



**SIMULAÇÕES NUMÉRICAS
EM CÓDIGO ABERTO
DE ESCOAMENTOS TURBULENTOS SOBRE
ASAS MULTIELEMENTO EM EFEITO SOLO
PARA GERAÇÃO DE DOWNFORCE**

MATHEUS RIBEIRO VIDAL

PROJETO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

FACULDADE DE TECNOLOGIA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**SIMULAÇÕES NUMÉRICAS
EM CÓDIGO ABERTO
DE ESCOAMENTOS TURBULENTOS SOBRE
ASAS MULTIELEMENTO EM EFEITO SOLO
PARA GERAÇÃO DE DOWNFORCE**

MATHEUS RIBEIRO VIDAL

**Orientador: PROF. DR. BRAULIO GUTIERREZ PIMENTA,
ENM/UNB**

PROJETO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**PUBLICAÇÃO ENM.PG
BRASÍLIA-DF, 26 DE JULHO DE 2023.**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**SIMULAÇÕES NUMÉRICAS
EM CÓDIGO ABERTO
DE ESCOAMENTOS TURBULENTOS SOBRE
ASAS MULTIELEMENTO EM EFEITO SOLO
PARA GERAÇÃO DE DOWNFORCE**

MATHEUS RIBEIRO VIDAL

PROJETO DE GRADUAÇÃO SUBMETIDO AO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA, COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE ENGENHEIRO MECÂNICO.

APROVADA POR:

Prof. Dr. Braulio Gutierrez Pimenta, ENM/UnB
Orientador

Prof. Dr. Adriano Possebon Rosa, ENM/UnB
Examinador interno

Prof. Dr. Roberto Francisco Bobenrieth Miserda, ENM/UnB
Examinador interno

BRASÍLIA, 26 DE JULHO DE 2023.

FICHA CATALOGRÁFICA

MATHEUS RIBEIRO VIDAL

Simulações Numéricas em Código Aberto de Escoamentos Turbulentos sobre Asas Multielemento em Efeito Solo para Geração de Downforce

2023, 228p., 201x297 mm

(ENM/FT/UnB, Engenheiro Mecânico, Engenharia Mecânica, 2023)

Projeto de Graduação - Universidade de Brasília

Faculdade de Tecnologia - Departamento de Engenharia Mecânica

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

MATHEUS RIBEIRO VIDAL (2023) Simulações Numéricas em Código Aberto de Escoamentos Turbulentos sobre Asas Multielemento em Efeito Solo para Geração de Downforce. Projeto de Graduação em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 228p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Matheus Ribeiro Vidal

TÍTULO: Simulações Numéricas em Código Aberto de Escoamentos Turbulentos sobre Asas Multielemento em Efeito Solo para Geração de Downforce.

GRAU: Engenheiro Mecânico ANO: 2023

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias deste projeto de graduação e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor se reserva a outros direitos de publicação e nenhuma parte deste projeto de graduação pode ser reproduzida sem a autorização por escrito do autor.

Matheus Ribeiro Vidal
vidal.enm@gmail.com

Agradecimentos

Gostaria de agradecer, primeiramente, à minha família, pedra fundamental no meu desenvolvimento acadêmico, profissional e pessoal. Ao meu pai, Marcelo, minha mãe, Claudia, e Lucas, meu irmão, vocês sempre estiveram ao meu lado, e o suporte e encorajamento que vocês me oferecem foram de essencial importância para que eu pudesse não apenas me dedicar a este trabalho, mas também começar a construir minha vida profissional.

Quero também agradecer à minha melhor amiga e parceira de vida, Verônica. Seu carinho e compreensão em todos os momentos me motivam a trabalhar por nosso futuro juntos. Seu apoio nos últimos meses, principalmente, foi um dos principais fatores que possibilitaram que eu finalizasse este trabalho da melhor maneira.

Naturalmente, este trabalho não teria sido realizado sem a diligente orientação do meu professor orientador, Braulio Gutierrez Pimenta. Agradeço por esclarecer minhas dúvidas, pelas conversas entusiasmadas sobre motorsport e Fórmula 1 e, principalmente, por ter me aceitado como orientando e auxiliado nesta introdução à atividade acadêmica e ao CFD.

Agradeço também à banca avaliadora do meu projeto de graduação, composta pelos professores Adriano Rosa e Roberto Miserda, pelas sugestões, correções e ideias apresentadas ao longo deste trabalho, as quais ajudaram a esculpir este relatório para a melhor forma possível.

Aos meus colegas que se tornaram estimados amigos, Eduardo Folster, Valter Gonzaga, Ana Luíza Maia e Lúcio Starling, agradeço pelo companheirismo, trabalhos em equipe, conselhos e conversas. Vocês foram a melhor parte da minha vida universitária.

Por fim, agradeço a todos que fizeram parte direta ou indiretamente da minha jornada na Universidade de Brasília: amigos, familiares, colegas e docentes. São pessoas que já faziam ou agora também fazem parte da minha história e, de uma forma ou de outra, moldaram a pessoa que sou hoje.

Obrigado.

Matheus Ribeiro Vidal

"Science is more than a body of knowledge.

It's a way of thinking.

