração e o tempo médio de

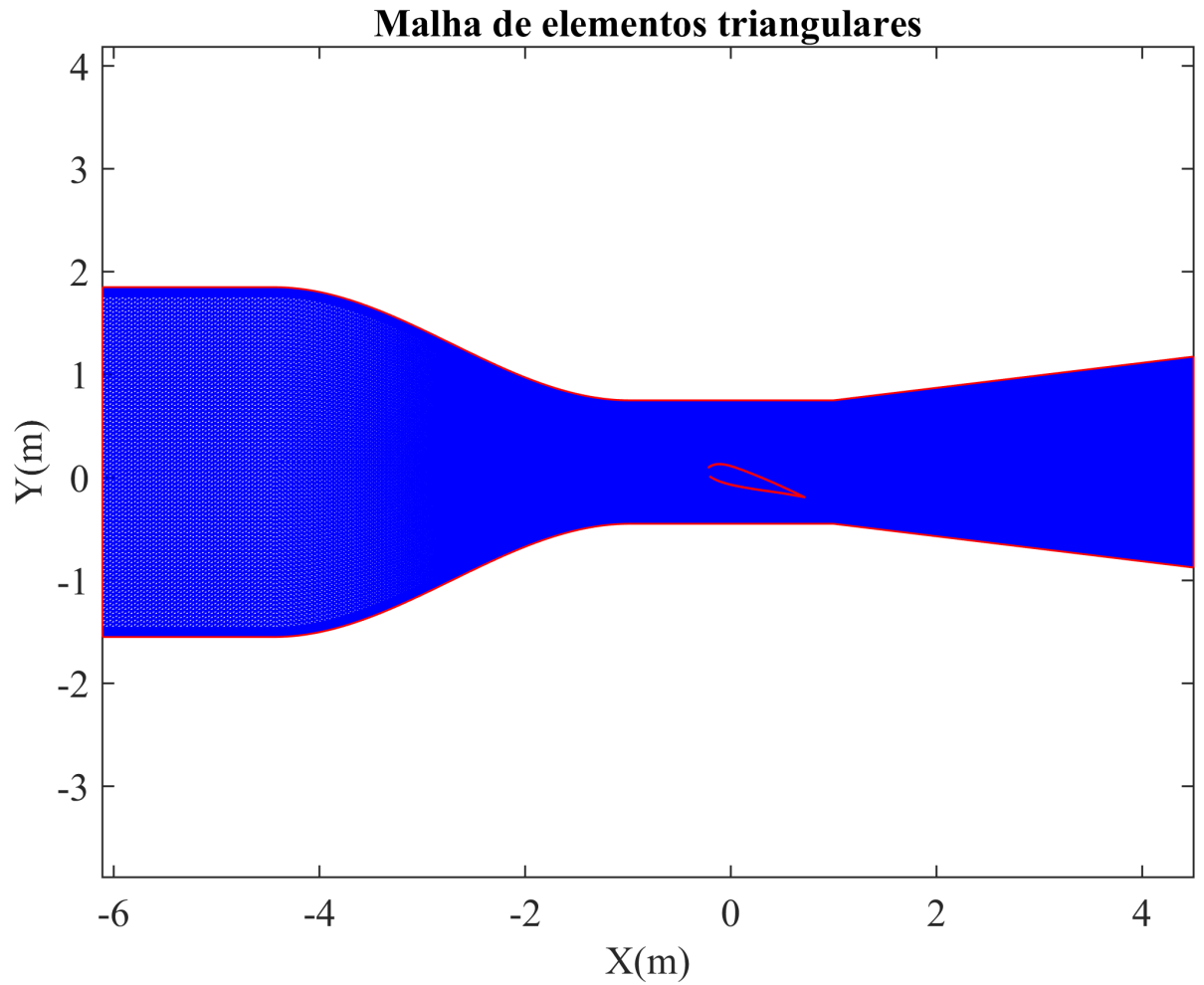
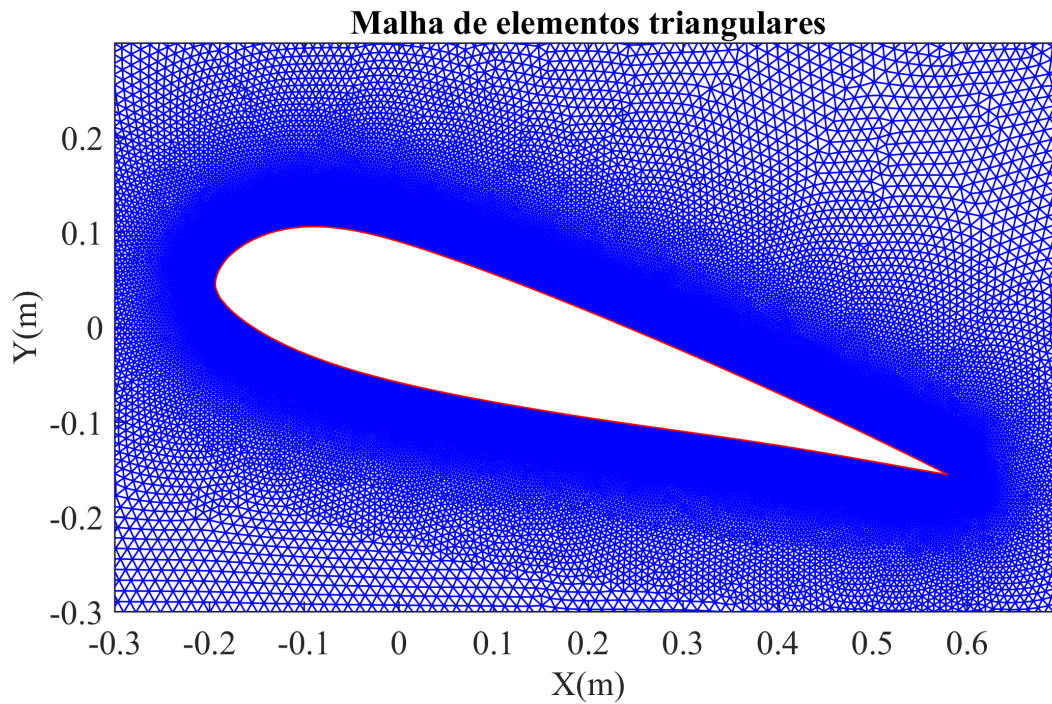


Figura 3.9: Malha computacional para um ângulo de ataque de 20°

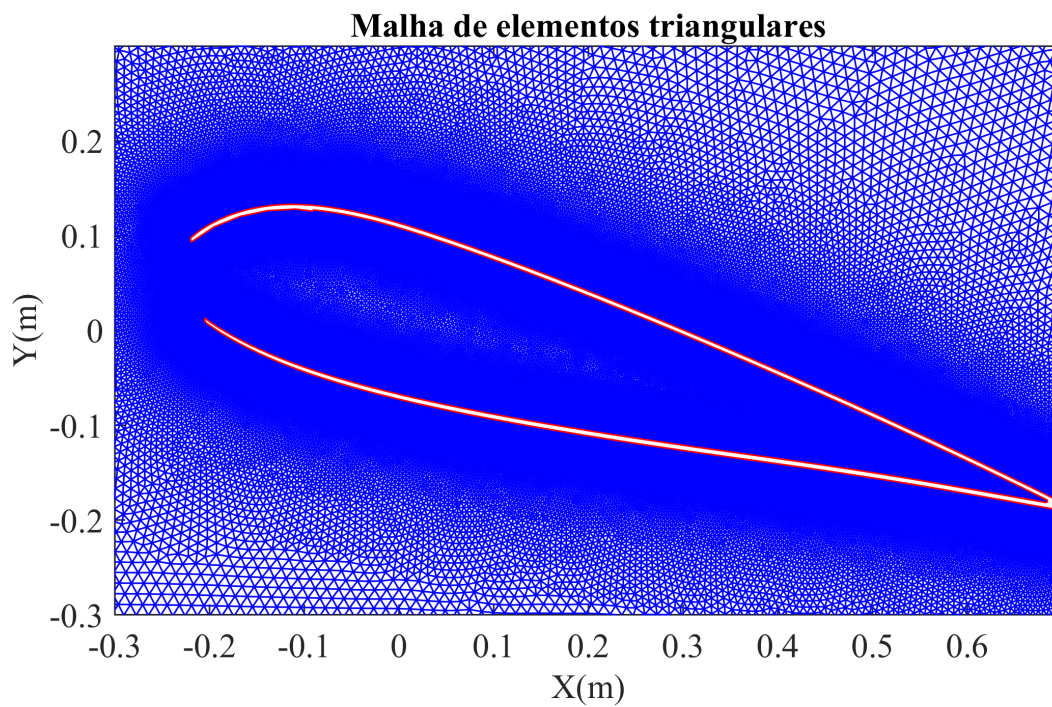
processamento. O tempo de processamento varia bastante da criticidade do código. Portanto a tabela 3 fornece apenas uma estimativa.

Tabela 3: Quantidade de pontos Versus Tempo de processamento

	Q.Elementos	Tempo de processamento
Perfil Íntegro	112457	24 Horas
Perfil Aberto	166086	27 Horas



(a) Malha triangular para perfil integro



(b) Malha triangular para perfil aberto

Figura 3.10: Malha de elementos triangulares, utilizada para discretizar as equações

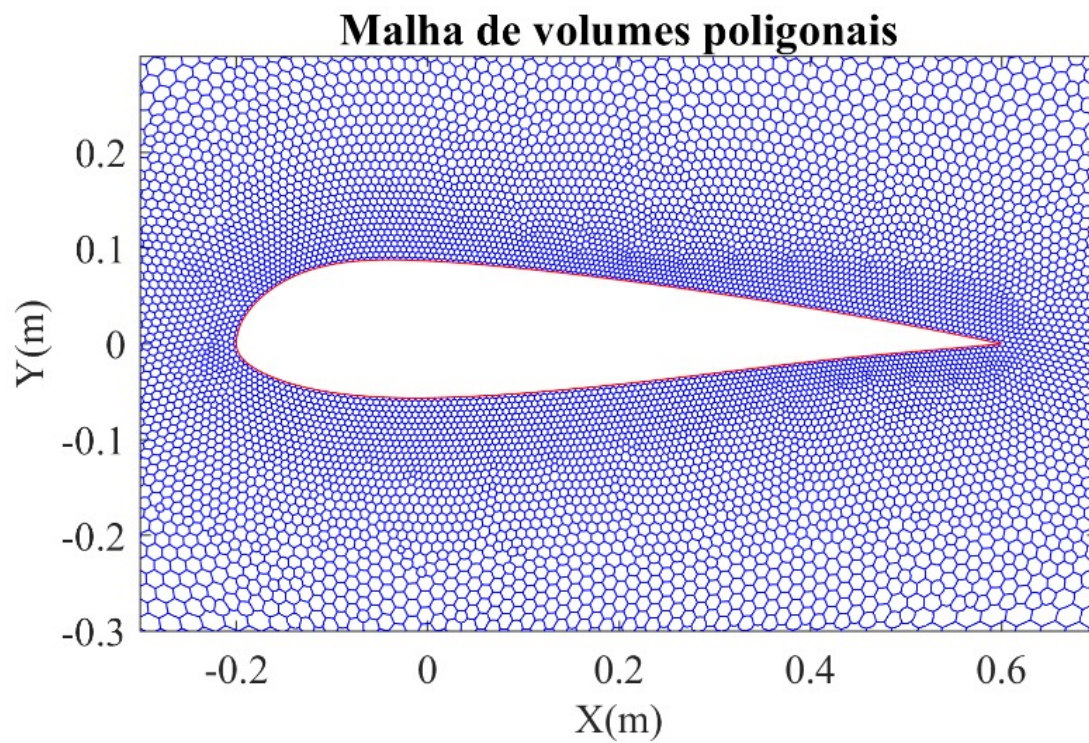


Figura 3.11: Malha computacional para um ângulo de ataque de 0°

3.4 APLICAÇÃO DAS CONDIÇÕES DE CONTORNO

Nessa secção serão mostradas as condições de contorno utilizadas válidas para os 2 casos aqui simulados.

3.4.1 Velocidade do ar na entrada

O túnel de vento utilizado no laboratório de engenharia mecânica da Universidade de Brasília é mostrado na figura 1.8. Composto por uma região de aceleração do ar, bancada de teste e região de desaceleração. O túnel contém um comprimento total de 11,18 metros e seção de teste de medindo 1,22 x 1,98 conforme mostra a figura 3.12.

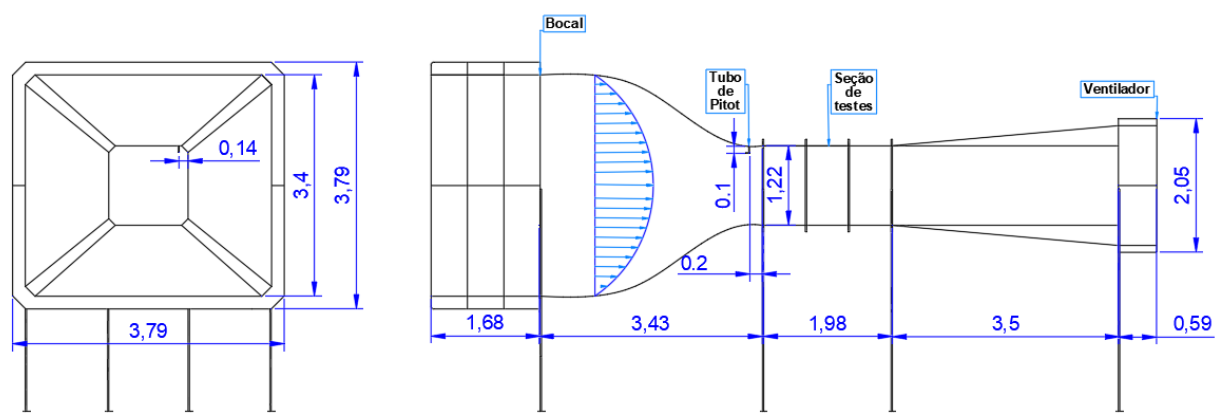


Figura 3.12: Esquemático túnel de vento. Fonte: (MACÍAS, 2016) (adaptado)

Conforme é visualizado na figura 3.12 o túnel de vento possui um tubo de pitot que fornece a velocidade do escoamento no interior calculada a partir da medida de pressão usando um tubo de Pitot localizado na parte superior direita do túnel de vento a 20 cm da entrada da seção de testes, 14 cm da parede lateral e 10 cm da parede superior. A pressão dinâmica foi medida a partir da diferença entre a pressão estática e a pressão total com um manômetro de coluna inclinada de resolução 0,05 mmH₂O e fundo de escala 12,5 mmH₂O conectado ao tubo de Pitot. O erro na medida da velocidade do escoamento livre é de 0,3%.

Para adequar a velocidade 3 m/s aferida pelo tubo de Pitot, que é uma velocidade pontual, com a velocidade de entrada no bocal do túnel de vento para cada simulação foi feito um trabalho de teste de valores de entrada, de modo que velocidade aferida no tubo de Pitot se encontrasse a velocidade pretendida, de 3 m/s, com um grau de confiança de 95%.

Para atingir esse grau de certeza deve-se realizar um teste de hipótese com a média do valor da velocidade calculado para todos os instante da simulação e verificar se o valor se encontra dentro da faixa de aceitação a hipótese nula, conforme pode ser visualizado na figura 3.13.

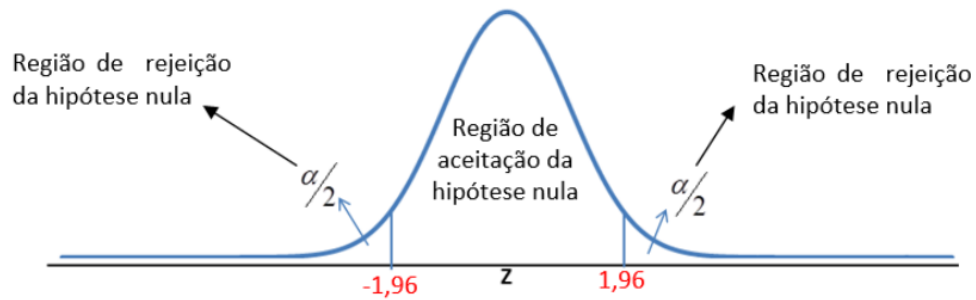


Figura 3.13: Teste de Hipótese para um grau de confiança de 95%

Definido a região de aceitação, o próximo passo é calcular o valor de $Z_{calculado}$ na curva normal padronizada, com a fórmula mostrada na equação 3.8:

$$Z_{calculado} = \frac{\bar{X} - \mu}{\sigma/\sqrt{n}} \quad (3.8)$$

onde \bar{X} é a média da nossa amostra, μ é a média esperada para a população (conforme a hipótese nula), σ é o desvio-padrão da população e n é o número de indivíduos na amostra.

Se o $Z_{calculado}$ estiver fora do intervalo $[-1.96$ a $1.96]$ estes resultados deverão ser rejeitados pois estão fora do intervalo de confiança para a condição de contorno. Caso o $Z_{calculado}$ esteja dentro do intervalo este resultado deverá ser aceito. Todos os dados mostrados neste trabalho passaram por este teste de hipótese, logo todos os resultados aqui apresentados estão dentro do intervalo de confiança.

3.4.2 Condição de não escorregamento

Esta condição é sem dúvidas a mais utilizada, estabelece que para um fluido em contato com uma parede sólida a velocidade do fluido deve ser igual à da parede, em outras palavras, não há escorregamento entre o fluido e a parede (ÇENGEL, 2007).

$$\vec{v}_{fluido} = \vec{v}_{parede} \quad (3.9)$$

Esse não escorregamento é devido ao atrito proporcionado pela viscosidade. Um fluido viscoso simplesmente não escorrega na parede de modo que assume a mesma velocidade da parede, no caso do túnel de vento essa velocidade é igual a zero, formando assim uma pequena camada limite.

Para o código computacional implementar essa condição normalmente envolve um enorme trabalho, deve-se coletar os pontos pertencentes à parede e ao contorno do aerofólio e zerar a velocidade nesses pontos. Felizmente para o *software* *GAMBIT* esses pontos já são fornecidos

3.4.3 Considerações fluidodinâmicas

Devido a localização geográfica da realização dos experimentos, em Brasília-DF, as seguintes considerações fluidodinâmicas foram consideradas:

- Fluxo de ar a 25°C;
- Pressão atmosférica de 1010hPa;
- Umidade de 20% que resulta em uma densidade de $1,17 \text{ kg/m}^3$;
- Viscosidade $18,49 \times 10^{-6}$;

Diante dessas considerações, qualquer outra propriedade necessária pode ser derivada por meio de equações e tabelas.

3.5 PROBLEMA DE PROCESSAMENTO E ARMAZENAMENTO

Em simulações numéricas capacidade de processamento e armazenamento são dois fatores limitantes. Quanto mais complexo o problema maior quantidade de elementos é demandada, impactando diretamente nesses dois fatores. Neste documento malhas inteligentes foram utilizadas, em que a densidade de elementos é variável em função do grau de criticidade da região, ou seja, regiões mais importantes terão mais elementos. Portanto o menor processamento e armazenamento possível está sendo utilizado quanto ao número de elementos.

Além da quantidade de elementos, o passo temporal é outro importante fator impactante. Este pode ser definido como a quantidade de interações necessárias para se representar uma determinada quantidade de tempo real. Por exemplo, para um passo temporal $dt=0.01$ segundos são necessárias 100 interações para representar 1 segundo real. Portanto quanto menor o passo temporal, mais interações são necessárias para a representação de um mesmo fenômeno aumentando assim o processamento e armazenamento requeridos.

Outro fato importante a destacar sobre passo temporal é que ele está intimamente ligado com a estabilidade da simulação e com a qualidade dos resultados, quando menor o passo, mais estável a simulação será, pois com um pequeno incremento no tempo o cenário para a interação anterior não mudará muito, facilitando assim a convergência e captação de fenômenos que ocorrem em um curto espaço de tempo. Portanto em uma simulação ideal o passo temporal seria tão pequeno que tenderia a zero representando assim com exatidão os fenômenos físicos reais.

Por limitações de hardware um passo extremamente curto não pode ser utilizado e mesmo se não houvesse limitações, após alguns testes é possível encontrar um passo ideal em que se gaste o menor recurso computacional sem comprometer a qualidade dos resultados.

Neste documento buscando encontrar esse fator ideal, foram pensados em 3 passos temporais diferentes começando com um valor de 0.0005s que é o menor valor para qual o código converge. Depois esse passo foi dividido por dois por duas vezes, buscando analisar a influência nos resultados computacionais e no tempo de processamento. Os resultados obtidos para uma velocidade de entrada de 3 m/s e ângulo de ataque de 15° para 10 segundos reais de simulação são mostrados na tabela 4, está mesma configuração será utilizada em todos os resultados mostrados aqui nesta seção.

Tabela 4: Tabela comparativa de passos temporais

Passo	Interações	CD médio	CL médio	T. Processamento	Erro médio associado
0.0005s	20 mil	0,3926	1,0989	24h	6%
0.00025s	40 mil	0,3963	1,1724	46h	0,1%
0.000125s	80 mil	0,3963	1,1724	90 h	0 %

Conforme pode ser visto na Tabela 4 o passo de 0.00025 segundos é o passo mais adequado em termos de qualidade de resultados por tempo de processamento. Mas o passo de 0.0005 s também é um passo com um baixo erro associado e portanto será o utilizado neste documento por conta de uma limitação de recursos.

O computador utilizado nas simulações deste trabalho trata-se de um notebook nitro 5, com 6 Gb de Ram e processador Ryzen 5. Por se tratar de um notebook ele não é capaz de ficar ligado por longos períodos, por esses motivos o passo de 0.0005 s será utilizado em detrimento dos outros mesmo contendo um erro associado maior.

Definido o passo temporal, outro importante fator é a quantidade de tempo real de simulação. O tempo real de simulação dividido pelo passo temporal, representa a quantidade de interações que serão necessárias. Evidentemente que um maior tempo de simulação possibilita uma melhor observação dos fenômenos físicos presentes, mas neste momento o interesse está em observar quantas interações são necessárias para representar os coeficientes de performance com um erro não significativo. A tabela

5 apresenta três possibilidades de tempo real de simulação comparando os resultados obtidos para o coeficiente de arrasto e sustentação.