*A way of skeptically interrogating the universe with
a fine understanding of human fallibility."*

— Carl Sagan

Resumo

Este trabalho apresenta o estabelecimento e a validação de um ciclo completo de simulações em dinâmica dos fluidos computacional, utilizando ferramentas de código aberto (*open-source*). O objetivo principal é demonstrar a viabilidade e a confiabilidade de se utilizar ferramentas de código aberto para simular fenômenos fluidodinâmicos complexos. Para alcançar esse objetivo, o ciclo de simulações é estabelecido utilizando os programas: SALOME para geração de malhas e pré-processamento, SU2 para cálculos numéricos e Paraview para visualização dos resultados.

A geometria escolhida para a validação deste ciclo de simulação é a geometria dos experimentos da tese de doutorado de Zerihan (2001), que consiste em uma asa frontal de um carro de Fórmula 1 dentro de um túnel de vento. O caso foi modelado em *software CAD*, foram geradas malhas tridimensionais e feitas simulações com o intuito de comparar os valores dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais obtidos com a literatura.

A metodologia empregada durante o ciclo de simulações é descrita em detalhes, com justificativas por decisões tomadas e observações sobre o fluxo de trabalho nos programas utilizados. Os resultados deste trabalho mostram uma boa capacidade de captura de fenômenos aerodinâmicos complexos e definem uma abordagem confiável para a solução de problemas em dinâmica dos fluidos computacional.

Palavras-Chave: Dinâmica dos Fluidos Computacional; Aerodinâmica; SALOME; SU2; Código Aberto, Fórmula 1.

Abstract

This work presents the establishment and validation of a complete cycle of computational fluid dynamics simulations using open-source tools. The main objective is to demonstrate the feasibility and reliability of using open-source tools to simulate complex fluid dynamic phenomena. To achieve this goal, the simulation cycle is established using the following programs: SALOME for mesh generation and pre-processing, SU2 for numerical calculations, and Paraview for results and data visualization.

The chosen geometry for validating this simulation cycle is the geometry of the experiments in the doctoral thesis by Zerihan (2001), which consists of a Formula 1 car's front wing inside a wind tunnel. The case was modeled in CAD software, three-dimensional meshes were generated, and simulations were conducted to compare the values of the dimensionless aerodynamic coefficients obtained with the literature.

The methodology employed during the simulation cycle is described in detail, with justifications for decisions made and observations on the workflow in the programs used. The results of this work demonstrate a good capability to capture complex aerodynamic phenomena and establish a reliable approach for solving problems in computational fluid dynamics.

Keywords: Computational Fluid Dynamics; Aerodynamics; SALOME; SU2; Open-Source; Formula 1.

SUMÁRIO

1	Introdução	1
1.1	MOTIVAÇÃO	1
1.2	ESTRUTURA DO TRABALHO	3
1.3	OBJETIVOS	4
2	Arcabouço Teórico: Mecânica dos Fluidos e Aerodinâmica	5
2.1	FORÇAS E MOMENTOS AERODINÂMICOS.....	5
2.2	EQUAÇÕES GOVERNANTES	7
2.2.1	EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE	8
2.2.2	EQUAÇÃO DA QUANTIDADE DE MOVIMENTO	9
2.2.3	EQUAÇÃO DA ENERGIA	10
2.3	GRUPOS ADIMENSIONAIS DE INTERESSE	12
2.3.1	O NÚMERO DE REYNOLDS.....	12
2.3.2	OS COEFICIENTES AERODINÂMICOS.....	13
2.4	CAMADA LIMITE DE VELOCIDADE.....	14
2.4.1	DESCOLAMENTO DE CAMADA LIMITE.....	14
2.4.2	ESPESSURA DE CAMADA LIMITE.....	15
2.5	AERODINÂMICA DE CARROS DE CORRIDA.....	16
2.5.1	ELEMENTOS AERODINÂMICOS DE UM CARRO DE CORRIDA	16
2.6	ESCOAMENTOS TURBULENTOS	18
3	Arcabouço Teórico: Métodos Computacionais para Mecânica dos Fluidos.....	20
3.1	O MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS.....	20
3.2	O PROCESSO DE TRABALHO EM DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL.....	23
3.2.1	PRÉ-PROCESSAMENTO.....	23
3.2.2	SIMULAÇÃO.....	23
3.2.3	PÓS-PROCESSAMENTO	23
3.3	FERRAMENTAS DE CÓDIGO ABERTO	23
3.4	MODELAGEM DE ESCOAMENTOS TURBULENTOS.....	24
3.4.1	MODELAGEM DIRETA (DNS)	24

3.4.2	MODELAGEM POR EQUAÇÕES DE NAVIER-STOKES FILTRADAS (LES)	24
3.4.3	MODELAGEM POR EQUAÇÕES MÉDIAS DE REYNOLDS (RANS) ..	26
3.4.4	O MODELO DE TURBULÊNCIA SST	27
4	Metodologia de Projeto	29
4.1	PROPOSTA DO PROJETO	29
4.1.1	APRESENTAÇÃO DOS PROGRAMAS UTILIZADOS.....	29
4.1.2	OBSERVAÇÕES SOBRE OS PROGRAMAS UTILIZADOS	31
4.2	MODELAGEM DA GEOMETRIA DE ZERIHAN	31
4.2.1	COLETA E TRATAMENTO DOS DADOS DE ZERIHAN	32
4.2.2	MODELAGEM TRIDIMENSIONAL DO VOLUME DE AR DENTRO DO TÚNEL DE VENTO.....	32
4.2.3	MODELAGEM TRIDIMENSIONAL DA ASA FRONTAL NO INFINITO ..	36
4.3	PRÉ-PROCESSAMENTO.....	37
4.3.1	DETERMINAÇÃO DA GEOMETRIA PARA AS CONDIÇÕES DE CONTORNO DO PROBLEMA.....	37
4.3.2	CONFIGURAÇÃO DE MALHA - ALGORITMO APLICADO	38
4.3.3	CONFIGURAÇÃO DE MALHA - HIPÓTESE APLICADA	39
4.4	SIMULAÇÃO E PÓS-PROCESSAMENTO	39
4.4.1	O CLUSTER AMADEA.....	40
4.4.2	CONFIGURAÇÃO DOS ARQUIVOS DE CONFIGURAÇÃO .CFG	40
4.4.3	METODOLOGIA DA ANÁLISE DE DADOS E DOS RESULTADOS	41
5	Resultados e Análise	43
5.1	RESULTADOS DO PRÉ-PROCESSAMENTO	43
5.1.1	CASOS HX	43
5.1.2	CASO HINF	44
5.2	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS E DO PÓS- PROCESSAMENTO	45
5.2.1	CASOS HX	45
5.2.2	VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS	49
5.2.3	CASO HINF	53
6	Conclusão.....	56
6.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	57
Referências Bibliográficas.....		58
Anexos		60
I Dados de coordenadas dos pontos dos perfis de asa		61

II Resultados Experimentais de Zerihan para CD e CL.....	64
Apêndices	65
A Visualizações das Malhas Geradas	66
B Gráficos de Convergência das Simulações	79
C Comparativo dos Resultados de Simulação com os Resultados Experimentais de Zerihan	88
D Visualizações de Velocidade - Plano xy	92
E Visualizações de Velocidade - Plano yz - Visão Geral	105
F Visualizações de Velocidade - Plano yz - Detalhe dos Vórtices de Ponta de Asa.....	118
G Visualizações 3D das linhas de corrente.....	131
H Visualizações de Pressão - Plano xy	144
I Visualizações de Pressão - Plano yz	157
J Tabela de Cálculo e Tratamento de Dados dos Perfis de Asa de Zerihan.....	170
K Códigos em Python Desenvolvidos para Análise dos Dados de Simulação	172
K.1 MONITORADOR E GERADOR DE GRÁFICOS DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS AO LONGO DAS ITERAÇÕES	172
K.2 GERADOR DE GRÁFICOS COMPARATIVOS COM OS DADOS DE ZERIHAN	182
L Código dos Arquivos de Configuração do SU2	197
L.1 CASO MODELO HX	197
L.2 CASO HINF	212

LISTA DE FIGURAS

1.1	Mercedes W196, pilotada por Juan Manuel Fangio em 1954	2
1.2	McLaren M7A, pilotada por Bruce McLaren em 1969	2
1.3	Metodologias experimentais de obtenção de dados aerodinâmicos	3
1.4	Red Bull RB9, pilotada por Sebastian Vettel em 2013.....	3
2.1	Forças devido à pressão e ao cisalhamento na superfície de um aerofólio. Fonte: (ANDERSON, 2017)	6
2.2	Forças e Momentos Aerodinâmicos. Fonte:(HOUGHTON et al., 2017)....	7
2.3	Representação das camadas limites de velocidade e de temperatura em uma parede. Fonte: (ANDERSON, 2017)	14
2.4	Visualização de camada limite de velocidade em experimento com bolhas de hidrogênio. Fonte: (SMITS; LIM, 2012)	15
2.5	Visualização de descolamento camada limite de velocidade em experi- mento de escoamento em torno de um corpo rombudo. Fonte: (SMITS; LIM, 2012)	15
2.6	Funções da asa dianteira de um carro monoposto. Fonte: (KATZ, 1995) .	16
2.7	Asa dianteira do carro modelo de regulamentação técnica para a tem- porada de 2022	17
2.8	Carros McLaren e Ferrari, temporada de 1998	17
2.9	Linhas de corrente por um perfil de asa multielemento. Adaptado de: (TREMAYNE, 2009)	18
2.10	Visualização de escoamento turbulento. Fonte: (DYKE, 2008)	19
3.1	Função do método numérico. Fonte: (MALISKA, 2023)	21
3.2	MVF por metodologia de resolução <i>Cell-Center</i> . Fonte: (MALISKA, 2023)	22
3.3	Papel das Condições de contorno na resolução por volumes finitos. Fonte: (MALISKA, 2023)	22
3.4	Comparativo de metodologias de modelagem de turbulência.....	24
3.5	Representação esquemática dos tamanhos mínimos de <i>eddys</i> nos modelos DNS e LES. Fonte: (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020)	25
3.6	Gráfico exemplo das diferenças da variação de velocidade em um ponto no escoamento nos modelos DNS e LES. Fonte: (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020)	25