Tabela 5: Comparações do tempo de simulação real necessário para a correta representação do fenômeno

Tempo real	Interações	CD médio	CL médio	T. Processamento	Erro médio associado
5 segundos	10 mil	0,3729	1,087	12 h	3 %
10 segundos	20 mil	0,3926	1,0989	24 h	1 %
20 segundos	40 mil	0,3945	1,0985	48 h	0 %

Dado os resultados obtidos na tabela 5 o tempo de 10 segundos se mostra o mais adequado, pois é o alia a melhor qualidade nos resultados para o menor tempo computacional possível. Portanto este tempo será utilizado em todas as outras simulações.

O armazenamento é sem dúvidas um grande fator limitante para simulações numéricas, ao final de cada interação o resultado deve ser armazenado na memória secundária (Hd ou Ssd), mas além disto cálculos intermediários também são armazenados na memória principal (Ram) do dispositivo.

Devido a grande quantidade de pontos para cada caso da simulação, conforme mostra a tabela 3. O armazenamento se torna algo preocupante, num primeiro momento se pensou em armazenar a pressão e velocidade em todos os pontos em todos os instantes de tempo, mas conforme mostra a tabela 6 gastaria uma enorme memória

Tabela 6: Armazenamento médio necessário para 20 mil interações

	Uma interação	Armazenamento total
Perfil Íntegro	2,25 Mb	44 Gb
Perfil Aberto	2,74 Mb	53 Gb

Conforme pode ser visto na tabela 6 armazenar todos os pontos em todos os instantes se torna algo muito dispendioso, a solução pensada, portando, foi calcular os coeficientes de sustentação e arrasto instantaneamente armazenando assim somente o valor final em cada instante. Para a velocidade e pressão estas foram armazenadas a cada 20 interações, portanto os resultados de armazenamentos apresentados na tabela 6 serão divididos por 20.

CAPÍTULO 4

RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo serão apresentados os resultados obtidos no trabalho. Será dada uma maior ênfase para o perfil íntegro, pois devido à simplicidade desse perfil, quando comparado ao de tomada de ar, será possível analisar uma maior quantidade de configurações.

Todas as simulações foram feitas considerando o túnel de vento inteiro, conforme mostra a figura 4.1, mas ficar difícil a visualização todas as imagens apresentadas nas secções posteriores serão aplicados a ferramenta zoom na secção de testes.

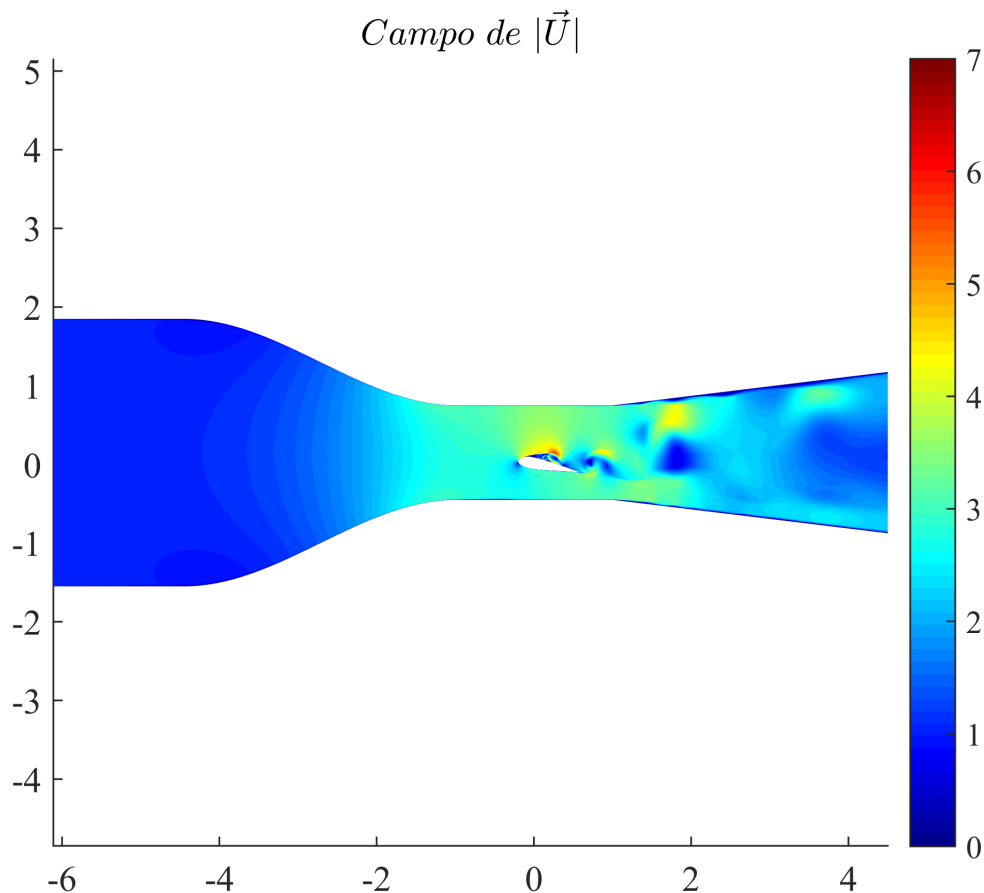


Figura 4.1: Distribuição de velocidades no túnel de vento

Da figura 4.1, é importante ressaltar o perfil de velocidades próximo a entrada da túnel do vento. Esse perfil tem formato de parábola e corrobora a escolha de simular o túnel de vento inteiro. Simulando o túnel de vento completo ficará mais fácil a posterior comparação com os dados obtidos experimentalmente.

4.1 PERFIL ÍNTEGRO

Os campos de velocidade e pressão, os coeficientes de arrasto e sustentação são mostrados nessa secção. O ângulo de ataque variou de $-15^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ e a velocidade (U_∞) foi definida como 3 m/s para todas as simulações apresentadas. Nessa secção serão apresentadas seis simulações conforme apresenta a tabela 7.

Tabela 7: Casos estudados para o perfil íntegro

	-10°	-5°	0°	5°	10°	15°
3 m/s	#1	#2	#3	#4	#5	#6

4.1.1 Ângulo de ataque igual a -10°

Para um ângulo de ataque de -10°, conforme pode ser visto na Figuras 4.2, as linhas de corrente começam contornando perfeitamente o aerofólio sem descolar. Por volta de 0,5 segundos é possível ver um leve desprendimento como mostra a Figura 4.2b. Esse desprendimento com o passar do tempo tende a aumentar chegando próximo do seu valor máximo em 2,5 segundos, conforme mostra a Figura 4.2f. Após esse período as linhas de corrente passam a ter um comportamento mais aleatório, mas no geral fica algo próximo ao mostrado nas Figuras 4.2c a 4.2d.

A Figura 4.3 apresenta o módulo do campo de velocidades, nesta figura as observações são semelhantes as observações feitas para as linhas de corrente quanto ao período de desenvolvimento. No entanto, devido ao aspecto visual, outras importantes observações podem ser feitas. Primeiro observa-se que o fluxo na parte superior quase não é afetado. O ponto de estagnação para a velocidade está localizado pouco acima da borda de ataque e sua vizinhança permanece imutável durante grande parte do tempo de simulação.

Outra importante observação que o campo de velocidades permite, diz respeito a formação da camada limite é formada uma fina camada limite na parte superior do aerofólio quase imperceptível. No entanto, na parte inferior uma grande camada limite é formada, atingindo seu ápice próximo a 2,5 segundos, conforme mostra a Figura 4.3f.

As regiões de maiores velocidades do escoamento ocorrem justamente na interface da camada limite inferior. Esse contraste de uma região de baixa velocidade, com um região de alta velocidade torna essa região crítica para a rotina computacional. Em uma distância de poucos centímetros o escoamento muda completamente de propriedades. Portanto o código número deve ser refinado a ponto de captar essas mudanças.

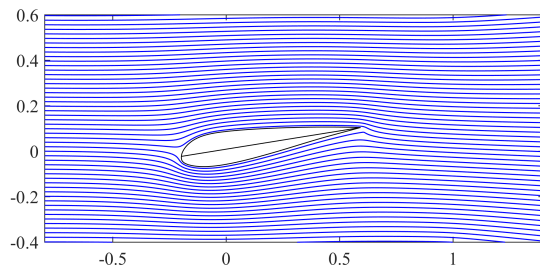
Ainda referente a camada limite, na Figura 4.3 é possível ver a formação de camada limite na parede do túnel de vento. Essa camada está presente nas duas paredes, mas é mais acentuada na parede inferior para essa configuração.

O descolamento observado nas Figuras 4.2 e 4.3 causa perda de sustentação e aumento de arrasto, pois cria uma região de baixa pressão na parte inferior, conforme mostrado na figura 4.4, fazendo o gradiente de pressão ficar negativo.

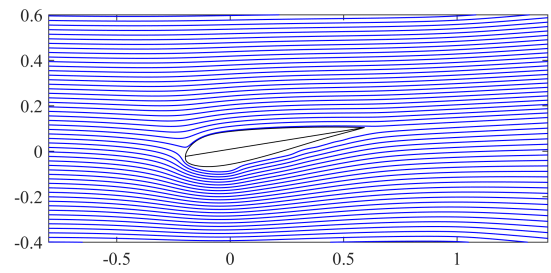
Conforme esperado o ponto de maior pressão, para esta configuração, fica localizado próximo a borda de ataque superior, conforme pode ser visto na figura 4.4. Este ponto causa uma grande distorção em todo o campo de pressão e esse ponto permanece praticamente imóvel durante todo o período de simulação.

Determinado o campo de pressão e velocidades, pode-se então calcular os coeficientes de arrasto e sustentação instantâneos e médios ao longo do tempo. Os resultados desses coeficientes de performance são apresentados em forma gráfica nas Figuras 4.5 e 4.6. Como pode-se notar das figuras, esses coeficientes tiveram uma grande variação, mas oscilaram em torno de um média.

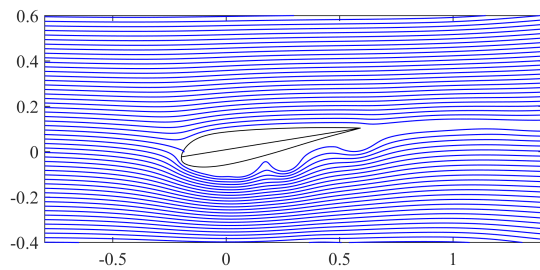
O coeficiente de arrasto, conforme mostra a tabela 8, teve uma grande variação atingindo uma



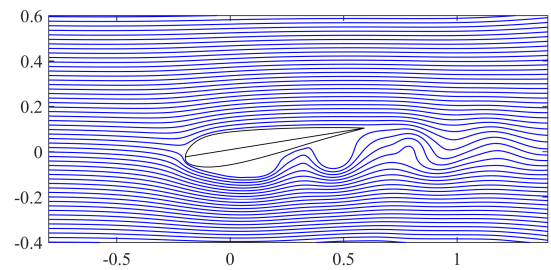
(a) 0,02s



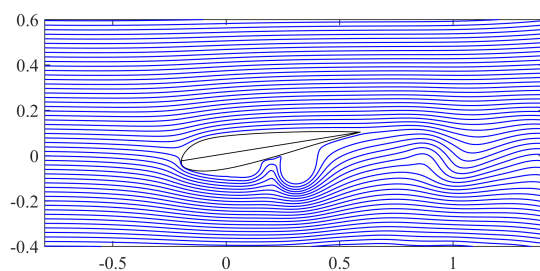
(b) 0,5 segundo



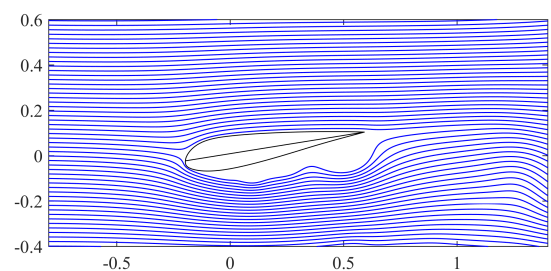
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo



(e) 2 segundos



(f) 2,5 segundos

Figura 4.2: Linhas de correntes para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -10°

amplitudes de valores que variam de 0,0742 a 0,3508. Apesar de sua grande variação se manteve com um resultado médio de 0,20 que é um resultado considerado pequeno quando comparado com corpos rombudos.

O coeficiente de sustentação, conforme esperado, se manteve negativo em todo o tempo de simulação. Este fato ocorre devido ao campo adverso de pressão. Quando comparado com o arrasto,

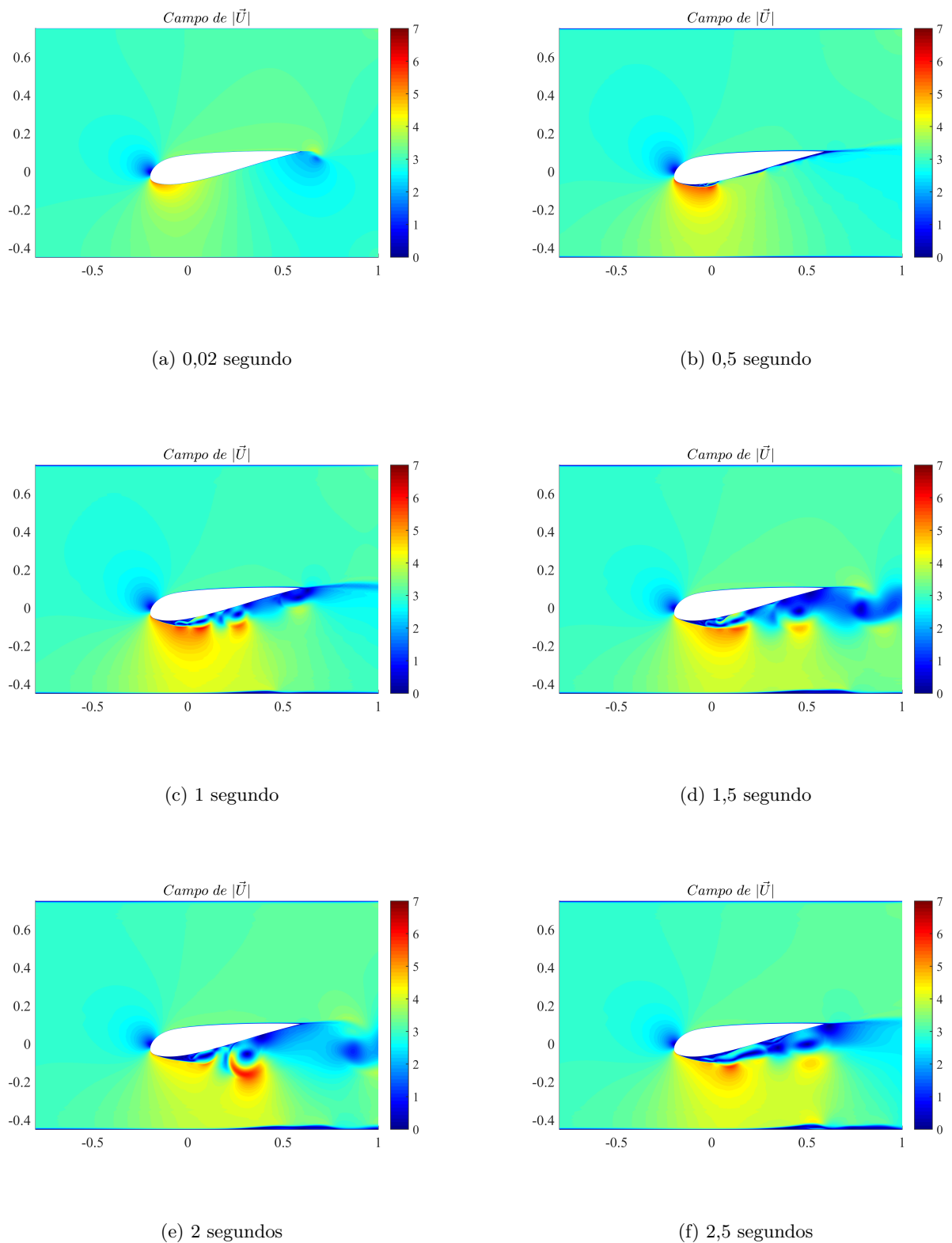


Figura 4.3: Módulo do vetor velocidade para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -10°

o coeficiente de sustentação teve uma maior variação, conforme mostra a tabela 8, atingindo uma amplitude de 1.1943. O menor valor para esse coeficiente foi de -1,2998 e o maior valor foi de -0,1055.

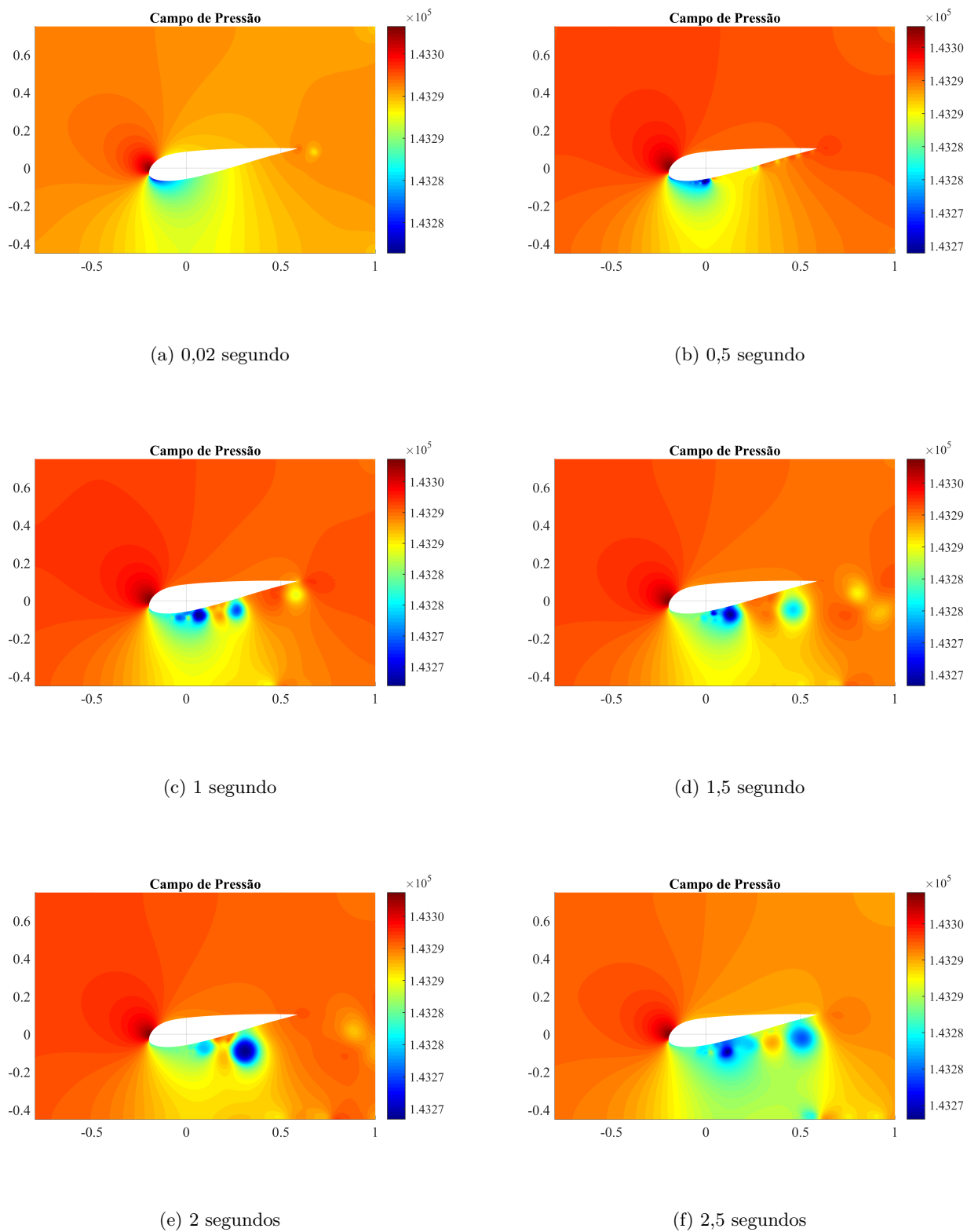
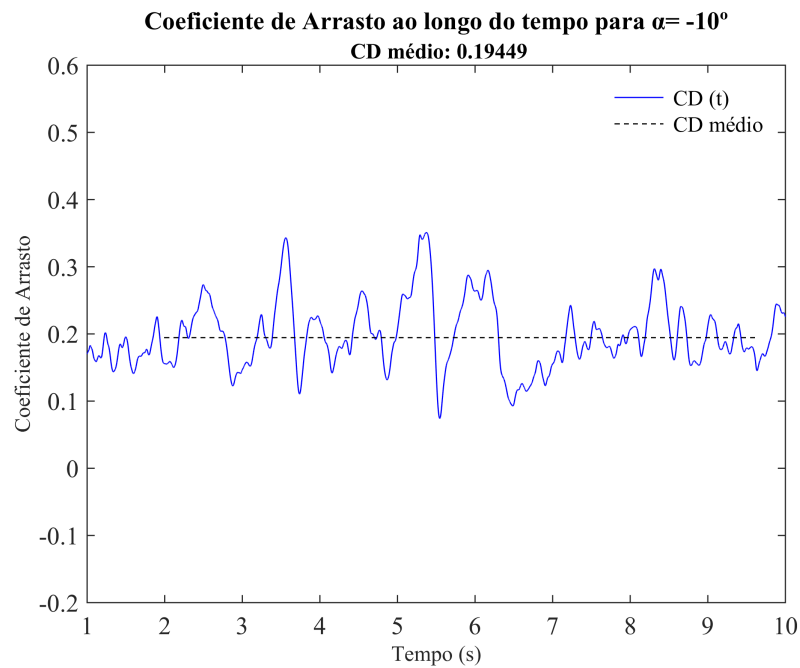
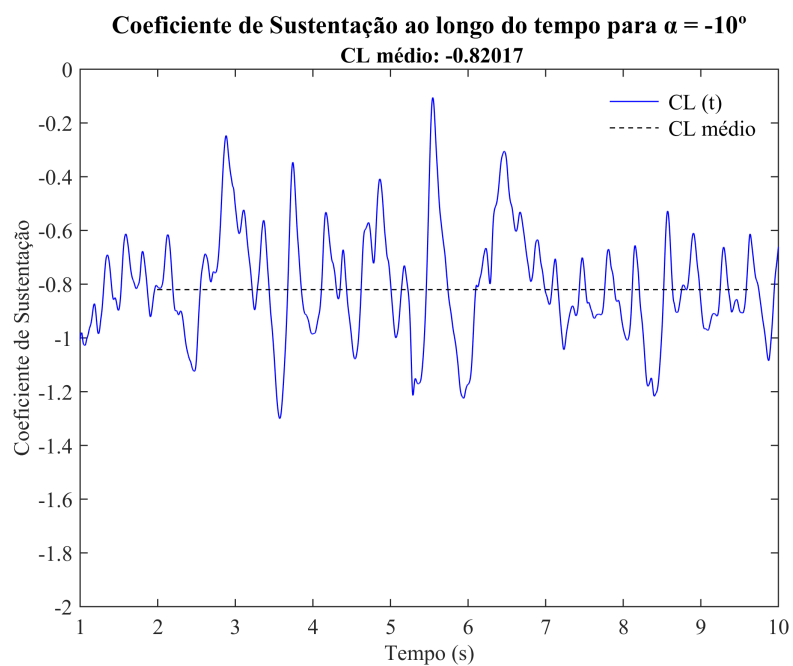


Figura 4.4: Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -10°

Tabela 8: Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de -10°

	Mínimo	Máximo	Médio	Variação
CD	0,0742	0,3508	0,19449	0,2766
CL	-1,2998	-0,1055	-0,82017	1.1943

Figura 4.5: Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de -10° Figura 4.6: Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de -10°

4.1.2 Ângulo de ataque igual a -5°

Mudando a configuração, agora simulando para um ângulo de ataque de -5° . O escoamento se mostra mais uniforme, quando comparado ao ângulo de ataque de -10° . Há um menor descolamento da camada limite conforme pode ser visualizado na Figura 4.7.