3.7 Gráfico exemplo das componentes da velocidade em um ponto em um escoamento permanente no modelo RANS. Fonte: (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020)	26
4.1 Tyrrell 026, temporada de 1998.	32
4.2 Experimento de Zerihan. Fonte: (ZERIHAN, 2001)	33
4.3 Figura 1 de Zerihan (2001).....	33
4.4 Posicionamento das <i>endplates</i> de acordo com a Figura 1 de Zerihan (2001)	34
4.5 Geometria da Asa Frontal	34
4.6 Perfil do Túnel de Vento	35
4.7 Exemplo de definição da altura da asa, no caso $h = 50\ mm$	35
4.8 Geometria do volume de ar dentro do túnel de vento	36
4.9 Geometria do volume de ar dentro do túnel de vento com volume de refinamento local no SALOME.....	36
4.10 Geometria do volume de ar ao redor da asa frontal, no caso <i>hinf</i>	37
4.11 Árvore de arquivo de malha do módulo <i>Mesh</i> no SALOME.....	38
4.12 Estado de visualização do ParaView para velocidade, pressão e linhas de corrente.....	42
5.1 Comparação das malhas dos casos h50 e h110	44
5.2 Malha de inflação para captura da camada limite.....	44
5.3 Malha do caso <i>hinf</i>	45
5.4 Comparação da convergência dos casos h35 e h130 para CD, CL e CSF ..	47
5.5 Visualização de velocidade do escoamento do caso h20 no plano xy e yz .	47
5.6 Visualização de velocidade do escoamento do caso h45 no plano xy e yz .	48
5.7 Visualização de velocidade do escoamento do caso h225 no plano xy e yz	48
5.8 Visualização da formação de vórtices de ponta de asa no caso h17	48
5.9 Visualização de pressão do escoamento do caso h40 no plano xy e yz	49
5.10 Validação do coeficiente de arrasto.....	50
5.11 Validação do coeficiente de sustentação	52
5.12 Comparativo da razão entre os coeficientes adimensionais.	53
5.13 Convergência do caso <i>hinf</i> para CD, CL e CSF ao longo das iterações	54
5.14 Visualização de velocidade do escoamento do caso <i>hinf</i> no plano xy e yz .	55
5.15 Visualizações do caso <i>hinf</i> : detalhe da velocidade no plano yz e visualização 3D do escoamento com vórtices de ponta de asa	55
5.16 Visualizações de pressão do caso <i>hinf</i> : plano xy e plano yz.....	55
A.1 Malha do caso h17.....	66
A.2 Malha do caso h20.....	67
A.3 Malha do caso h22.....	67
A.4 Malha do caso h25.....	68
A.5 Malha do caso h27.....	68

A.6	Malha do caso h30.....	69
A.7	Malha do caso h32.....	69
A.8	Malha do caso h35.....	70
A.9	Malha do caso h37.....	70
A.10	Malha do caso h40.....	71
A.11	Malha do caso h45.....	71
A.12	Malha do caso h50.....	72
A.13	Malha do caso h60.....	72
A.14	Malha do caso h70.....	73
A.15	Malha do caso h80.....	73
A.16	Malha do caso h85.....	74
A.17	Malha do caso h90.....	74
A.18	Malha do caso h95.....	75
A.19	Malha do caso h100	75
A.20	Malha do caso h110	76
A.21	Malha do caso h120	76
A.22	Malha do caso h130	77
A.23	Malha do caso h150	77
A.24	Malha do caso h225	78
B.1	Convergência do caso h17 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	79
B.2	Convergência do caso h20 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	79
B.3	Convergência do caso h22 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	80
B.4	Convergência do caso h25 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	80
B.5	Convergência do caso h27 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	80
B.6	Convergência do caso h30 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	81
B.7	Convergência do caso h32 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	81
B.8	Convergência do caso h35 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	81
B.9	Convergência do caso h37 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	82
B.10	Convergência do caso h40 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	82
B.11	Convergência do caso h45 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	82
B.12	Convergência do caso h50 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	83
B.13	Convergência do caso h60 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	83
B.14	Convergência do caso h70 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	83
B.15	Convergência do caso h80 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	84
B.16	Convergência do caso h85 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	84
B.17	Convergência do caso h90 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	84
B.18	Convergência do caso h95 para CD, CL e CSF ao longo das iterações.....	85
B.19	Convergência do caso h100 para CD, CL e CSF ao longo das iterações ...	85
B.20	Convergência do caso h110 para CD, CL e CSF ao longo das iterações ...	85
B.21	Convergência do caso h120 para CD, CL e CSF ao longo das iterações ...	86

B.22	Convergência do caso h130 para CD, CL e CSF ao longo das iterações ...	86
B.23	Convergência do caso h150 para CD, CL e CSF ao longo das iterações ...	86
B.24	Convergência do caso h225 para CD, CL e CSF ao longo das iterações ...	87
C.1	Coeficiente de arrasto sobre altura adimensionalizada h/c	90
C.2	Coeficiente de sustentação sobre altura adimensionalizada h/c	91
D.1	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h17.....	92
D.2	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h20.....	93
D.3	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h22.....	93
D.4	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h25.....	94
D.5	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h27.....	94
D.6	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h30.....	95
D.7	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h32.....	95
D.8	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h35.....	96
D.9	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h37.....	96
D.10	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h40.....	97
D.11	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h45.....	97
D.12	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h50.....	98
D.13	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h60.....	98
D.14	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h70.....	99
D.15	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h80.....	99
D.16	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h85.....	100
D.17	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h90.....	100
D.18	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h95.....	101
D.19	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h100	101
D.20	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h110	102
D.21	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h120	102
D.22	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h130	103
D.23	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h150	103
D.24	Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h225	104
E.1	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h17.....	105
E.2	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h20.....	106
E.3	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h22.....	106
E.4	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h25.....	107
E.5	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h27.....	107
E.6	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h30.....	108
E.7	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h32.....	108
E.8	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h35.....	109
E.9	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h37.....	109
E.10	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h40	110

E.11	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h45	110
E.12	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h50	111
E.13	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h60	111
E.14	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h70	112
E.15	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h80	112
E.16	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h85	113
E.17	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h90	113
E.18	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h95	114
E.19	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h100	114
E.20	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h110	115
E.21	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h120	115
E.22	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h130	116
E.23	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h150	116
E.24	Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h225	117
F.1	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h17	118
F.2	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h20	119
F.3	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h22	119
F.4	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h25	120
F.5	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h27	120
F.6	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h30	121
F.7	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h32	121
F.8	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h35	122
F.9	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h37	122
F.10	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h40	123
F.11	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h45	123
F.12	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h50	124
F.13	Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mos- trando os vórtices de ponta de asa do caso h60	124

F.14 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h70	125
F.15 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h80	125
F.16 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h85	126
F.17 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h90	126
F.18 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h95	127
F.19 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h100	127
F.20 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h110	128
F.21 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h120	128
F.22 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h130	129
F.23 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h150	129
F.24 Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h225	130
G.1 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h17	131
G.2 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h20	132
G.3 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h22	132
G.4 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h25	133
G.5 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h27	133
G.6 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h30	134
G.7 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h32	134
G.8 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h35	135
G.9 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h37	135

G.10 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h40	136
G.11 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h45	136
G.12 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h50	137
G.13 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h60	137
G.14 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h70	138
G.15 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h80	138
G.16 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h85	139
G.17 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h90	139
G.18 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h95	140
G.19 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h100	140
G.20 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h110	141
G.21 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h120	141
G.22 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h130	142
G.23 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h150	142
G.24 Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h225	143
H.1 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h17	144
H.2 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h20	145
H.3 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h22	145
H.4 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h25	146
H.5 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h27	146
H.6 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h30	147
H.7 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h32	147
H.8 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h35	148
H.9 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h37	148
H.10 Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h40	149

H.11	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h45.....	149
H.12	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h50.....	150
H.13	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h60.....	150
H.14	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h70.....	151
H.15	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h80.....	151
H.16	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h85.....	152
H.17	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h90.....	152
H.18	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h95.....	153
H.19	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h100	153
H.20	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h110	154
H.21	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h120	154
H.22	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h130	155
H.23	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h150	155
H.24	Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h225	156
I.1	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h17.....	157
I.2	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h20	158
I.3	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h22	158
I.4	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h25	159
I.5	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h27	159
I.6	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h30	160
I.7	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h32	160
I.8	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h35	161
I.9	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h37	161
I.10	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h40	162
I.11	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h45	162
I.12	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h50	163
I.13	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h60	163
I.14	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h70	164
I.15	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h80	164
I.16	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h85	165
I.17	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h90	165
I.18	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h95	166
I.19	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h100	166
I.20	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h110	167
I.21	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h120	167
I.22	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h130	168
I.23	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h150	168
I.24	Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h225	169
J.1	Planilha de cálculo, dados relativos à Main Wing.....	170
J.2	Planilha de cálculo, dados relativos à Flap Wing.....	171

LISTA DE TABELAS

4.1	Programas Utilizados no Projeto	29
4.2	Descrição das geometrias para condições de contorno	37
4.3	Tamanhos especificados de elementos da malha de acordos com zona de refinamento local.....	39
5.1	Informações gerais sobre as malhas resultantes do pré-processamento.	43
5.2	Propriedades da malha do caso hinf	45
5.3	Desvio padrão da convergência ao longo das iterações de cada caso.....	46
5.4	Coeficientes Lineares das Retas de Tendência do Arrasto	50
5.5	Coeficientes Lineares das Retas de Tendência da Sustentação	51
5.6	Desvio padrão dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais ao longo das iterações do caso hinf.....	54
5.7	Coeficientes aerodinâmicos adimensionais médios do caso hinf	54
I.1	Dados coletados para a posição adimensionalizada de pontos no perfil de asa da Flap Wing. Fonte: (ZERIHAN, 2001)	61
I.2	Dados coletados para a posição adimensionalizada de pontos no perfil de asa da Main Wing. Fonte: (ZERIHAN, 2001)	63
II.1	Resultados dos coeficientes adimensionais aerodinâmicos CD e CL obtidos experimentalmente. FONTE:(ZERIHAN, 2001), retirados utilizando o programa <i>xyscan</i>	64
C.1	Comparativo dos resultados das simulações com os experimentos de Zerihan (2001)	89

LISTA DE CÓDIGOS FONTE

K.1	history_scraping.py	172
K.2	results_plotter.py.....	182
L.1	hx.cfg	197
L.2	hinf.cfg.....	212

LISTA DE TERMOS E SIGLAS

α	Ângulo de ataque
β	Propriedade Intensiva Qualquer do Fluido
Δm_{CD}	Erro Percentual de Similaridade entre Dados Numéricos e Experimentais do Arrasto
Δm_{CL}	Erro Percentual de Similaridade entre Dados Numéricos e Experimentais da Sustentação
δ	Espessura de Camada Limite
μ	Coeficiente de Viscosidade Dinâmica
ν	Coeficiente de Viscosidade Cinemática
$\bar{\phi}$	Valor médio de variável em modelagem RANS
Φ	Função de Dissipação
ϕ'	Valor particular flutuante de variável em modelagem RANS
ρ	Massa Específica
ρ_∞	Massa Específica do Escoamento Livre
τ	Tensão Cisalhante
\vec{g}	Vetor Gravidade
\vec{n}	Vetor Normal à Superfície do Volume de Controle
\vec{q}	Vetor Difusivo de Energia Interna
\vec{u}	Velocidade Vetorial
B	Uma Propriedade Qualquer do Fluido
C_D	Coeficiente Adimensional de Arrasto
C_L	Coeficiente Adimensional de Sustentação