As linhas de corrente demoram um tempo maior para se descolar do aerofólio, este fato só passa a ser observado depois de 1 segundo de simulação. Conforme esperado o descolamento ocorre na parte inferior do aerofólio.

A Figura 4.8 fornece o campo de velocidades em módulo, pela análise desde percebe-se formação de camada limite. Para a borda superior a espessura da camada limite formada é maior do que para a simulação anterior. No entanto, para a borda inferior essa espessura é consideravelmente menor.

O ponto de estagnação ficou bem mais próximo à borda de ataque, e distorceu uma região menor, quando comparada ao ângulo de ataque anterior, que era mais inclinado.

Para está configuração houve menos regiões de velocidade máxima, o fluido não afetado entra na câmara de testes de simulação próximo a 3 m/s e sofre uma pequena aceleração quando passar pela borda superior, no entanto, sofre uma maior aceleração na borda inferior, essa aceleração em média aumentou a velocidade do escoamento em 40%, mas em casos extremos a velocidade do fluido praticamente dobrou se mantendo acima de 6 m/s.

Ainda sobre a figura 4.8 é possível ver novamente a formação de camada limite nas paredes do túnel de vento, tanto inferior quanto superior. Reafirmando assim a correta escolha de considerar o domínio do túnel de vento.

Devido a essa menor separação do escoamento o campo de pressão também é menos afetado do que quando comparado com o caso anterior conforme mostra a Figura 4.9. O ponto de maior pressão se dá no ponto de estagnação da velocidade, e teve um pico um pouco inferior ao do caso anterior, mas nada muito significativo.

Determinada a pressão e velocidade em todos os pontos do domínio, pode-se então determinar os coeficientes de performance ao longo do tempo e valores médios. Esses resultados são apresentados nas Figuras 4.10 e 4.11.

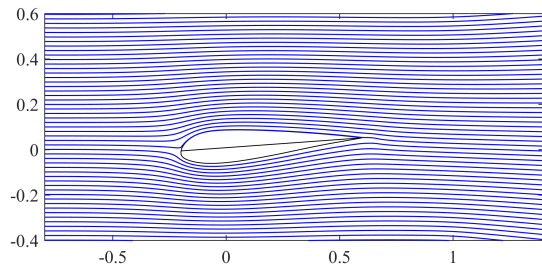
Conforme pode ser visto nas Figuras 4.10 e 4.11 e na Tabela 9 o arrasto teve pouca variação se mantendo muito próximo a zero, tendo seu valor médio de 0,064 aproximadamente.

O Coeficiente de sustentação por sua vez apresentou uma maior amplitude de variação, quando comparado ao arrasto. Mas seu valor médio foi bastante inferior ao observado na simulação de AOA de -10° . O valor médio observado para essa simulação foi de aproximadamente -0.47.

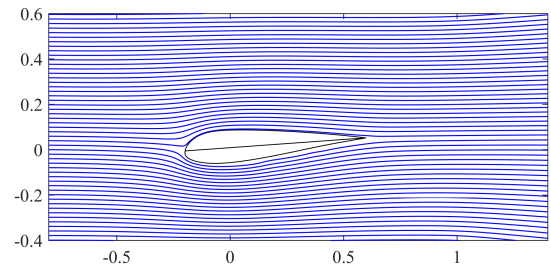
O Valor negativo para o coeficiente de sustentação foi de acordo com o esperado, pois conforme mostra o Campo de pressão (Figura 4.9) há uma menor pressão na parte inferior do aerofólio fazendo um gradiente de pressão negativo.

Tabela 9: Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de -5°

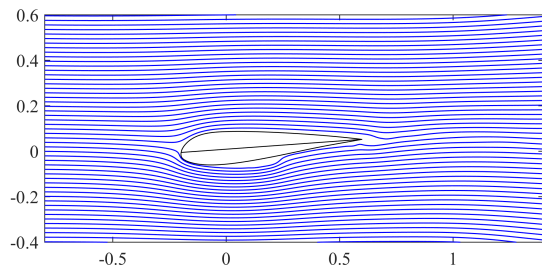
	Mínimo	Máximo	Médio	Varição
CD	0,0271	0,1161	0,06442	0,089
CL	-0,7307	-0,1517	-0,47007	0,579



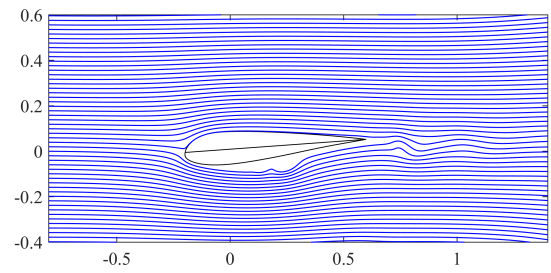
(a) 0,02 segundo



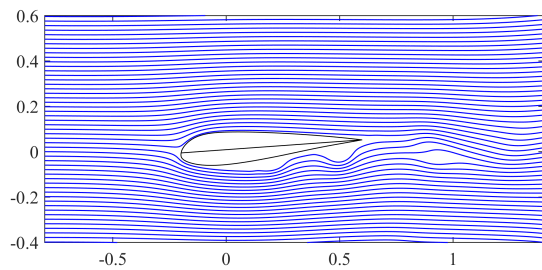
(b) 0,5 segundo



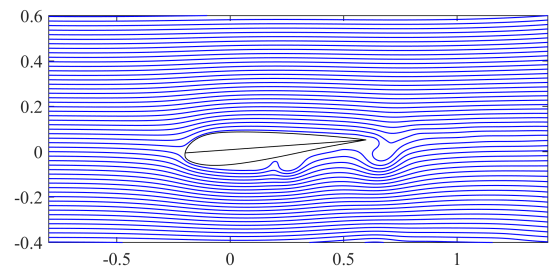
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

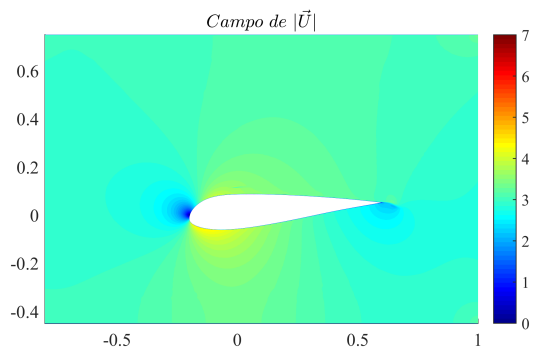


(e) 2 segundos

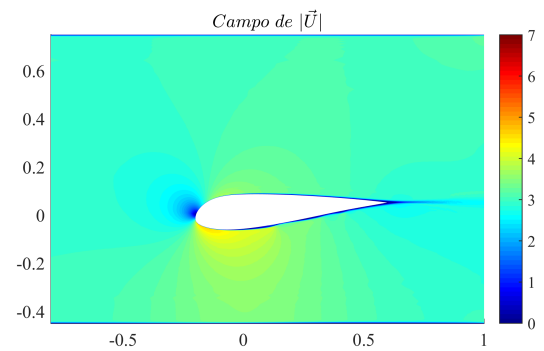


(f) 2,5 segundos

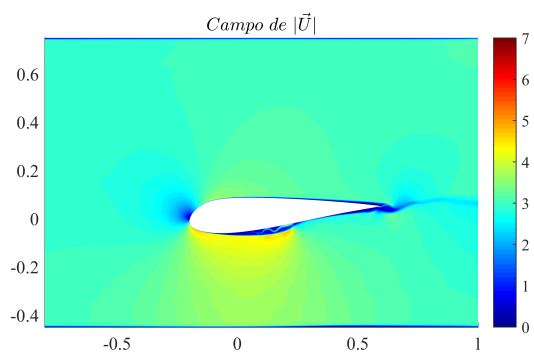
Figura 4.7: Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -5°



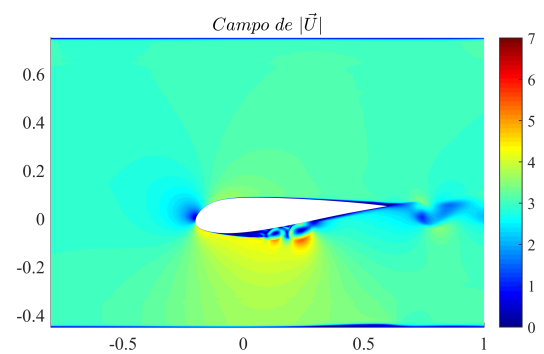
(a) 0,02 segundo



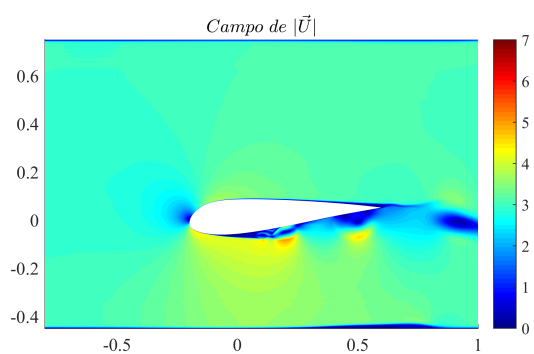
(b) 0,5 segundo



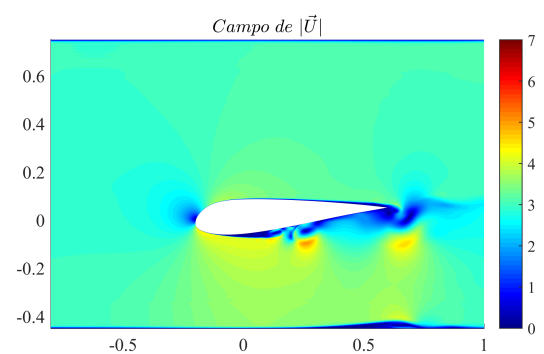
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

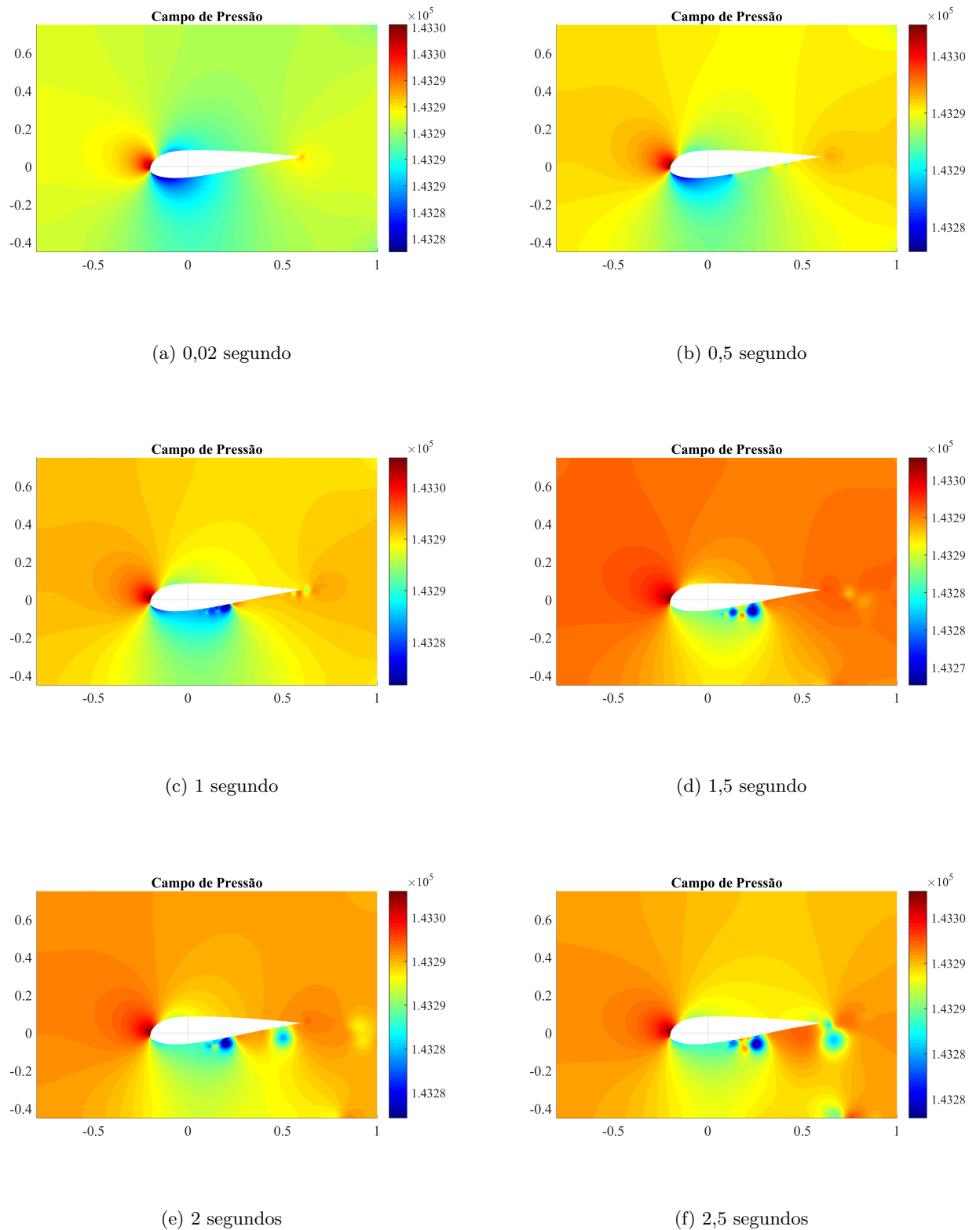


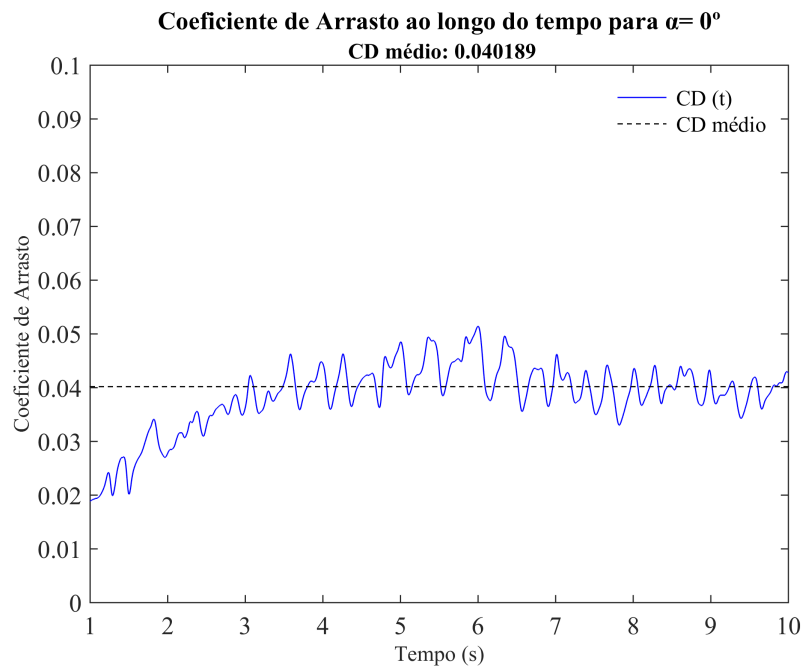
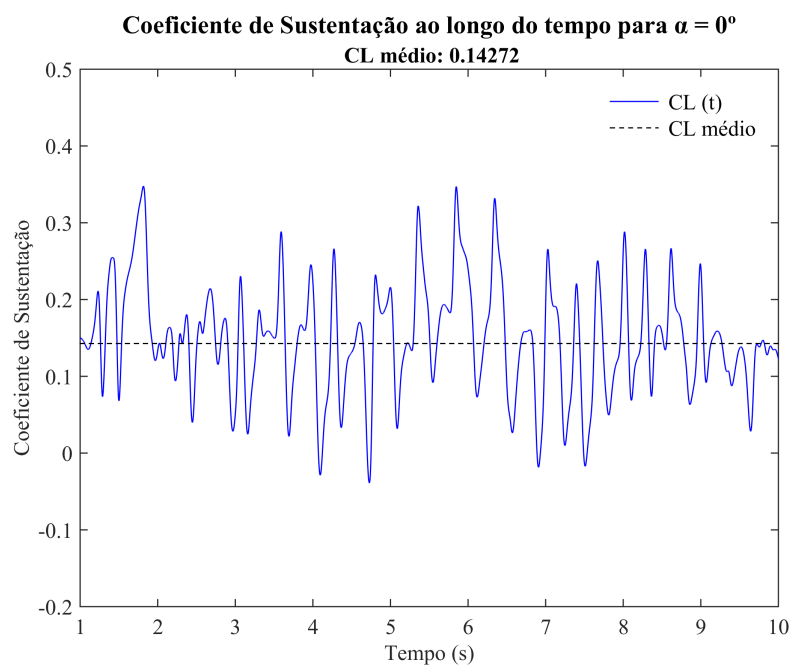
(e) 2 segundos



(f) 2,5 segundos

Figura 4.8: Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -5°

Figura 4.9: Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de -5°

Figura 4.10: Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de -5° Figura 4.11: Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de -5°

4.1.3 Ângulo de ataque igual a 0°

O ângulo de ataque nulo é sem dúvidas o ângulo mais aerodinâmico para evitar o arrasto, pois este oferece uma menor dificuldade ao escoamento. A contra partida a esse baixo arrasto é a menor sustentação.

Conforme mostra a Figura 4.12 o escoamento fica uniforme nos segundos iniciais de simulação. Quando próximo de 1 segundo (Figura 4.12c) ocorre um pequeno descolamento na borda superior.

Diferentemente dos outros dois casos mostrados, para esta simulação o descolamento ocorre preferencialmente na borda de fuga superior, mas também pode ser observado na borda inferior.

Pela Figura 4.13 é possível notar que o escoamento praticamente não muda ao longo tempo, sendo a principal diferença a formação da camada limite na borda superior e inferior.

Ainda da Figura 4.13 é possível notar uma leve aceleração do escoamento próximo ao aerofólio, essa aceleração é bem menos acentuada do que para os casos mostrados anteriormente. Para essa simulação o ponto de estagnação fica localizado exatamente no bordo de ataque do aerofólio e causa uma pequena distorção no campo de velocidades.

Outro fato importante a ser mencionado diz respeito a camada limite do túnel de vento, para essa simulação a espessura da camada limite na parede do túnel de vento é quase imperceptível, não interferindo assim significativamente na simulação.

Conforme mostra a figura 4.14 o campo de pressão começa quase simétrico para a borda inferior e superior. Ao longo do desenvolvimento uma distorção maior é percebida pela parte superior enquanto a parte inferior se mantém quase inalterada ao longo do tempo.

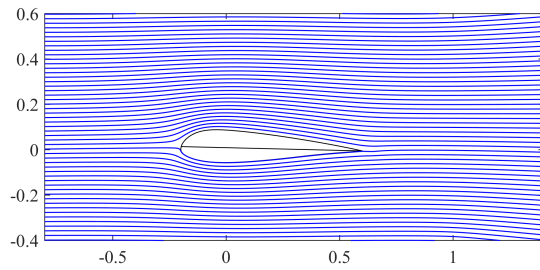
O ponto de maior pressão, na borda de ataque, vai afetando uma área cada vez maior com a evolução temporal. Também é percebido a formação de uma área de grande pressão no bordo de fuga, conforme mostra a Figura 4.14f.

De posse do campo de pressão, pode-se então calcular as forças atuantes do aerofólio e determinar os coeficientes de sustentação e arrasto. Esses resultados em formato gráfico é mostrado nas Figuras 4.15 e 4.16.

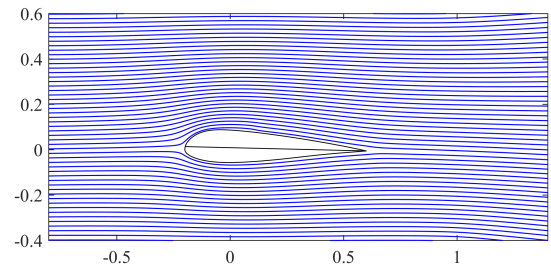
O coeficiente de arrasto foi praticamente nulo, tendo uma baixa variação ao longo do tempo, conforme mostra a tabela 10. O coeficiente de sustentação teve uma maior variação, mas se manteve positivo para maior parte do tempo simulado.