C_M	Coeficiente Adimensional de Momento
C_P	Coeficiente Adimensional de Pressão
D	Drag
e	Energia Interna Intensiva
E_t	Energia Total por Unidade de Volume
F_{aero}	Força Aerodinâmica
gs_{CD}	Grau de Similaridade Percentual entre Dados Numéricos e Experimentais do Arrasto
gs_{CL}	Grau de Similaridade Percentual entre Dados Numéricos e Experimentais da Sustentação
h	Altura da Asa com Relação ao Chão (Ground Height)
k_t	Coeficiente de Difusão Térmica
L	Lift
L_R	Roll
L_{car}	Escala Característica de Comprimento
M	Pitch
m	Massa
$m_{CD;exp}$	Coeficiente Linear de Reta de Tendência do Arrasto Experimental
$m_{CD;sim}$	Coeficiente Linear de Reta de Tendência do Arrasto Numérico
$m_{CL;exp}$	Coeficiente Linear de Reta de Tendência da Sustentação Experimental
$m_{CL;sim}$	Coeficiente Linear de Reta de Tendência da Sustentação Numérica
N	Yaw
p	Pressão
p_∞	Pressão Característica do Escoamento
P_{ij}	Tensor de Tensões
Q	Calor Gerado Por Agentes Externos por Unidade de Volume
q	Calor intensivo Gerado Por Agentes Externos por Unidade de Volume

q_∞	Pressão Dinâmica
R_e	Número do Reynolds
S	Fronteira do Volume de Controle
S_{car}	Superfície Característica do Corpo
T	Temperatura
t	Tempo
u_∞	Escala Característica de Velocidade
V	Volume
Y	Cross-Wind
c	Corda
CFD	Computational Fluid Dynamics
CSF	Coeficiente de Força Lateral
DNS	<i>Direct Numerical Simulation</i> ou Modelagem Direta de Turbulência
ED	Equação Diferencial
FIA	<i>Fédération Internationale de l'Automobile</i>
LES	<i>Large Eddy Simulations</i> ou Equações de Navier-Stokes Filtradas
MVF	Método dos Volumes Finitos
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations</i> ou Equações Médias de Reynolds
SST	Shear Stress Transport
SU2	<i>Stanford University Unstructured</i>
TTR	Teorema do Transporte de Reynolds

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

A dinâmica dos fluidos computacional é uma área crescente e cada vez mais importante dentro da engenharia e da física, pois permite a simulação de sistemas fluidos complexos em uma variedade de aplicações, desde o design de aeronaves e carros de competição até a previsão de vazamentos em tubulações industriais. No entanto, a realização de simulações de dinâmica dos fluidos computacional é um processo complexo que envolve muitas etapas, desde a escolha da malha até a validação dos resultados.

Um dos desafios da dinâmica dos fluidos computacional é estabelecer e validar um ciclo de simulações confiável e eficiente. Isso envolve a escolha de ferramentas adequadas, a definição de parâmetros de simulação apropriados e a validação dos resultados da simulação com dados experimentais ou teóricos. A utilização de ferramentas de código aberto pode ser uma vantagem neste processo, pois elas são geralmente gratuitas, flexíveis e podem ser ajustadas para atender às necessidades específicas de uma aplicação.

Este trabalho visa consolidar as práticas recomendadas para a realização de simulações de dinâmica dos fluidos computacional confiáveis e eficientes. Além disso, a pesquisa também pretende contribuir para a comunidade de ferramentas de código aberto, fornecendo *insights* valiosos sobre como melhorar e aperfeiçoar essas ferramentas para aplicações de fluidodinâmica computacional.

Isso será feito por meio da simulação CFD de uma asa frontal de um carro de fórmula 1. Ambientes competitivos são, muitas vezes, berços de inovações e na fórmula 1, isso não é diferente. Na começo, o esporte era dominado pelas construtoras que conseguissem desenvolver o melhor carro do ponto de vista dinâmico, ou seja, com boa estabilidade nas curvas e que possuísse o melhor sistema de potência.

Conforme o esporte foi evoluindo, os carros foram ficando mais rápidos até que se chegou em um ponto em que considerações sobre aspectos aerodinâmicos se mostraram

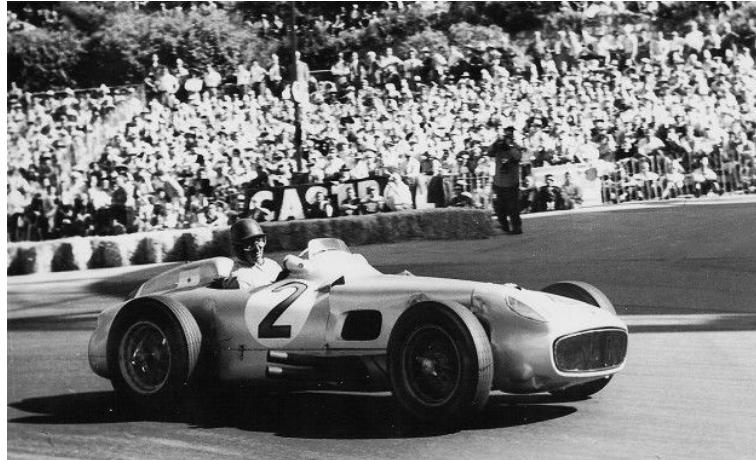


Figura 1.1: Mercedes W196, pilotada por Juan Manuel Fangio em 1954

obrigatórias para equipes. Eventualmente, percebeu-se que, para um carro fazer uma volta de maneira mais rápida no circuito, o ponto crítico é seu desempenho nas curvas. Como o desempenho de um carro em movimento de curva é diretamente proporcional à velocidade e à aderência dos pneus ao asfalto, procurou-se formas de aumentar a aderência do carro. Dentre os métodos testados, o que mais se destacou foi a adição de elementos aerodinâmicos ao veículo. Estes elementos teriam o propósito de gerar sustentação negativa e portanto "prender" o carro à pista.