Tabela 10: Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 0°

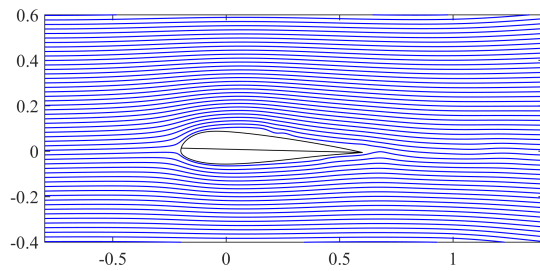
	Mínimo	Máximo	Médio	Varição
CD	0,0278	0,0514	0,0402	0,0236
CL	-0,0389	0,3671	0,1427	0,406



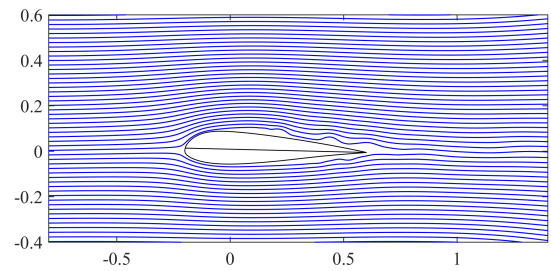
(a) 0,02 segundo



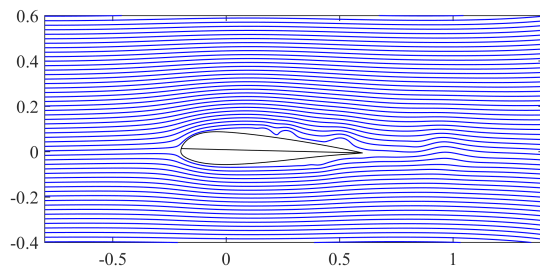
(b) 0,5 segundo



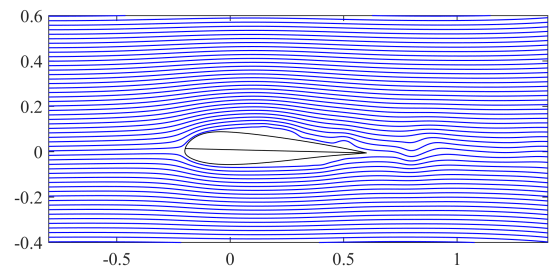
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo



(e) 2 segundos



(f) 2,5 segundos

Figura 4.12: Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 0°

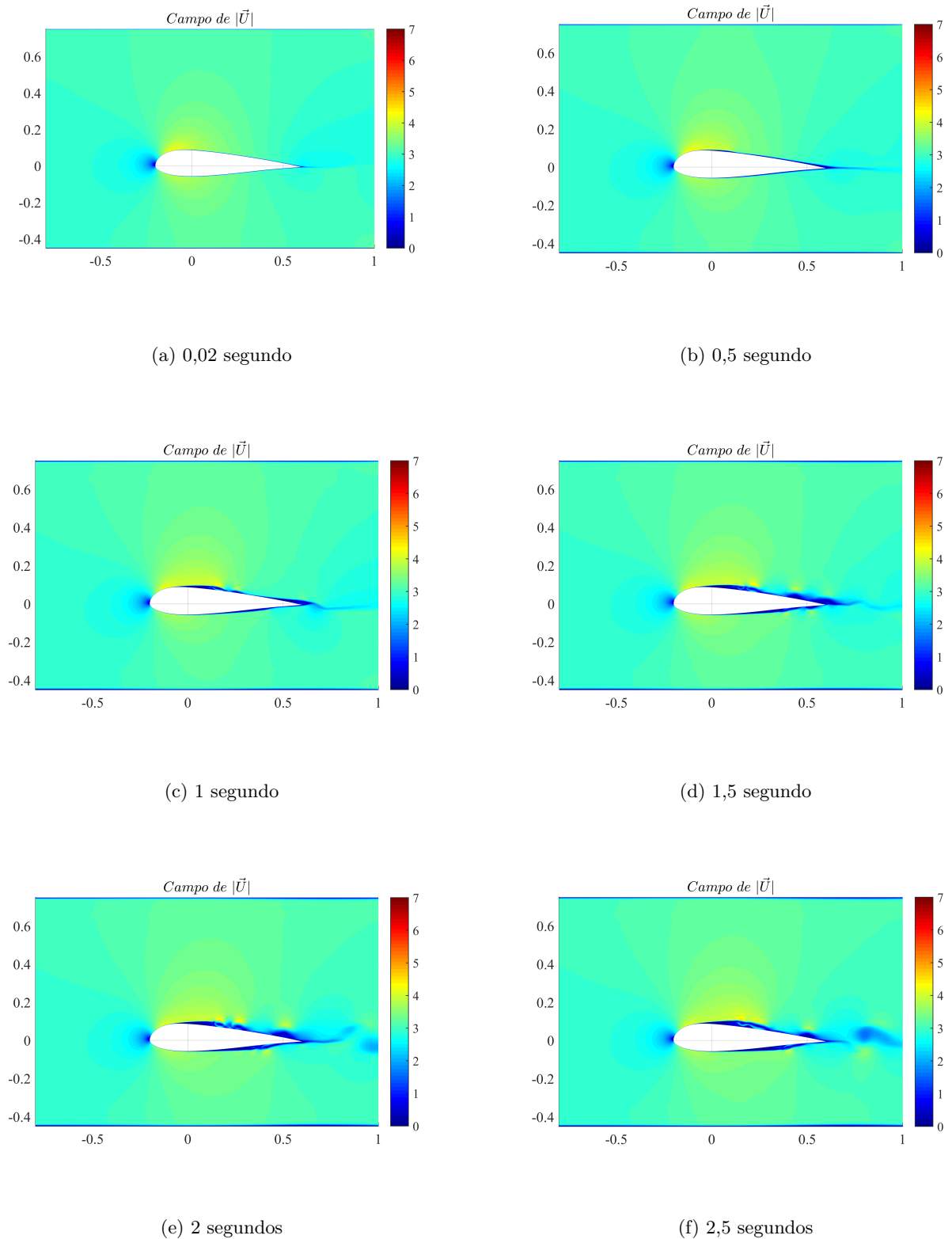
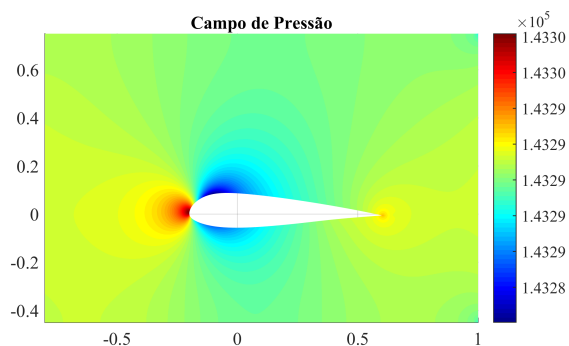
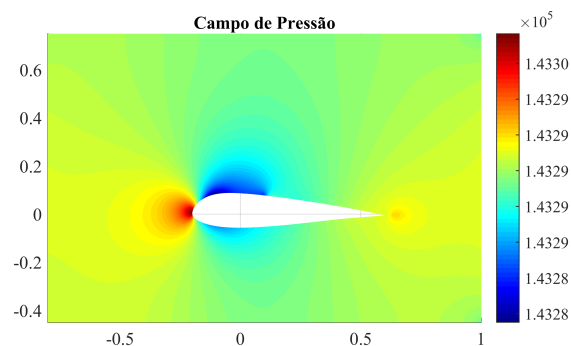


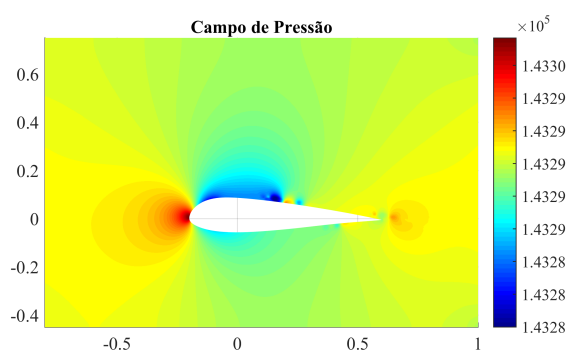
Figura 4.13: Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 0°



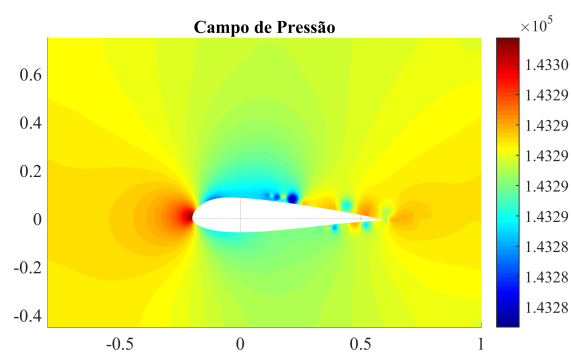
(a) 0,02 segundo



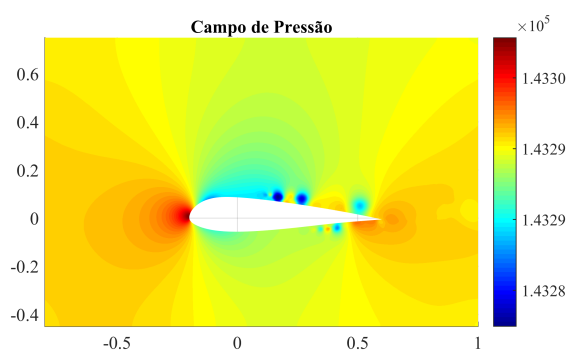
(b) 0,5 segundo



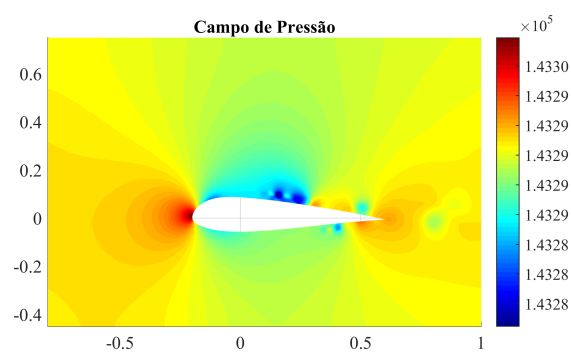
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

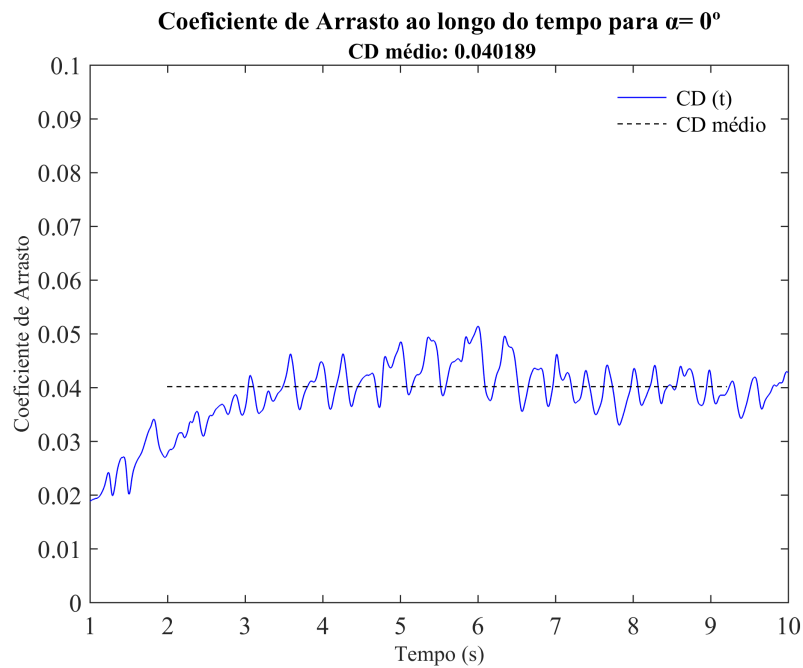
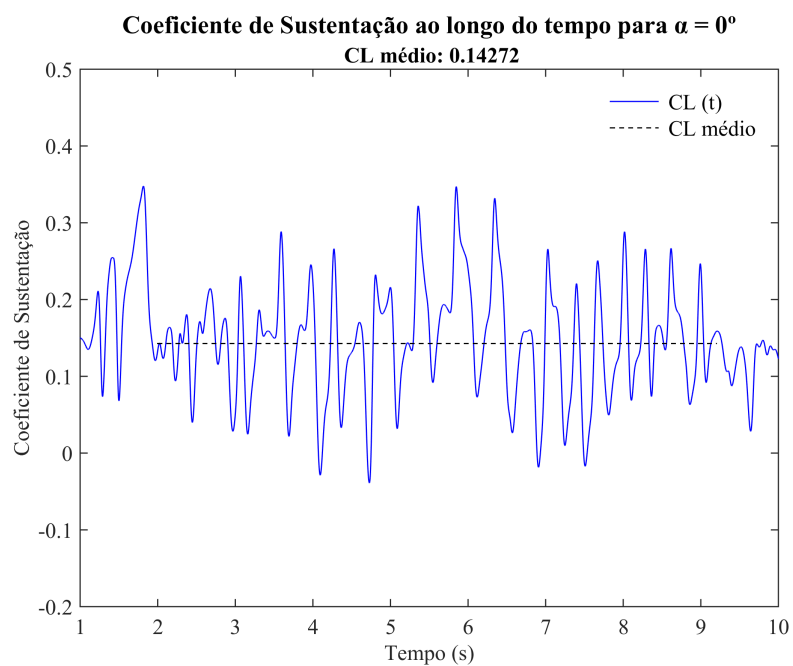


(e) 2 segundos



(f) 2,5 segundos

Figura 4.14: Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 0°

Figura 4.15: Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 0° Figura 4.16: Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 0°

4.1.4 Ângulo de ataque igual a 5°

Para o ângulo de ataque de 5° , as linhas de corrente sofrem um considerável descolamento, conforme mostra a figura 4.17. Nota-se certa semelhança visual com o seu ângulo oposto negativo, AOA -5° . Para esse perfil as linhas de corrente começam a ficar aleatórias, sendo difícil encontrar um padrão, mas no geral as variações ficam próximas ao que é mostrado nas figuras 4.17d a 4.17f.

Conforme pode ser observado na Figura 4.18, o fluido sofre uma aceleração de certa de 50% na parte superior. Essa aceleração pode ser notada pela coloração amarela na figura. Essa maior aceleração quanto comparado ao caso negativo, para esse mesmo ângulo, ocorre devido ao maior espaço na parte superior para o desenvolvimento do escoamento.

Da Figura 4.18 também é possível observar micro regiões de grande velocidade, essas regiões são derivadas do impacto na camada limite do aerofólio, no momento desse encontro parte do fluido perde energia e outra parte ganha mais energia e é acelerada.

Quando comparado com a Figura 4.8 percebemos uma menor espessura de camada limite, esse fato acontece devido a distância da zona de maior solitação e a parede do túnel de vento. Para a simulação mostrada da Figura 4.8 a distância entre a parte inferior do aerofólio e a parede inferior do túnel de vento é menor do que entre a parte superior e a parede superior na Figura 4.18. Devido a isso o perfil de velocidades que chega na parede do túnel de vento para esta simulação é muito mais organizado do que para aquela.

O campo de pressões é mostrado da Figura 4.19, não é possível enxergar um padrão claro para a distribuição de pressão, mas algumas características importam ser ressaltadas. É formada uma região de baixa pressão na parte superior do aerofólio e essa região percorre por toda a extensão superior distorcendo o campo de pressão.

Outra característica importante está por conta da distribuição de pressão na parte inferior, apesar de mudar constante com o decorrer do tempo, essa região sempre está a uma pressão superior quando comparada com a parte superior. Essa característica é a responsável pela sustentação positiva do aerofólio conforme será mostrado logo mais.

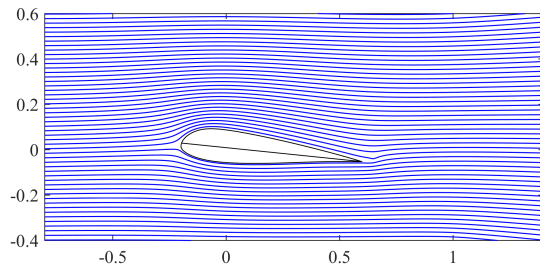
Determinado a distribuição de pressão é possível então determinar os coeficientes de arrasto e sustentação. Estes são mostrados graficamente nas figuras 4.20 e 4.21.

Conforme esperado há uma grande variação nos coeficientes de arrasto e sustentação, essa grande variação era prevista devido a aleatoriedade do campo de pressão. Conforme é possível ver nas figuras a média não retrata bem essa variação, estando distante na maioria dos casos dos coeficiente instantâneos.

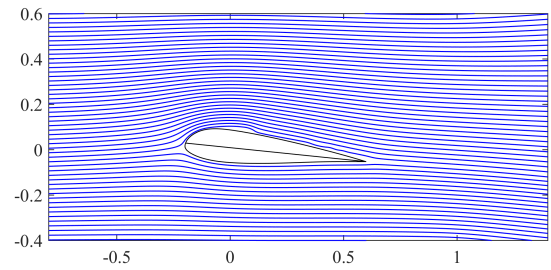
A Tabela 11 apresenta os dados mínimos e máximos dos coeficientes de performance, conforme pode ser visto há uma enorme variação, principalmente quanto ao coeficiente de sustentação.

Tabela 11: Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 5°

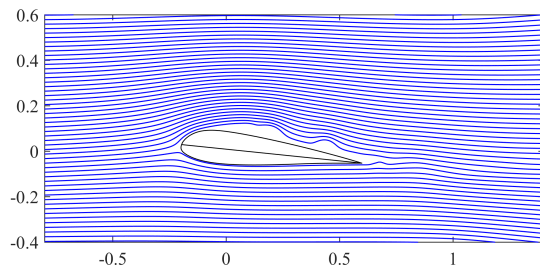
	Mínimo	Máximo	Médio	Varição
CD	0,0626	0,1735	0,09635	0,1109
CL	0,4015	1,0327	0,6616	0,6312



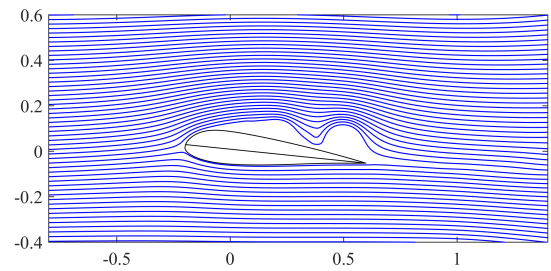
(a) 0,02 segundo



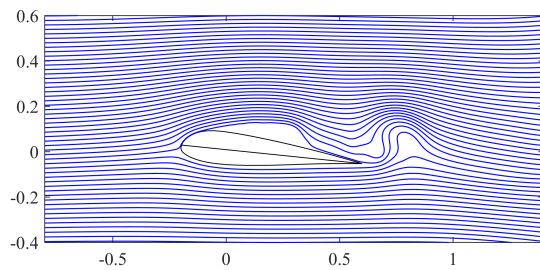
(b) 0,5 segundo



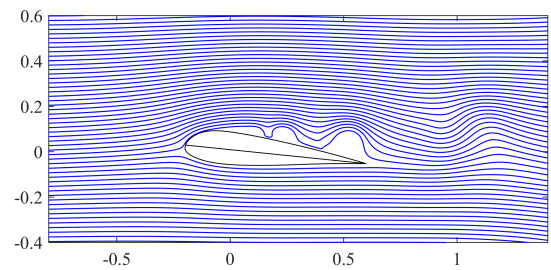
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

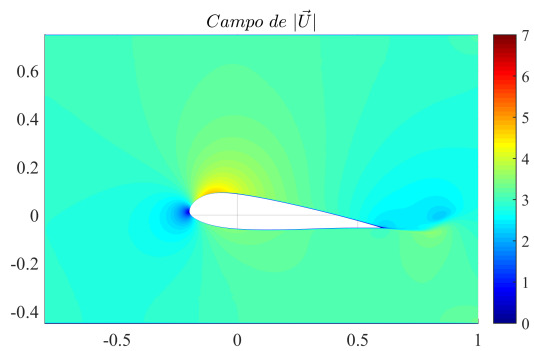


(e) 2 segundos

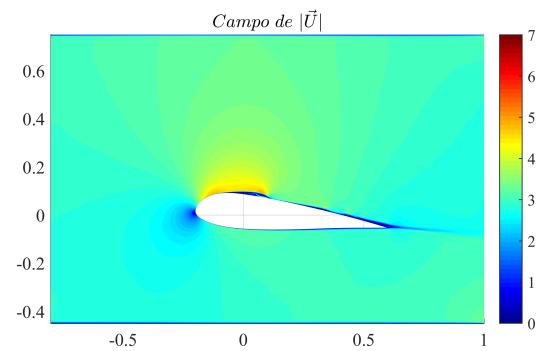


(f) 2,5 segundos

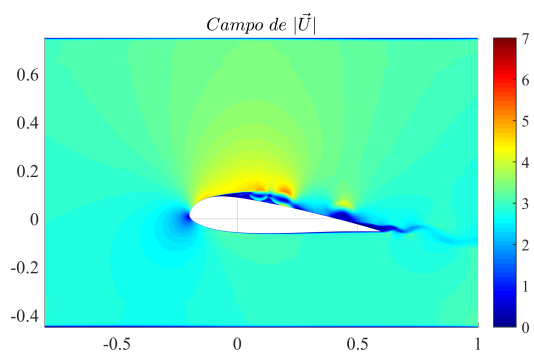
Figura 4.17: Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 5°



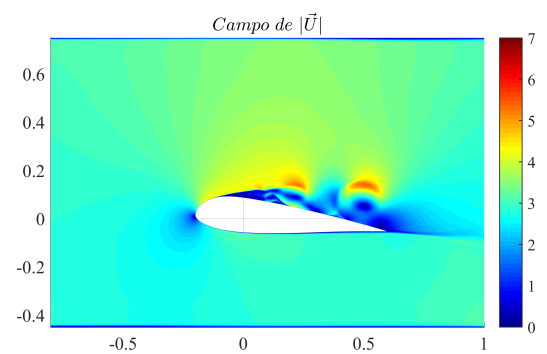
(a) 0,02 segundo



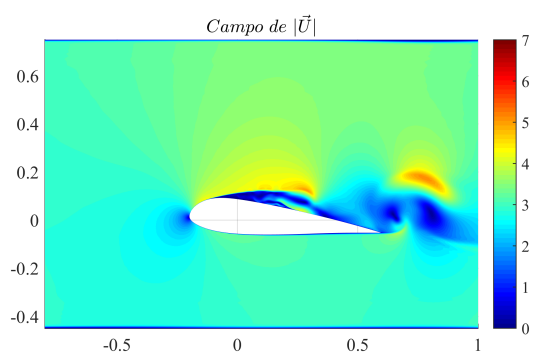
(b) 0,5 segundo



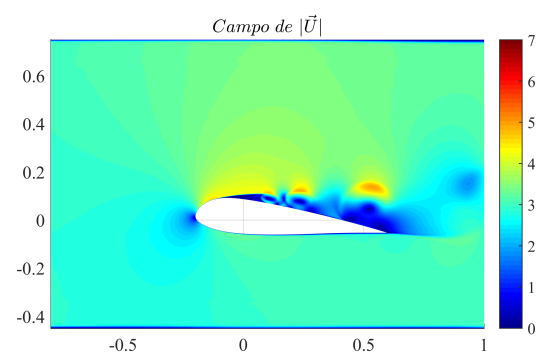
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

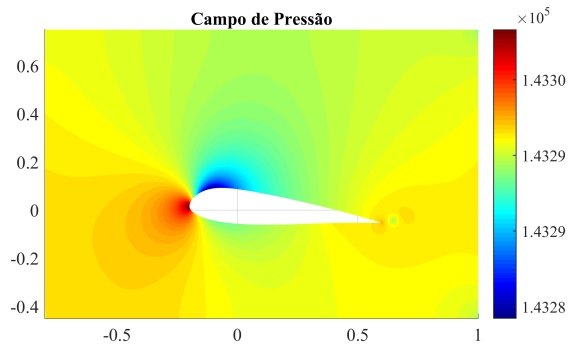


(e) 2 segundos

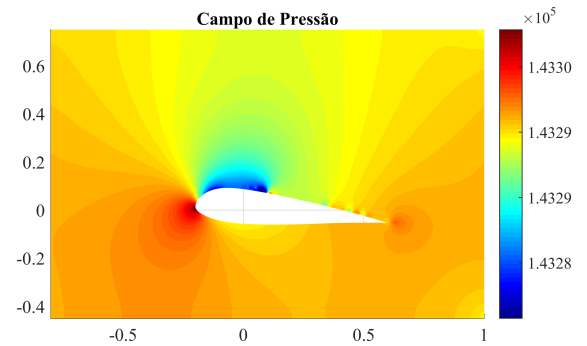


(f) 2,5 segundos

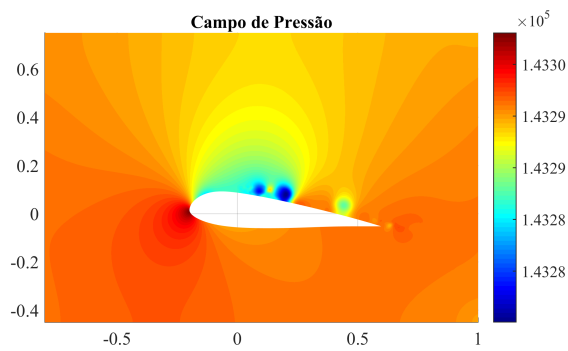
Figura 4.18: Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 5°



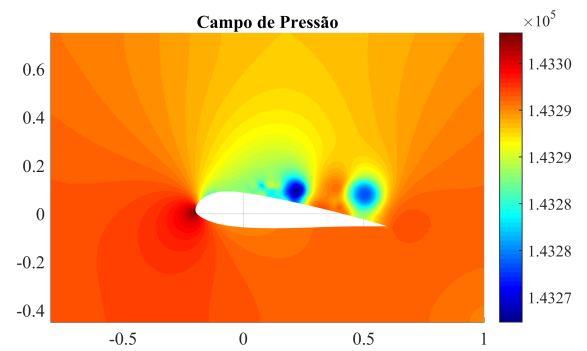
(a) 0,02 segundo



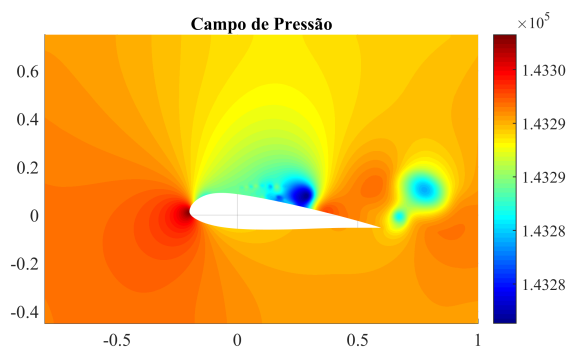
(b) 0,5 segundo



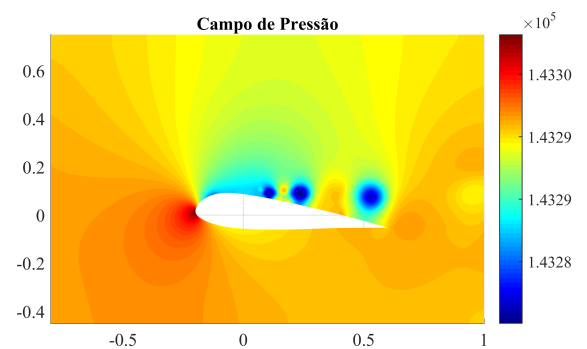
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

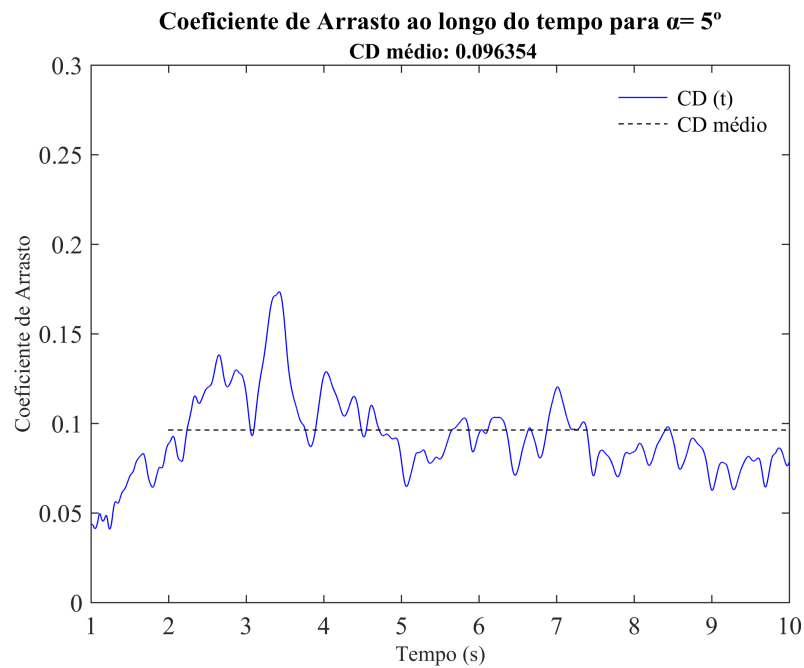
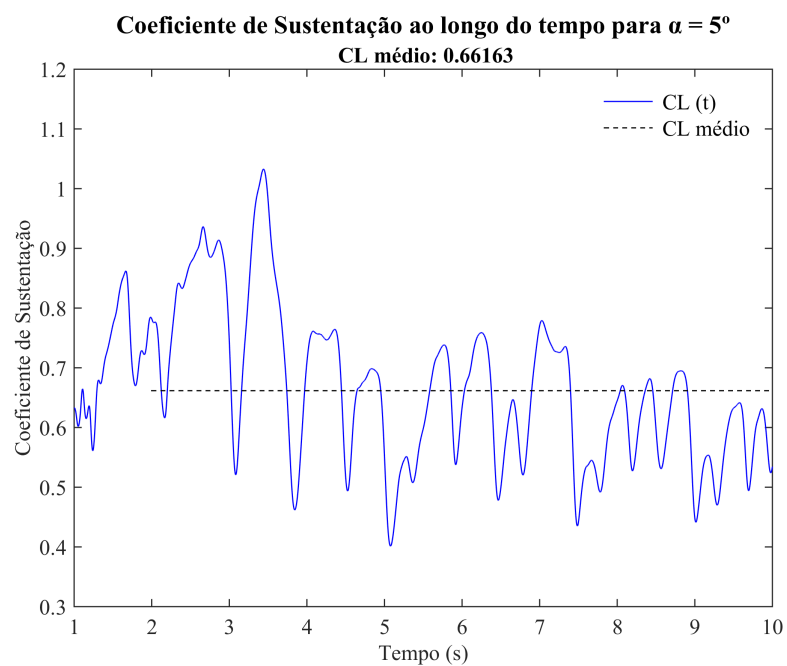


(e) 2 segundos



(f) 2,5 segundos

Figura 4.19: Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 5°

Figura 4.20: Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 5° Figura 4.21: Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 5°

4.1.5 Ângulo de ataque igual a 10°

Para este ângulo de ataque, as linhas de corrente se descolaram do aerofólio muito rápido, Conforme mostra a Figura 4.22, não sendo possível identificar um padrão que descreva corretamente o escoamento.

Conforme mostra a figura 4.22f é possível notar um padrão circular saindo da borda de fuga do aerofólio. Esse padrão circular é conhecido como vórtices e serão melhor detalhados na secção posterior em que eles são mais comuns.

Da Figura 4.23 é possível ver a distribuição de velocidade para esse perfil. Desta figura é possível observar a grande distorção causada pelo ponto de estagnação. Essa distorção é tão grande que afeta significativamente até a parte inferior do aerofólio, causando uma desaceleração do escoamento nessa parte.

A parte superior do aerofólio sofre uma grande aceleração, essa aceleração aumenta a velocidade do fluido em cerca de 60 % em média, mas em algumas regiões significativa o fluido experimenta a grande acelerações, atingindo até 7 m/s.

Quando comparado com o seu ângulo oposto negativo, $AOA = -10^\circ$, nesta simulação ocorre uma maior distorção do campo de velocidades, atingindo regiões maiores de máxima velocidade e uma maior espessura da camada limite em torno do aerofólio.

Conforme pode ser visto na figura 4.24 o campo de pressão não tem um padrão definido. É possível notar uma bolha de baixa pressão que percorre toda a parte superior do aerofólio.

Na parte inferior do aerofólio é a parte com maior pressão do escoamento, isso ocorre pois essa é a região com menor velocidade do escoamento. Mas devido a desordem do escoamento, causando separação, algumas regiões de alta pressão também são percebidas na parte superior do aerofólio. Essas regiões afetam no desempenho da asa, causando perda de sustentação e aumento do arrasto.

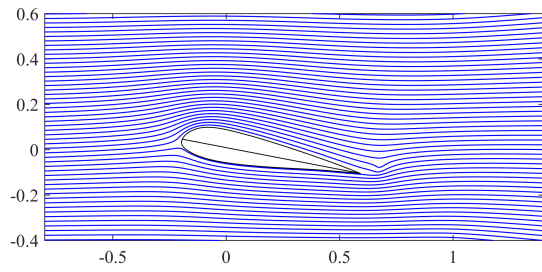
Definida a distribuição de pressão é possível calcular as forças resultantes atuante no aerofólio, e com essas forças determinar os coeficientes de performance. Os coeficientes de arrasto e sustentação são mostrados nas Figuras 4.25 e 4.26.

Conforme pode ser visto nas figuras, os coeficientes de sustentação e arrasto tem uma grande variação, principalmente o de sustentação que tem uma amplitude de 2, chegando a muito próximo de zero em alguns pontos. Essa grande variação se dá por conta da grande desordem do escoamento que aumenta a camada limite superior, diminuindo assim o gradiente de pressão.

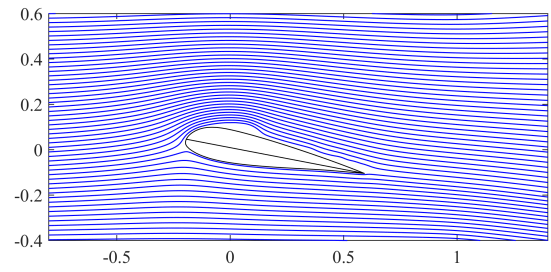
A tabela 12 mostra a variação nos coeficientes, conforme pode ser visto essa variação é bastante significativa podendo representar um problema em voo.

Tabela 12: Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 10°

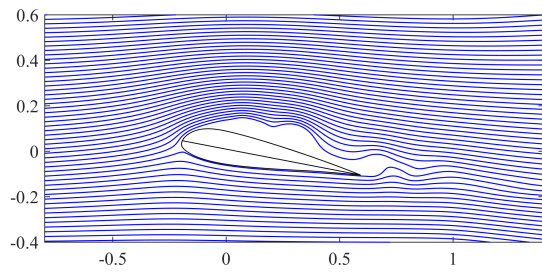
	Mínimo	Máximo	Médio	Varição
CD	0,1313	0,4777	0,26718	0,3464
CL	0,0093	1,8249	1,0388	1,8156



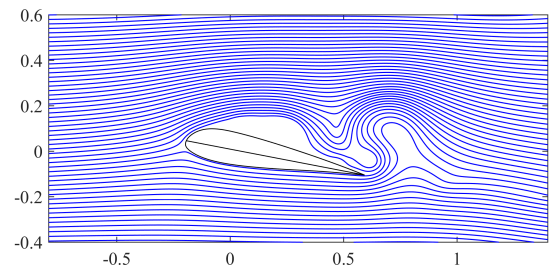
(a) 0,02 segundo



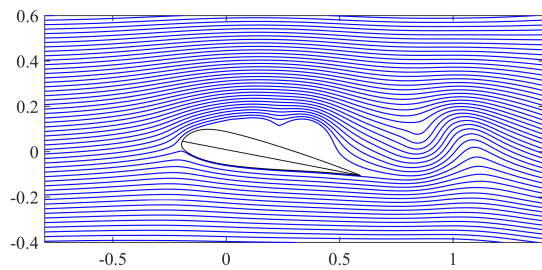
(b) 0,5 segundo



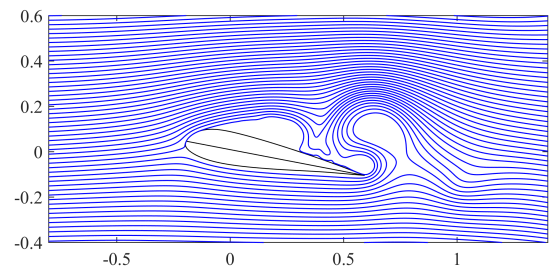
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

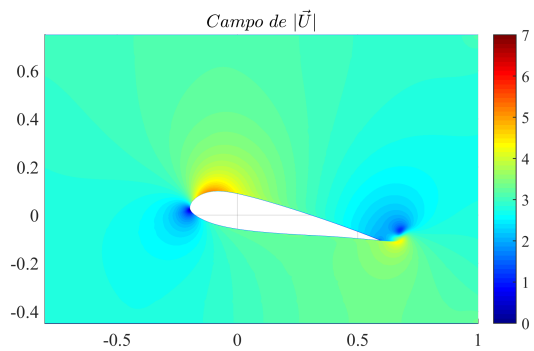


(e) 2 segundos

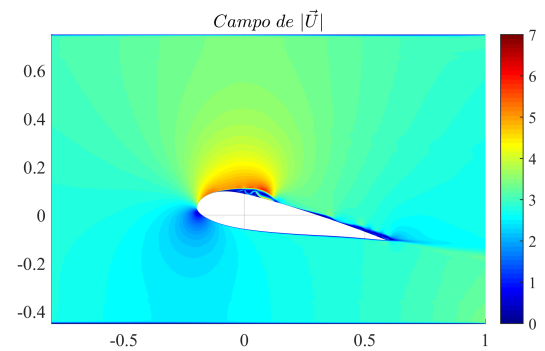


(f) 2,5 segundos

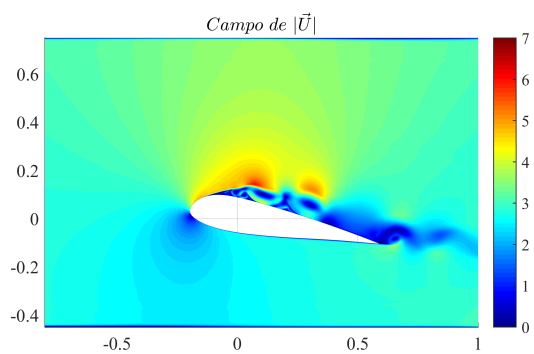
Figura 4.22: Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 10°



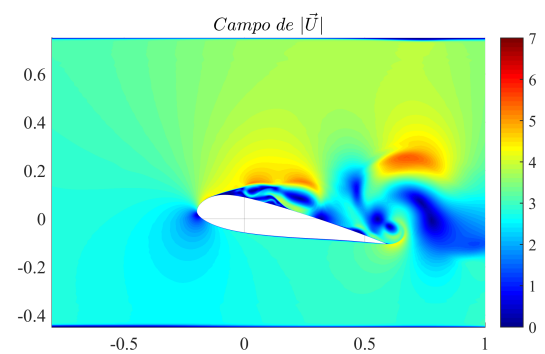
(a) 0,02 segundo



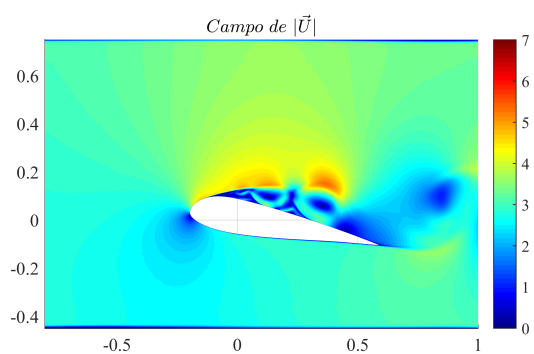
(b) 0,5 segundo



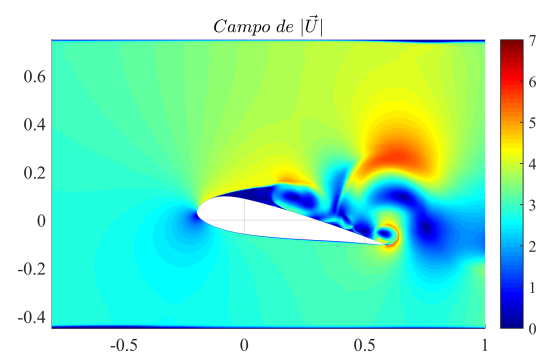
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

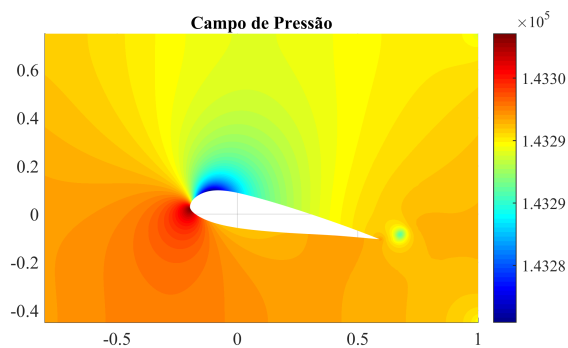


(e) 2 segundos

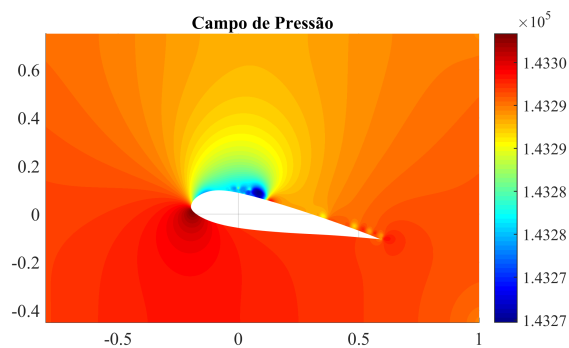


(f) 2,5 segundos

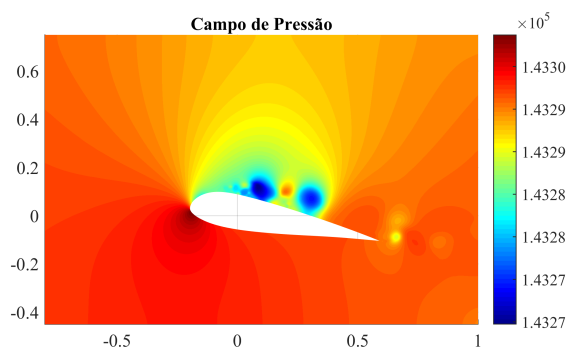
Figura 4.23: Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 10°