Figura 1.2: McLaren M7A, pilotada por Bruce McLaren em 1969

Atualmente, a aerodinâmica é considerada uma das áreas de estudo mais importantes para as equipes de competição, sendo investida grande parte do orçamento para investigações experimentais e numéricas, utilizando ciclo de simulações CFD, túneis de vento próprios e até experimentos em sessões de treino para correlação dos dados de pesquisa.



(a) Modelo de teste de F1 em túnel de vento



(b) Dispositivo experimental de correlação de dados de túnel de vento em carro Ferrari durante sessão de treino

Figura 1.3: Metodologias experimentais de obtenção de dados aerodinâmicos

O resultado disso é a carenagem e elementos aerodinâmicos de geometria complexa utilizados pelas equipes do *grid*. Por isso, este trabalho utilizará um modelo de asa frontal de fórmula 1 como geometria a ser estudada.



Figura 1.4: Red Bull RB9, pilotada por Sebastian Vettel em 2013

1.2 Estrutura do Trabalho

Este trabalho está estruturado da seguinte forma:

- Os capítulos 2 e 3 trazem uma revisão bibliográfica e de conceitos teóricos relacionados à mecânica dos fluidos e à dinâmica dos fluidos computacional, citando trabalhos importantes e revisando conceitos fundamentais para a compreensão deste projeto.
- O capítulo 4 diz respeito à execução do projeto, denotando metodologia e procedimentos realizados.
- Em Resultados e Análise, capítulo 5, são apresentados os resultados obtidos durante a realização deste projeto. Assim como também serão feitas análises das observações realizadas.

- Por fim, na Conclusão, resumem-se os resultados do capítulo 5 assim como também são propostas linhas de pesquisa para trabalhos futuros.

1.3 Objetivos

Este trabalho é um projeto de graduação submetido à universidade de Brasília como parte dos requisitos para obtenção do grau de engenheiro mecânico.

O principal objetivo deste projeto é a investigação da viabilidade de utilização de programas de código aberto para o estabelecimento de um ciclo de simulações em dinâmica dos fluidos computacional que apresente resultados de boa qualidade e coerentes com a realidade. Para isto, os objetivos são:

1. Criação de uma geometria que represente os experimentos de Zerihan (2001)
2. Realização de testes de capacidade e limitações de geração de malha dos programas Gmsh e SALOME.
3. Geração de malhas para as geometrias dos experimentos da tese de doutorado de Zerihan (2001) com os programas de código aberto propostos.
4. Preparo dos arquivos necessários para simulações em dinâmica dos fluidos computacional no programa SU2.
5. Validação dos resultados numéricos do SU2 por comparação dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais com os resultados experimentais de Zerihan (2001).

Além disso, também há o objetivo secundário do projeto de, caso os resultados numéricos do ciclo sejam validados, realizar uma simulação com a asa frontal de Zerihan (2001) em uma situação não testada experimentalmente para investigar o comportamento do escoamento e entender melhor os efeitos de instalação presentes nos experimentos.

Capítulo 2

Arcabouço Teórico: Mecânica dos Fluidos e Aerodinâmica

Neste capítulo estão dispostos os conceitos fundamentais da mecânica dos fluidos que servem de base para este trabalho e permitem a compreensão das decisões tomadas na realização do projeto e dos resultados e análises subsequentes.

2.1 Forças e Momentos Aerodinâmicos

Anderson (2017) separa as forças e momentos aerodinâmicos atuantes em um corpo submerso em apenas duas:

- Forças devido à distribuição de pressão na superfície do corpo;
- Forças devido aos esforços cisalhantes na superfície do corpo.

Por um lado, este método de classificação torna o estudo de aerodinâmica em uma disciplina com um ponto de foco singular, de entender essas duas forças possíveis. Pelo outro lado, como ambas forças atuam no corpo por unidade de área de superfície e com direções e sentidos altamente dependentes da geometria específica do corpo, essa tarefa que, a princípio parecia simples, se torna muito mais complexa.

A força devido à pressão p age sempre na direção normal à superfície, e a força devido ao cisalhamento τ age sempre tangencialmente à superfície. Desta forma, as duas podem ser tratadas como componentes de uma força resultante F_{aero} que age no centro de pressão do corpo.