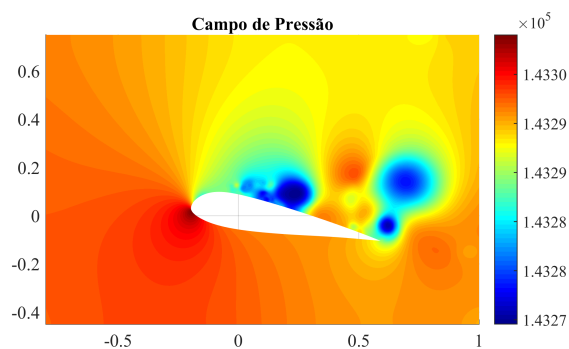
(a) 0,02 segundo



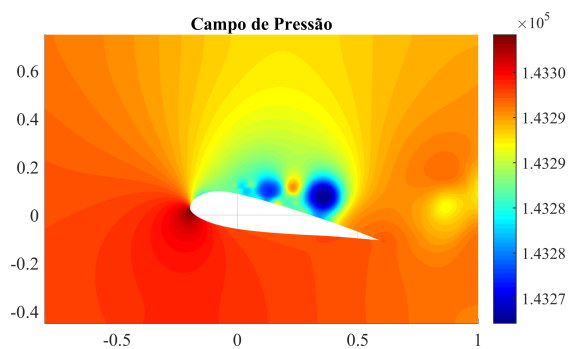
(b) 0,5 segundo



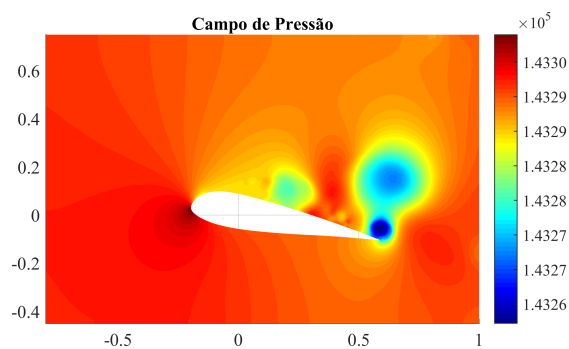
(c) 1 segundo



(d) 1,5 segundo

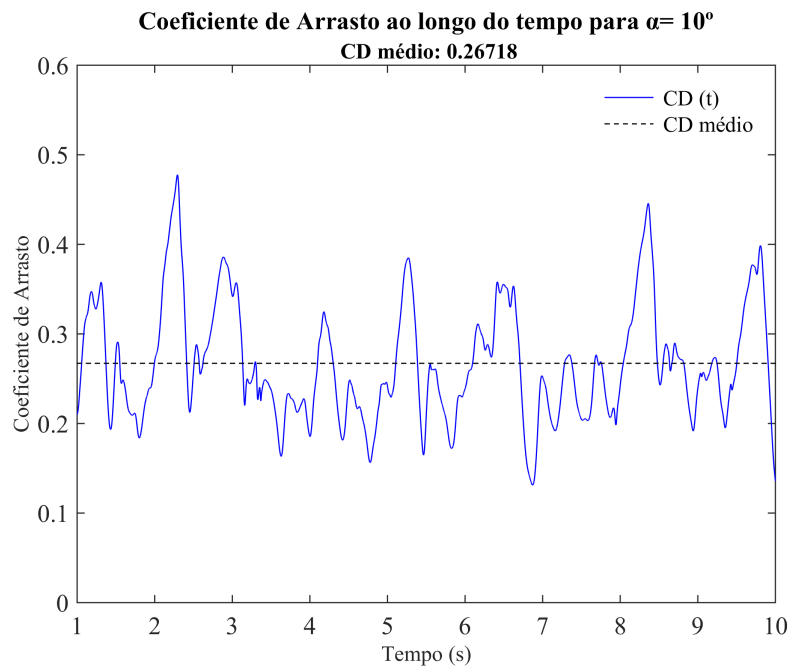
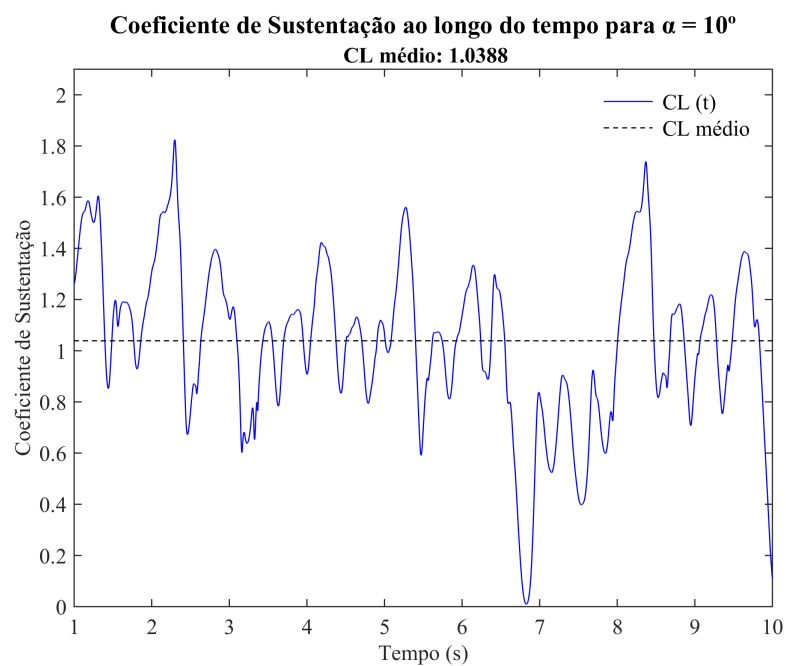


(e) 2 segundos



(f) 2,5 segundos

Figura 4.24: Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 10°

Figura 4.25: Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 10° Figura 4.26: Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 10°

4.1.6 Ângulo de ataque igual a 15°

O ângulo de ataque de 15° representa um grande desafio para a simulação, segundo (ÇENGEL, 2007) um fluido tende a se separar quando é forçado a escoar sobre uma superfície curva em altas velocidades. Um fluido sobe a parte ascendente da superfície curva sem problemas, mas tem dificuldade em permanecer em contato com a superfície no lado da descida. Em velocidades suficientemente altas a corrente de fluido se separa da superfície do corpo. Isso é chamado de separação do escoamento e tende a ocorrer para ângulos de ataque maiores do que 15° .

Segundo (ANDERSON, 2015) a separação de escoamento na superfície superior de uma asa reduz a sustentação drasticamente e pode fazer o avião entrar em estol. O efeito estol tem sido o culpado por muitos acidentes aeronáuticos.

Para essa simulação, passados os segundos iniciais, aos quais o fluido está colado ao aerofólio, as linhas de corrente se comportaram sem um padrão definido, sendo até aleatória em alguns instantes. Devido a isso será mostrado as linhas de corrente, campo de velocidade e pressão para instantes diferentes dos mostrados até agora. A intenção dessa escolha é conseguir mostrar um padrão circular que se repete com certa frequência.

A Figura 4.27 mostra as linhas de corrente durante um ciclo de padrão circular. Em 1,5 segundos (Figura 4.27a) após um período de grande separação do escoamento, algumas linhas de corrente tendem a voltar para o aerofólio. Esse processo continua até 1,7 segundos (Figura 4.27c), quando são formados os primeiros vórtices. Formado os vórtices o escoamento tende a se separar novamente, até que se forme uma grande camada de separação, conforme mostra a Figura 4.27f. Esse processo tende a ocorrer diversas vezes durante a execução do código.

O aparecimento de vórtices segundo (ÇENGEL, 2007) surge como resposta a sustentação. O escoamento se inicia sem sustentação, mas a corrente de fluido inferior separa-se no bordo de fuga quando a velocidade atinge um certo valor. Isso força a corrente separada de fluido superior a fechar no bordo de fuga, iniciando uma circulação no sentido horário ao redor do aerofólio. Essa circulação no sentido horário aumenta a velocidade da corrente superior ao mesmo tempo em que diminui aquela da corrente inferior, gerando a sustentação. Um vórtice inicial anti-horário é formado a partir do aerofólio, enquanto aparece a circulação no sentido horário ao redor do aerofólio, causando o aparecimento da sustentação.

O mesmo processo de formação de vórtices pode ser visto no campo de velocidades conforme mostra a Figura 4.28. Importante ressaltar que esse processo gera uma longa região de velocidade nula. Além disso a velocidade nessas regiões vai aumentando de forma radial formando pequenas bolinhas de grande variação de velocidades.

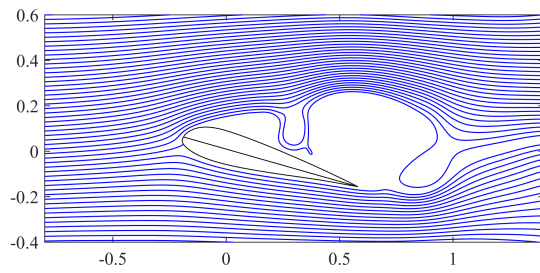
A Figura 4.29 apresenta o campo de pressão para esse mesmo fenômeno, nesta figura fica muito claro o padrão circular, com um centro baixa pressão, mas a pressão vai aumentando conforme vai se distanciando desse centro.

Algo importante de nota no campo de pressão é a distribuição, repare que a diferença de pressão entre as bordas superiores e inferiores é muito menor do que nas outras simulações mostradas. Essa baixa diferença de pressão causa perda de sustentação e aumento de arrasto.

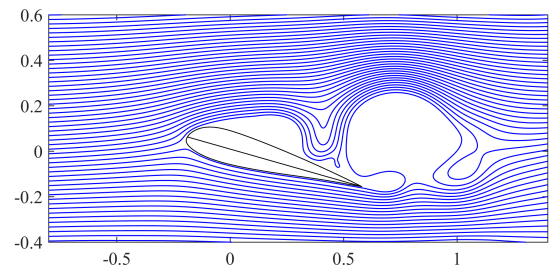
Por fim, para compreender melhor esta simulação se faz necessário traçar os gráficos de sustentação e arrasto ao longo do tempo. Esses resultados podem ser vistos nas Figuras 4.30 e 4.31.

Tabela 13: Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 15°

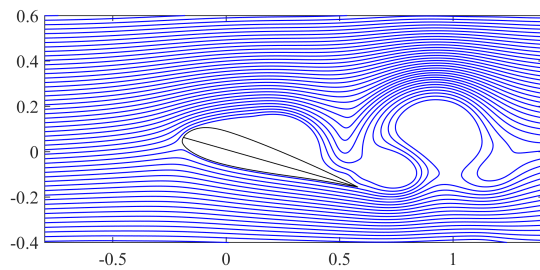
	Mínimo	Máximo	Médio	Varição
CD	0,1912	0,5640	0,3945	0,3728
CL	0,2819	1,7152	1,0428	0,7609



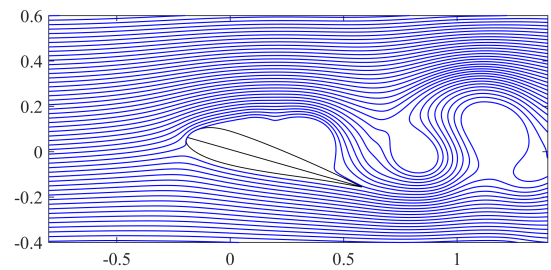
(a) 1,5 segundo



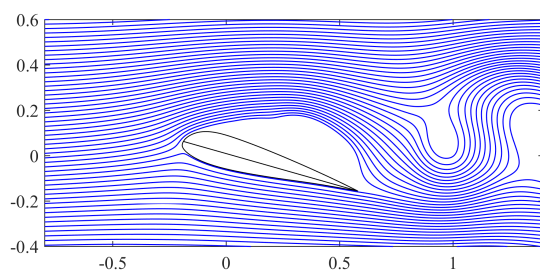
(b) 1,6 segundo



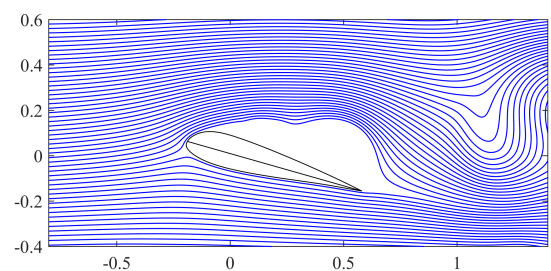
(c) 1,7 segundo



(d) 1,8 segundo



(e) 1,9 segundos

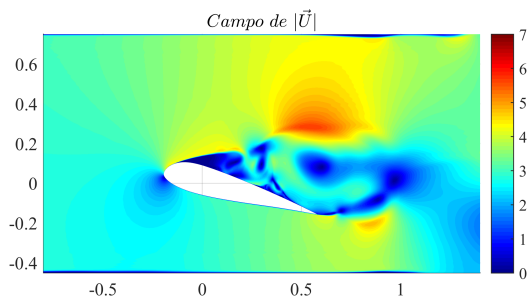


(f) 2,0 segundos

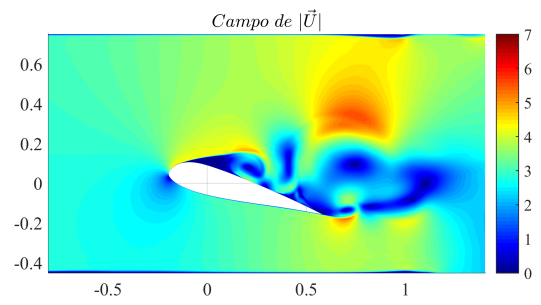
Figura 4.27: Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15°

Conforme apresentados nas Figuras 4.30 e 4.31 e na Tabela 13, os coeficientes apresentam uma grande variação ao longo do tempo. Buscando compreender essa variação será plotado os campos de velocidade e pressão nos exatos instantes de mínima e máxima sustentação respectivamente, conforme mostra as Figuras 4.32 e 4.33.

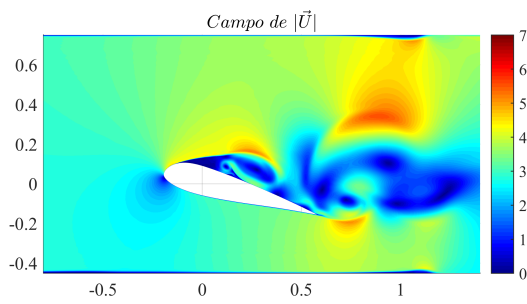
Conforme pode ser visto nas Figuras 4.33, o ponto de menor sustentação tem uma enorme camada



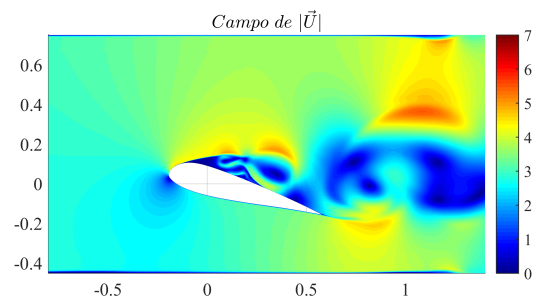
(a) 1,5 segundo



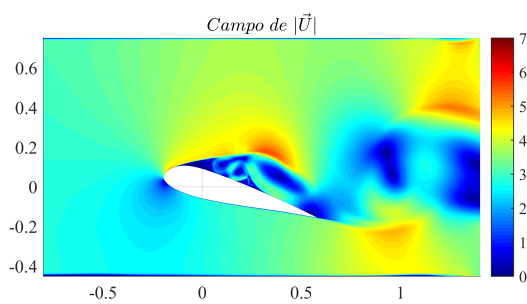
(b) 1,6 segundo



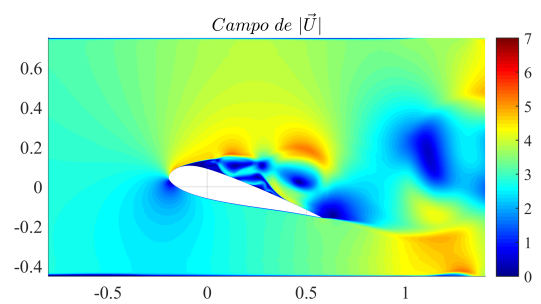
(c) 1,7 segundo



(d) 1,8 segundo



(e) 1,9 segundos



(f) 2,0 segundos

Figura 4.28: Módulo do campo de velocidades para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15°

de separação, essa camada de separação faz a pressão aumentar nessa área, diminuindo assim o gradiente de pressão entre a parte inferior e superior, conseqüentemente diminuindo a sustentação. Esse fato pode ser visto pela intensidade da cor na parte superior e inferior do aerofólio.

Para o ponto de maior sustentação ocorre justamente o contrário, uma menor camada limite

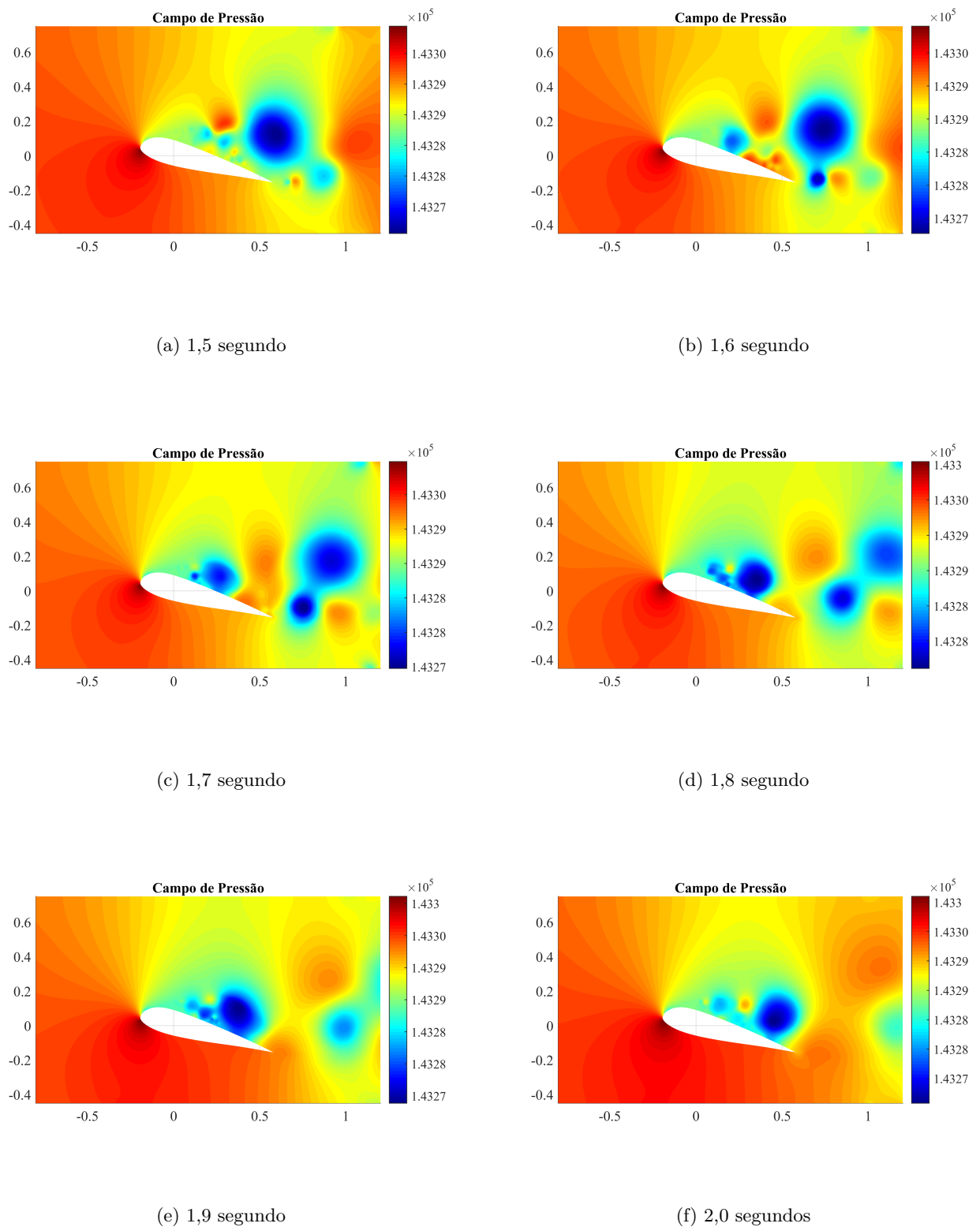
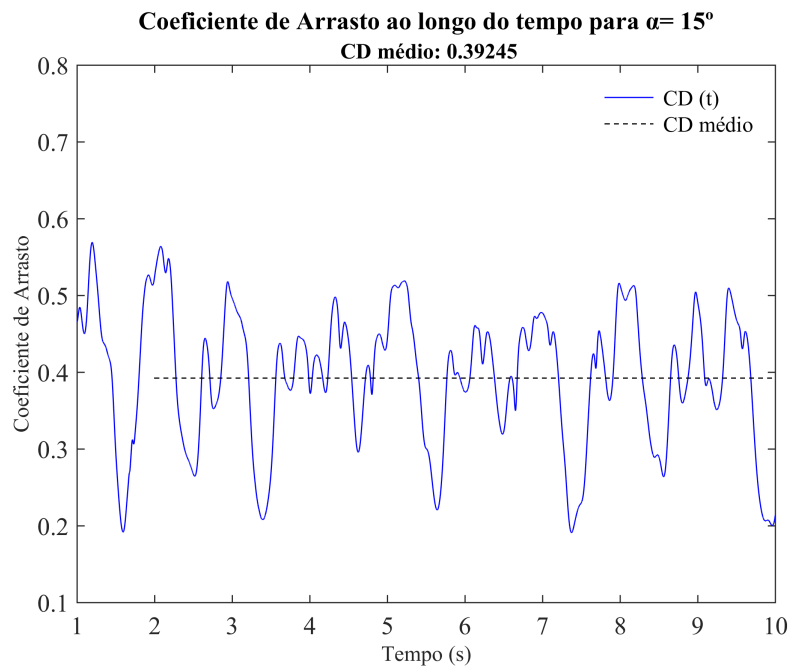
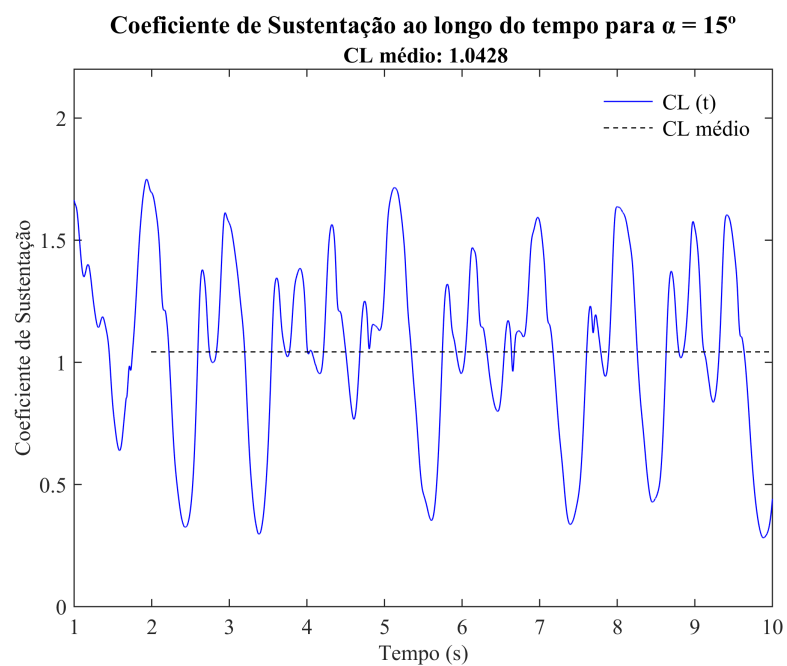
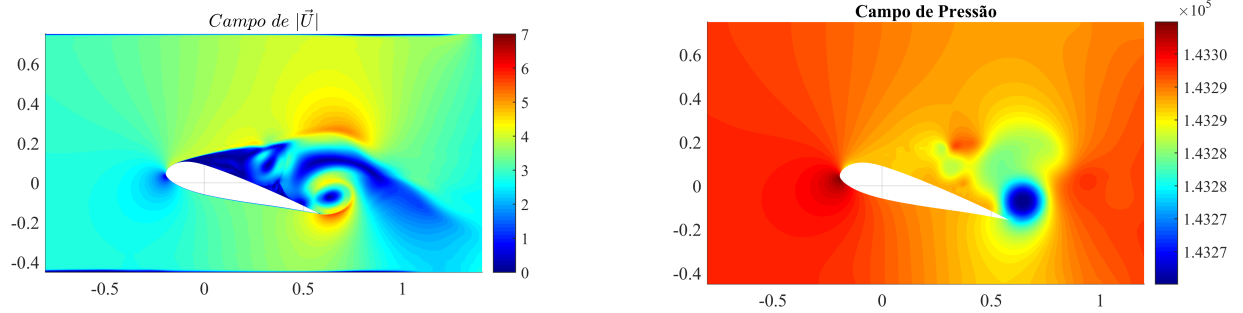


Figura 4.29: Campo de Pressão para diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15°

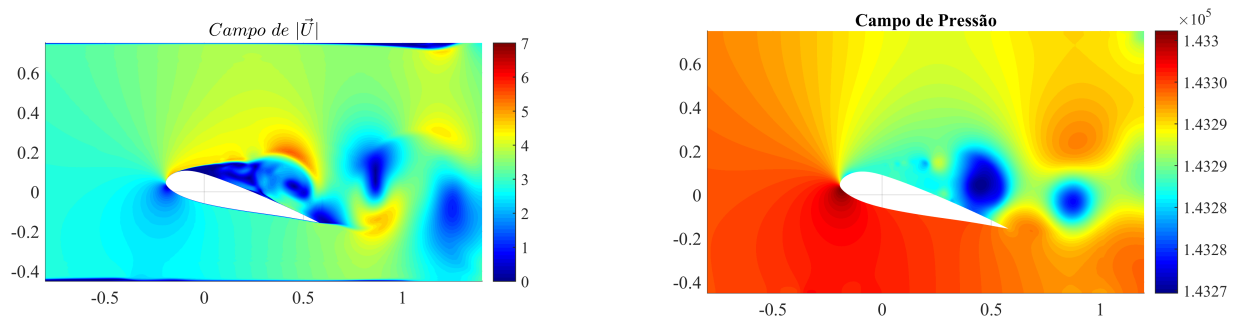
é formada, permitindo uma maior aceleração do fluido, com essa aceleração uma menor pressão é experimentada pelo aerofólio permitindo assim maximizar o gradiente de pressão, permitindo aumentar a sustentação. Esse fato pode ser melhor visualizado pela observação das figuras 4.33, repare na cor da pressão na borda superior e inferior, essa grande diferença de pressão favorece uma maior sustentação.

Figura 4.30: Coeficiente de Arrasto por tempo, para um ângulo de ataque de 15° Figura 4.31: Coeficiente de Sustentação por tempo, para um ângulo de ataque de 15°



(a) Campo de velocidade

(b) Campo de pressão

Figura 4.32: Campo de Velocidade e Pressão para a menor sustentação, $t=3,4$ segundos

(a) Campo de velocidade

(b) Campo de pressão

Figura 4.33: Campo de Velocidade e Pressão para a maior sustentação, $t=5,1$ segundos

4.1.7 Conclusão de perfil Íntegro

Nesta secção vários perfis foram apresentados, e foi possível determinar algumas conclusões que concordam com a teoria de aerodinâmica. Para ajudar a embasar as conclusões serão traçados alguns gráficos dos coeficientes de arrasto e sustentação.

O primeiro gráfico importante a ser traçado diz respeito ao arrasto pelo ângulo de ataque, esse gráfico é mostrado na figura 4.42 como foram poucos dados experimentais, foi aplicado uma spline para estender os resultados. Deste gráfico algumas conclusões importantes podem ser tiradas.

Da análise da Figura 4.42 é possível tirar algumas conclusões. A principal conclusão é que quanto mais próximo do ângulo nulo menor o arrasto. Essa é uma importante conclusão e também pode ser lida ao inverso, quanto mais distante de zero maior o arrasto enfrentado.

Outra importante conclusão a ser tirada deste gráfico diz respeito a não simetria do arrasto, o mesmo ângulo de deslocamento, mas no sentido negativo, gera menos arrasto do que no sentido positivo. Essa é uma propriedade que pode ser vista pela leitura do gráfico, mas essa diferença não é muito significativa, no geral é bem próximo o arrasto enfrentado.

Outra informação interessante da análise gráfica diz respeito a não equiparidade entre os eixos, um aumento de duas vezes o ângulo de ataque, resulta em um arrasto maior do que o dobro. Portanto o eixo do arrasto é mais afetado com aumento do que o eixo de ângulo de ataque.

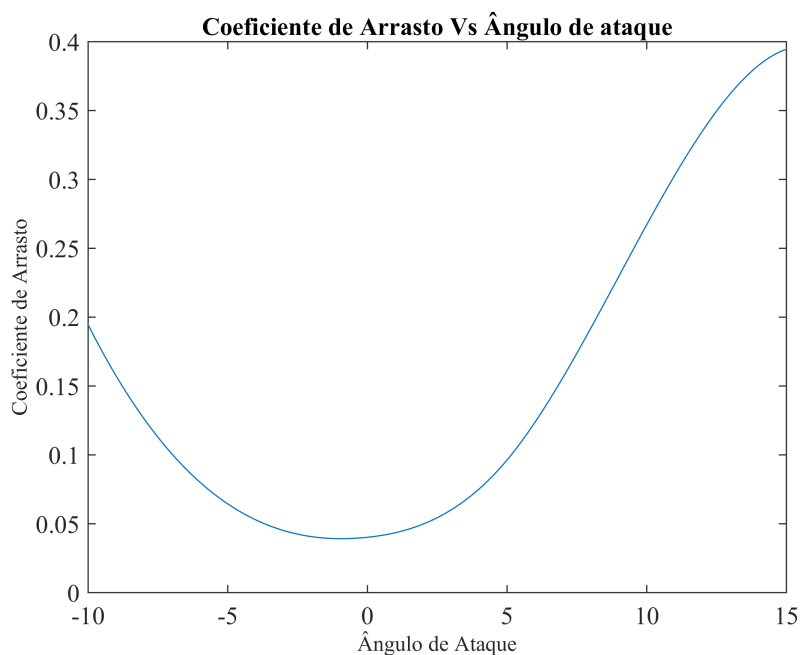


Figura 4.34: Coeficiente de Arrasto por ângulo de ataque

Outro importante gráfico que pode ser traçado é o gráfico de sustentação em função do ângulo de ataque, conforme mostra a figura 4.35, também foi utilizado um tratamento de spline para melhor ajustar os dados.

A análise deste gráfico fornece algumas informações óbvias e outras não tão claras. Quanto a primeira, temos que para ângulos de ataque negativos, a sustentação é negativa, concordando com a teoria da aerodinâmica.

Uma observação importante da análise gráfica diz respeito a não equivalência entre os eixos, um aumento do ângulo de ataque resulta em um aumento proporcionalmente menor na sustentação. E aumentar indefinidamente o ângulo de ataque não necessariamente resulta em uma maior sustentação, conforme mostra a figura 4.42 o gráfico atinge seu ápice e começa a decrescer até que atinga o ponto

de Stoll.

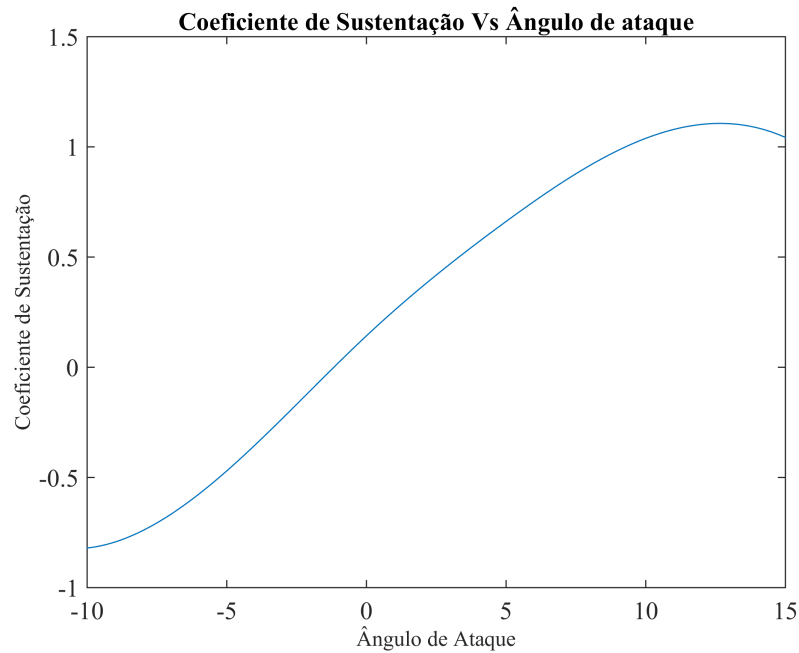


Figura 4.35: Coeficiente de Arrasto por ângulo de ataque

Por fim, é preciso traçar o gráfico da razão entre sustentação e arrasto, mostrando qual a relação custo benefício para este escoamento. Esse gráfico é mostrado na Figura 4.36. Conforme pode ser visto na figura o ângulo que oferece o melhor custo benefício é o ângulo de 5° .

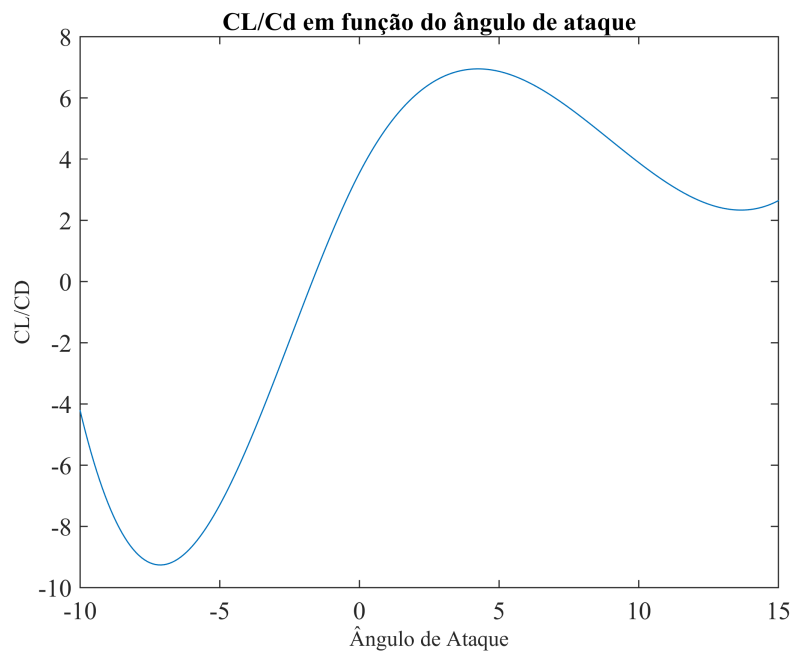


Figura 4.36: Razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque.

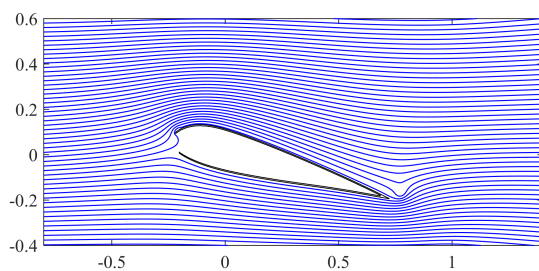
4.2 AEROFÓLIO COM TOMADA DE AR

Ao contrário do aerofólio mostrado na seção anterior, o aerofólio com tomada de ar necessita de uma abertura para que ele possa se inflar. Os efeitos dessa abertura serão examinados nessa etapa do trabalho.

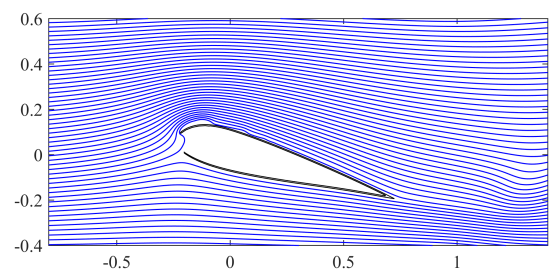
O ângulo de ataque de 15° foi escolhido para simular este aerofólio, esse ângulo foi selecionado por ser o que apresentou uma maior variação dos coeficientes de performance, além disso neste ângulo foi possível identificar o aparecimento de vórtices.

Visando detalhar as linhas de corrente nos primeiros instantes de simulação, a figura mostra 4.37 as linhas de corrente para os instantes iniciais de simulação. Apesar de aberto, a entrada de ar funciona como parede. Isso acontece, pois após inflar o fluido fica confinado, com isso a pressão interna aumenta não permitindo que o ar circule para dentro do aerofólio, conforme mostra a Figura 4.38.

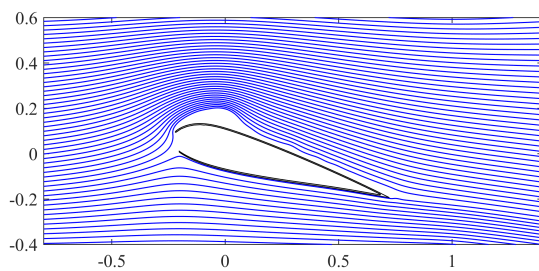
Esse rápido descolamento causa perda sustentação e aumento do arrasto, conforme pode ser visto na Figura 4.37d, ainda nos instantes iniciais as linhas de corrente já se comportam de forma bastante aleatórias.



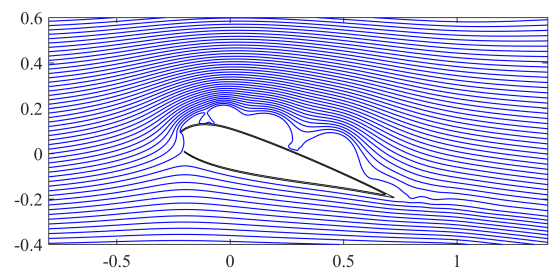
(a) 0,02 segundo



(b) 0,1 segundo



(c) 0,2 segundo



(d) 0,3 segundo

Figura 4.37: Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15° em um perfil com tomada de ar

Algo importante de se ressaltar da abertura é que ele causa de imediato um descolamento do escoamento, o fluido sair da abertura sem contato com o aerofólio. Para uma melhor visualização compare as linhas de corrente para o mesmo perfil (4.37), mas sem abertura, com o perfil com abertura (4.37).

Para o perfil íntegro, as linhas de corrente mesmo em situações extremas, tem o mínimo contato com o aerofólio, sendo possível identificar o ponto de separação. O mesmo não acontece para o perfil com tomada de ar, em que o escoamento já começa descolando. Isso acontece por conta da "parede virtual" que a tomada de ar proporciona, o escoamento quando pressionado contra a parede tende a

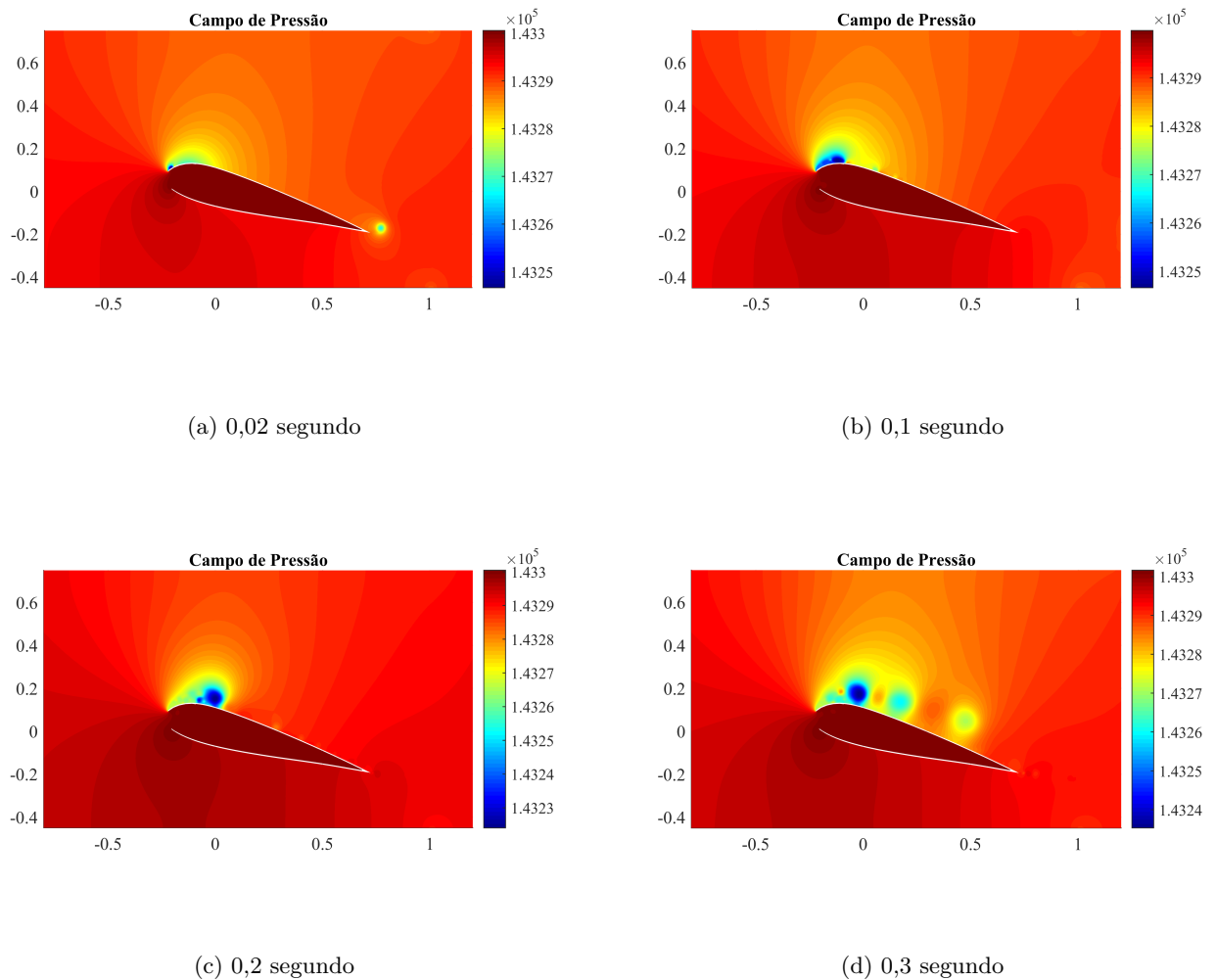


Figura 4.38: Campo de Pressão para os instantes iniciais, ângulo de ataque de 15° no aerofólio com tomada de ar

desacelerar, aumentando assim a camada limite.

Analisando os instantes iniciais agora pelo olhar de velocidade, a Figura 4.39 mostra a distribuição de velocidades ao longo do perfil. Analisando a abertura do perfil é possível ver uma pequena camada de fluido que conseguiu entrar no aerofólio. Isso é possível devido a movimentação do ponto de estagnação, quando ele se movimenta desequilibra o campo de pressão e permite a entrada de uma pequena quantidade de fluido.

Da Figura 4.38 é possível observar que dentro do aerofólio é formada a região de maior pressão do escoamento. Essa alta pressão fornece rigidez estrutural, inflando o aerofólio. Quando o aerofólio está completamente inflável a deformação estrutural é praticamente nula e segundo (FOGELL, 2014), do ponto de vista estrutural pode ser tratado como um aerofólio rígido.

(FOGELL, 2014) também cita que além de contribuir para a rigidez estrutural, a pressão de estagnação do interior do ar para o aerofólio também parece bloquear efetivamente a entrada de ar, uma vez que a inflação é alcançada. Os contornos de velocidade próximos à boca da seção da asa mostram que o fluxo não está completamente estacionário até logo após a borda de ataque inferior e, portanto, a entrada não é bloqueada até esse ponto. A partir do campo de velocidades, pode-se ver que isso significa que uma parte do fluxo pode entrar na boca do aerofólio e deve, então, mudar a direção para fluir de volta para fora da célula, uma vez que a alta pressão dentro da célula reforça essa condição.

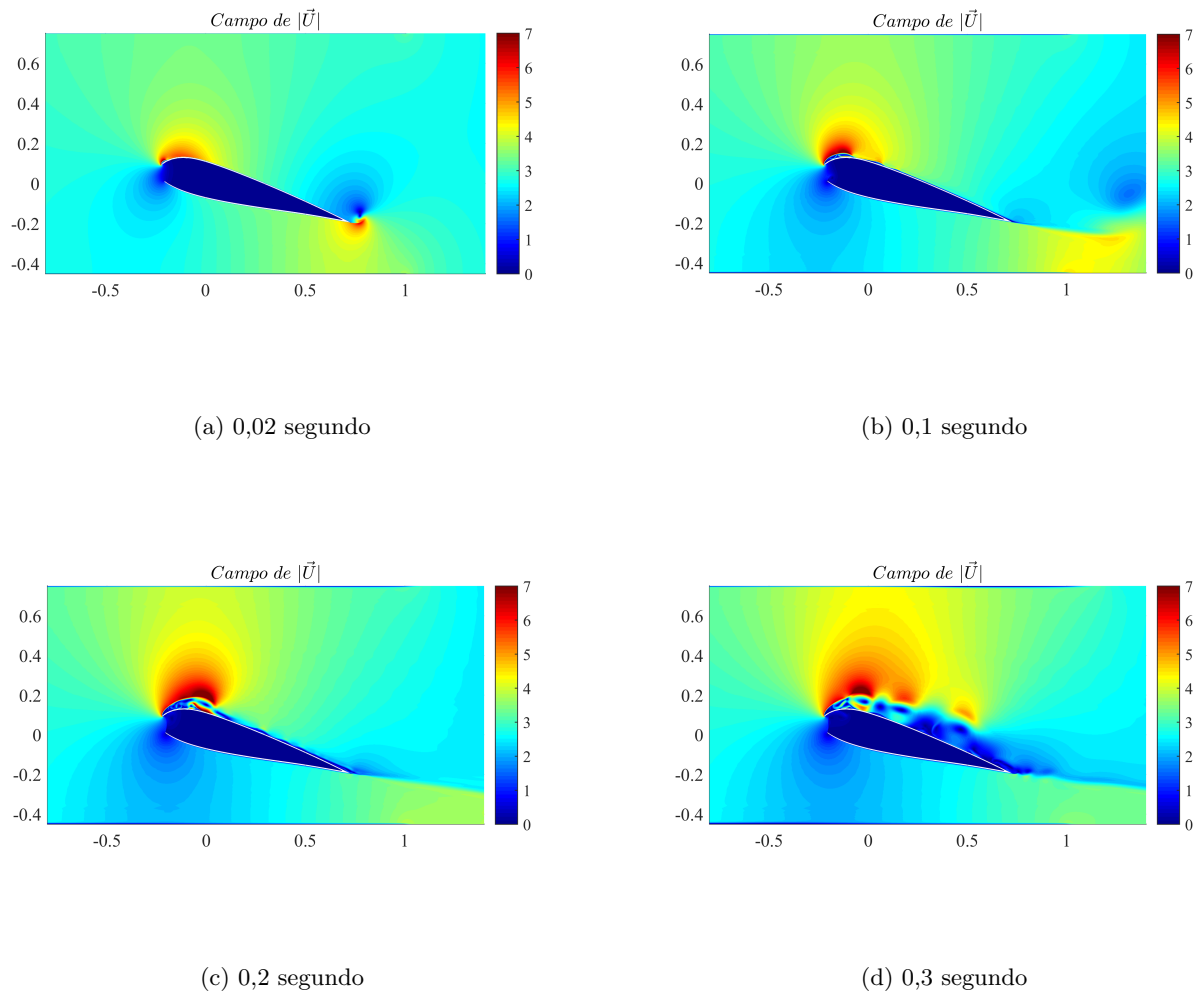


Figura 4.39: Linhas de corrente diferentes instantes de tempo, ângulo de ataque de 15° em um perfil com tomada de ar

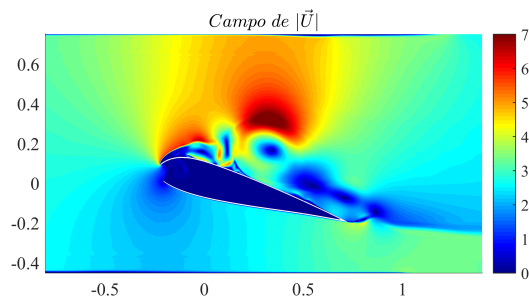
Para (MASHUD, 2006) a recirculação ocorre somente em pequenas aberturas, o comprimento de penetração seria proporcional ao tamanho da abertura na asa. Portanto nas palavras do autor: O fluxo de ar interno em si não pode ter qualquer efeito significativo na deformação das asas.

A disputa entre o escoamento interno e externo acontece durante todo o período de voo. Uma pequena camada de fluido sempre consegue penetrar o aerofólio. E em alguns momentos uma parte mais significativa fluido consegue vencer essa disputa, chegando a atingir até um terço do aerofólio com zona de recirculação, como é o caso mostrado na Figura 4.40 para a distribuição de velocidades.

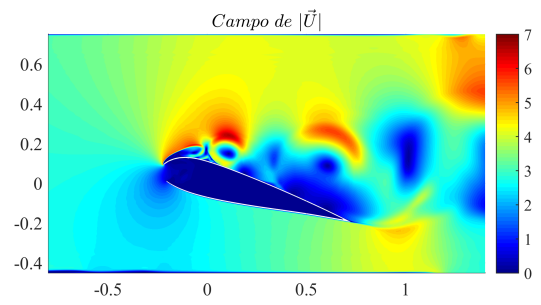
Da figura 4.40 é importante ressaltar a movimentação do ponto de estagnação, diferente do perfil do íntegro em que o ponto de estagnação permanece praticamente imóvel durante do o período do voo, tendo uma movimentação quase insignificante. O perfil com tomada de ar o ponto de estagnação não é estável, se movimentando bastante, ajudando assim na recirculação e sendo ao mesmo tempo decorrência dela.

Essa movimentação do ponto de estagnação, causa diversas perturbações no campo de velocidade e pressão. Da Figura 4.40 é possível ver essas alterações, as regiões de velocidade máxima são pelo menos duas vezes maiores do que para o perfil íntegro. Essa grande perturbação no escoamento causa uma grande variação na sustentação e no arrasto.

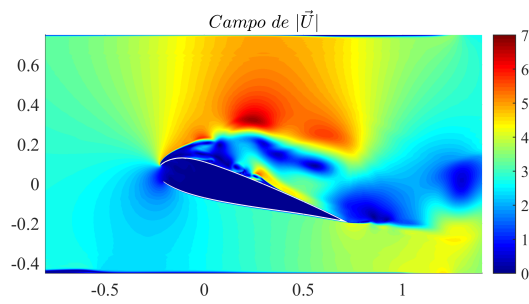
Comprovada a recirculação e o aumento de perturbações é necessário analisar como esses fatores interferem nos coeficientes de performance. Para tanto foi traçados os gráficos de coeficiente de arrasto



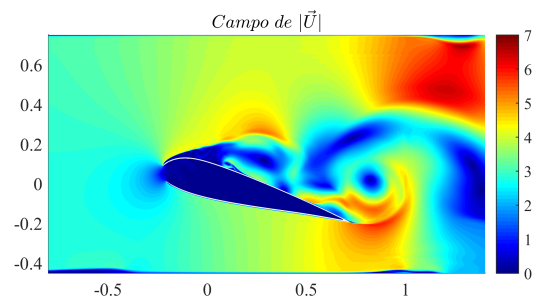
(a) 0,4 segundo



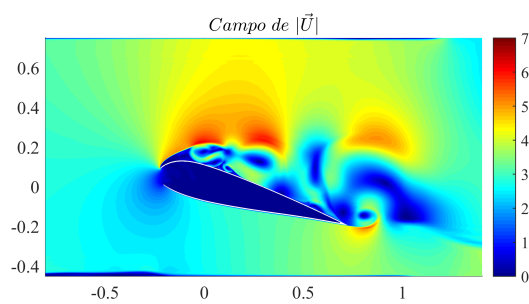
(b) 0,6 segundo



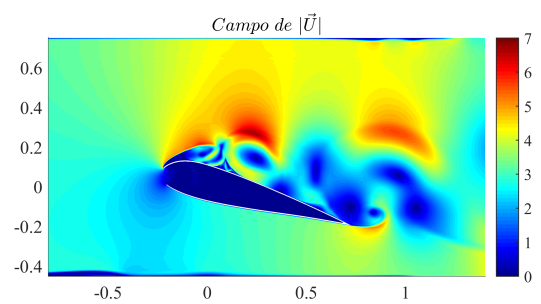
(c) 0,8 segundo



(d) 1,0 segundo



(e) 1,2 segundos



(f) 1,4 segundos

Figura 4.40: Módulo do campo de velocidades, mostrando o fenômeno da recirculação

e sustentação, mostrados nas figuras

Conforme pode ser visto nas figuras, o arrasto e a sustentação tiveram uma enorme flutuação. O coeficiente de sustentação variou de 0,3362 a 3,1322 tendo uma amplitude de 2,796, conforme mostra a tabela 14. Para o arrasto não foi diferente, também foi possível notar uma significativa flutuação.

Comparando os resultados obtidos para esse perfil, com os resultados obtidos para o perfil íntegro

Coefficiente de Arrasto ao longo do tempo para $\alpha = 15^\circ$, aerofólio com tomada de ar
CD médio: 0.73347

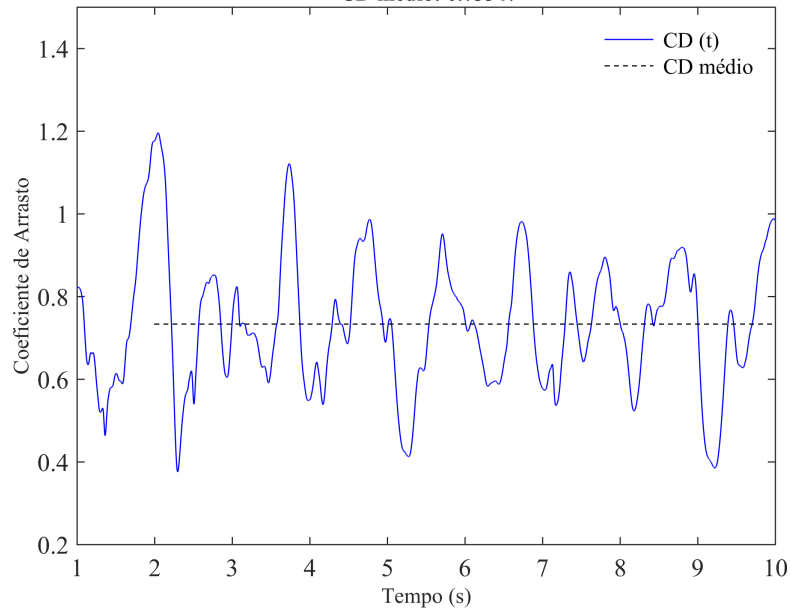


Figura 4.41: Coeficiente de Arrasto por ângulo de ataque

Coefficiente de Sustentação ao longo do tempo para $\alpha = 15^\circ$, aerofólio com tomada de ar
CL médio: 1.8847

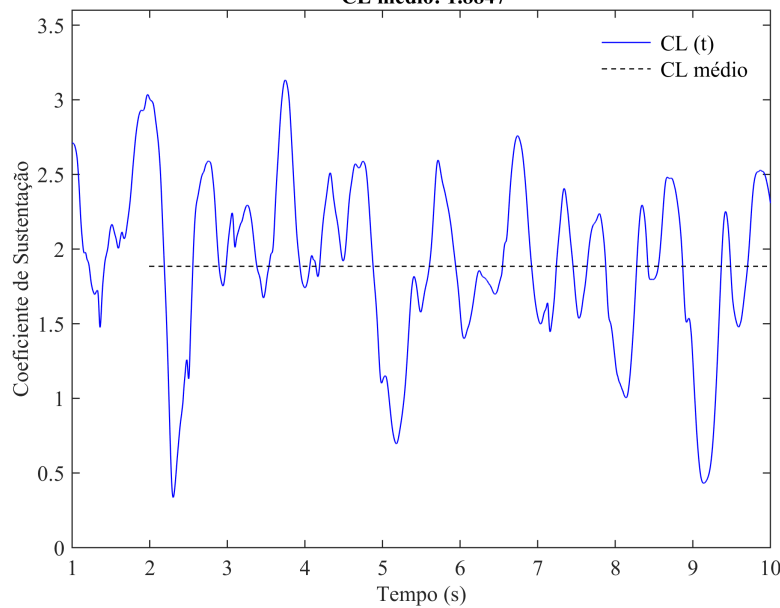


Figura 4.42: Coeficiente de Arrasto por ângulo de ataque

Tabela 14: Resultados dos coeficientes de performance para um ângulo de ataque de 15°

	Mínimo	Máximo	Médio	Varição
CD	0,3761	1,1963	0,7335	0,8202
CL	0,3362	3,1322	1,8847	2,796

de mesma angulação (Tabela 13). Podemos tirar algumas conclusões. A Tabela 15 apresenta o resumo desses dados, foi comparado a sustentação mínima para ambos os casos, pois está é a situação mais crítica. O arrasto comparado foi o máximo que esse apresenta a maior preocupação quanto a parte estrutural e quanto a gastos com combustíveis. A relação de sustentação por arrasto foi feita para os

coeficientes médios.

Tabela 15: Comparação entre o perfil com tomada de ar e o perfil íntegro.

	CD Máximo	CL Mínimo	CL/CD
Íntegro	0,5640	0,1912	2,645
Aberto	1,1963	0,3761	2,569

Conforme mostra a Tabela 15 o arrasto teve um aumento de 212%, enquanto o coeficiente de sustentação aumentou para o perfil aberto. No entanto na relação custo benefício o perfil aberto fica na desvantagem quando comparado com o perfil íntegro. O aumento na sustentação não é capaz de suprir o ônus do aumento do arrasto.

CAPÍTULO 5

CONSIDERAÇÕES FINAIS

5.1 CONCLUSÕES

Nas últimas décadas, as aplicações de asas infláveis aumentaram substancialmente, no entanto, esse crescimento não se refletiu no campo da pesquisa. Tendo poucos trabalhos sobre o tema, por muitas vezes o aerofólio inflável é tratado com os dados do aerofólio rígido. Portanto estudar sobre o tema visando demonstrar a diferença entre ambos se faz necessário.

O trabalho apresenta a simulação numérica de dois aerofólios Ascender, um rígido e o outro com tomada de ar, dentro de um túnel de vento. O domínio do túnel de vento foi considerado visando facilitar a futura comparação com dados experimentais. Devido as proporções do aerofólio não considerar o domínio do túnel de vento prejudicaria a comparação dos dados obtidos numericamente e experimentalmente.

Simular aerofólios infláveis é um campo desafiado, há dois escoamentos com características completamente diferentes, a interação fluido-estrutura interfere no escoamento. Portanto este trabalho não visou esgotar este tema, foi tratado apenas como um começo nessa longa jornada de descrever com propriedades esse complexo escoamento.

Para tanto o foco inicial se baseia na construção de malhas computacionais, na solução do problema de armazenamento de dados, na correta discretização do espaço tempo, na comparação simplificada entre os escoamentos. Temas tratados com detalhes no decorrer do trabalho.

As equações governantes são discretizadas utilizando a metodologia CFVEM. A Rotina computacional utilizada foi escrita em software Matlab e disponibilizada por (CUNHA, 2010), sendo este trabalho apenas um usuário da rotina disponibilizada. As malhas utilizadas são feitas no software Gambit, sendo o grau de refino, a quantidade de elementos do domínio e a convergência discutidas com detalhes ao longo do trabalho.

A rotina e a malha computacional foram validadas para um escoamento cruzado entre cilindros, e apresentou resultados satisfatórios quando comparada aos artigos de referência. Essas validações é apresentada com detalhes no trabalho.

Além das observações sobre o escoamento, o perfil rígido foi utilizado como base para a adaptação da rotina disponibilizada devido a sua simplicidade e menor tempo de processamento de dados, portanto foi o mais discutido ao longo do trabalho. Sendo simulado para seis diferentes configurações de ângulo de ataque, obteve resultados condizentes com a teoria. Aumentando o arrasto conforme se distancia do ângulo de ataque nulo e obtendo uma maior sustentação para ângulos de ataque maiores.

Para o perfil inflável foi simulado para um ângulo de ataque de 15° e velocidade de entrada de 3 m/s. Para essa configuração foram feitas importantes observações sobre os segundos iniciais de inflamento e sobre o aparecimento de bolhas de recirculação e como está interfere no escoamento.

Conforme apresentados nos resultados o arrasto teve um aumento de 212% com a abertura do perfil, esse grande aumento no arrasto concorda com os trabalhos anteriores sobre o tema. (FOGELL,

2014) apresenta em seu trabalho numérico um arrasto de aproximada duas vezes maior quando comparado ao perfil íntegro, o mesmo foi previsto por (BENEDETTI, 2020) por meios experimentais.

Para a sustentação o perfil aberto teve um aumento na sustentação, este fato não é comum, mas não necessariamente representa um erro. (MASHUD; UMEMURA, 2006) previu em seu trabalho que para altos ângulos de ataque a sustentação do perfil com tomada de ar igualava ou em alguns casos superava a sustentação do perfil rígido. Portanto uma melhor investigação, desde fato, utilizando outros ângulos de ataque deve ser feita.

Na razão entre coeficiente de sustentação por arrasto, o perfil aberto se mostra inferior ao perfil íntegro. O seu ganho adicional de sustentação é superado pelo ônus do arrasto. Este fato não mostra que os perfis infláveis devam ser descartados. Essas asas já são utilizadas em aplicações de engenharia, por terem vantagens no peso e no acondicionamento. Portanto devem ser estudadas visando melhorias no seu desempenho.

Algo importante a ser dito é que este trabalho trata-se apenas de primeiros resultados para esse complexo tema, portanto os resultados aqui apresentados devem ser analisados com cautela. Para uma maior precisão é necessário utilizar o perfil de turbulência e realizar as simulações em domínio tridimensional.

Este trabalho cumpriu com seus objetivos iniciais, fornecendo as primeiras comparações entre esses aerofólios. Os resultados foram condizentes com a teoria adotada. Como sugestão de trabalhos futuros recomenda-se:

- A comparação dos demais ângulos de ataque, para a verificação se as propriedades observadas continuam válidas;
- A reprodução deste trabalho em ambiente 3D;
- A consideração fluido-estrutura nas simulações;
- Aumento da ordem do termo difusivo, visando a captação de turbulência.

Referências Bibliográficas

- ANDERSON, J. D. *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica*. [S.l.]: MC Graw Hill & Bookman, 2015. Citado 3 vezes nas páginas 13, 14 e 57.
- BALIGA, B.; PATANKAR. *A New Finite Element Formulation for Convection Diffusion Problems*. [S.l.]: Numerical Heat Transfer, 1980. Citado na página 16.
- BALIGA, B. R. *A Control-Volume Based Finite Element Method for Convective Heat and Mass Transfer*. [S.l.]: Thesis, University of Minnesota, Minneapolis, 1978. . Citado na página 16.
- BARLOW, B.; RAE, W. *Low Speed Wind Tunnel Testing 3rd edition*. [S.l.]: John Wiley Sons, 1999. Citado na página 15.
- BENEDETTI, M. *Development of Flight Test Instrumentation for Inflatable Wings and Aerodynamic Characterization Through Local Pressure Differential Analysis*. [S.l.]: Tese de Doutorado Universidade de Brasília, 2020. . Citado 8 vezes nas páginas iii, vi, 1, 2, 5, 6, 7 e 72.
- BRUNETTI, F. *Mecânica dos Fluidos*. [S.l.]: Person, 2011. Citado 3 vezes nas páginas 10, 13 e 14.
- CUNHA, F. *Modelo Matemático para estudo de processos reativos de partículas de carvão e biomassa*. [S.l.]: Tese de Doutorado Universidade de Brasília, 2010. . Citado 10 vezes nas páginas iii, 6, 8, 17, 18, 19, 20, 21, 23 e 71.
- CUNHA, F.; VERAS, C. *Solução Numérica de Advecção/Difusão de um pulso para comparação de duas funções de interpolação*. [S.l.]: POSMEC, 2006. Simpósio de Pós-Graduação em engenharia mecânica . Citado na página 16.
- FOGELL, N. *Fluid-Structure Interaction Simulations of the Inflated Shape of Ram-Air Parachutes*. [S.l.]: Ph.D. Thesis, Imperial College London, London, UK,, 2014. . Citado 7 vezes nas páginas iii, 1, 2, 3, 4, 66 e 72.
- FORNBERG, B. *A numerical study of steady viscous*. [S.l.]: Journal of Fluid Mechanics, 1980. . Citado na página 21.
- HUCHO, W. H. *Aerodynamics of Road Vehicles: From Fluid Mechanics to Vehicles Engineering*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 1987. Citado na página 15.
- MACÍAS, M. *ESTUDO EXPERIMENTAL EM TÚNEL DE VENTO DE TURBINAS DE EIXO HORIZONTAL*. [S.l.]: DISSERTAÇÃO DE MESTRADO, 2016. . Citado 2 vezes nas páginas iii e 27.
- MALISKA, C. *Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional*. [S.l.: s.n.], 2004. ISBN 978-85-216-1396. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 17.
- MASHUD, C. M.; UMEMURA, A. *Melhoria nas Características Aerodinâmicas de um Canopy de asa de parapente*. [S.l.]: Trans.Japan Soc. Aero. Space, 2006. . Citado na página 72.
- MASHUD, M. U. *A. Improvement in Aerodynamic Characteristics of a Paraglider Wing Canopy*. [S.l.]: Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., 2006. . Citado 4 vezes nas páginas iii, 1, 2 e 67.
- MAVRIPLIS, D. J. *Adaptive Mesh Generation for Viscous Flows Using Delaunay Triangulation*. [S.l.]: Journal of Comp. Physics, 1990. . Citado na página 16.

- MOHAMMADI, M. A.; JOHARI, H. *Computation of Flow over a High Performance Parafoil*. [S.l.]: 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2009. . Citado 3 vezes nas páginas iii, 2 e 3.
- SCHNEIDER, F.; MALISKA, C. *Um Esquema Numérico para Escoamentos Bidimensionais Incompressíveis empregando malhas não-estruturadas*. . Citado 3 vezes nas páginas iii, 16 e 17.
- STRICKLAND, J. H.; HIGUCHI, H. *Parachute Aerodynamics: An Assessment of Prediction Capability*. [S.l.]: Journal of Aircraft, 33(2):241252, 1996. . Citado na página 2.
- TAYLOR, A. P. *An investigation of the apparent mass of parachutes under post inflation dynamic loading through the use of fluid structure interaction simulations*. [S.l.]: In 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Monterey, USA, 2003. . Citado na página 1.
- T.MCDONALD, R. W. . A. *Introdução a mecânica dos fluidos*. [S.l.]: LTC, 2001. . Citado na página 11.
- TUTT R. CHARLES, S. R. B.; NOETSCHER, G. *Development of Parachute Simulation Techniques in LS-DYNA*. [S.l.]: In 11th International LS-DYNA Users Conference, Detroit, USA, 2010. . Citado na página 2.
- WHITE, F. M. *Mecânica dos Fluidos*. [S.l.]: Hill & Bookman, 2010. . Citado 2 vezes nas páginas 10 e 12.
- ÇENGEL, J. M. Y. A. *Mecânica dos Fluidos- Fundamentos e aplicações*. [S.l.]: Hill & Bookman, 2007. . Citado 6 vezes nas páginas 11, 12, 13, 14, 28 e 57.