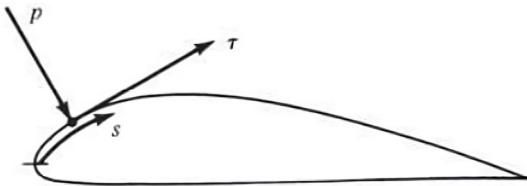


Figura 2.1: Forças devido à pressão e ao cisalhamento na superfície de um aerofólio.
Fonte: (ANDERSON, 2017)

Para o estudo de corpos e geometrias complexas em aerodinâmica, é importante denotar que essa força resultante pode ser decomposta em 3 forças e 3 momentos fundamentais (HOUGHTON et al., 2017):

- Sustentação (Lift, L): A força de sustentação é resultado da diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso do perfil de asa. Essa força é perpendicular ao escoamento e em aeronaves, é responsável em vencer a força peso e permitir aeronaves alçarem voo.
- Arrasto (Drag, D): É a componente de força agindo em sentido paralelo ao escoamento, derivada majoritariamente da tensão cisalhante. Essa força resiste o movimento do corpo no fluido.
- Força Lateral (Side ou Cross-wind Force, Y): É a componente de força simultaneamente perpendicular às forças de arrasto e sustentação.
- Arfagem (Pitch, M): Momento que inclui as forças de sustentação e arrasto, é responsável por modificar o ângulo de ataque α do corpo no escoamento.
- Guinada (Yaw, N): É o momento que tende a rotacionar o corpo em torno da força de sustentação.
- Rolagem (Roll, L_R): É o momento que tende a rolar o corpo em torno da força de arrasto.

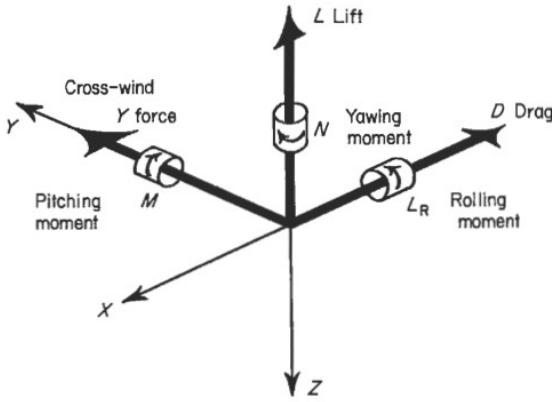


Figura 2.2: Forças e Momentos Aerodinâmicos. Fonte:(HOUGHTON et al., 2017)

Para a determinação de cada uma dessas forças e momentos, porém, deve-se ter acesso à geometria em questão, o ângulo de ataque (α) do corpo em relação ao escoamento, os número de Reynolds e Mach do escoamento (que influenciam principalmente na condição de natureza do escoamento, laminar/turbulento ou compressível/incompressível) e nas características do escoamento como velocidade (u_∞) e pressão (p_∞).

2.2 Equações Governantes

Antes de explicar as equações governantes em mecânica dos fluidos que se aplicam a este trabalho, é importante denotar que, como a grande maioria dos problemas em mecânica dos fluidos se dá em escalas de dimensão maiores que escalas moleculares, pode-se considerar que esses problemas se encaixam em problemas de meios contínuos, ou seja, pode-se analisar esses problemas por meio do cálculo diferencial. Também deve-se observar que as velocidades do escoamento que serão estudadas neste trabalho são de no máximo $v = 30 \text{ m/s}$ e, portanto, não será necessário considerar a compressibilidade do ar. Por fim, uma das características mais importantes do escoamento escolhido para este projeto é sua natureza turbulenta, sendo, portanto, necessário levar isso em conta.

Além disso, também é necessário lembrar que, em mecânica dos fluidos, tem-se, mais frequentemente, uma descrição euleriana dos escoamentos, isto é, por volumes de controle (CENGEL; CIMBALA, 2014). Deste modo, para a correta apresentação das equações governantes do problema, é necessária sua conversão para uma representação integral (WHITE; CHUL, 2018). Isto se dá pela utilização do teorema do transporte de Reynolds.

O teorema do transporte de Reynolds é dado a partir da ideia que, sendo B uma propriedade qualquer do fluido, e sua complementar propriedade intensiva dada por:

$$\beta = \frac{dB}{dm} \quad (2.1)$$

Pode-se enunciar:

$$B_V = \int_V \beta dm = \int_V \beta \rho dV \quad (2.2)$$

Na descrição euleriana de sistemas, o volume de controle é fixo no espaço e, portanto, recebe um fluxo de massa por sua fronteira S . Logo, cada elemento infinitesimal de área da fronteira percebe uma velocidade do escoamento \vec{u} . Pode-se dizer que a variação da propriedade B em um período de tempo infinitesimal dt pode ser expressa pela variação advinda de fluxo de massa pela fronteira somada com a variação interna do volume de controle. Para expressar isso, ou seja, a derivada de (2.1) em termos matemáticos, deve-se definir um vetor normal à superfície da fronteira do volume de controle \vec{n} . Assim, o Teorema do Transporte de Reynolds (TTR) é dado por:

$$\frac{dB}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\int_V \beta \rho dV \right) + \oint_S \beta \rho (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS \quad (2.3)$$

Para completar o arsenal teórico necessário para a representação integral das equações governantes da mecânica dos fluidos, também será necessária a utilização de dois teoremas do cálculo diferencial e integral exposto por Stewart (2016). Estes são:

1. O Teorema da Divergência

$$\oint_S \vec{F} \cdot \vec{n} \cdot dS = \int_V \vec{\nabla} \cdot \vec{F} \quad (2.4)$$

2. O Teorema da Localização

$$\int_D \vec{F}(x) dx = 0 \quad \forall D \subset \Omega \Rightarrow \vec{F}(x) = 0 \quad \forall x \in \Omega \quad (2.5)$$

2.2.1 Equação da Continuidade

A equação da continuidade é a relação que rege a propriedade de conservação de massa e, portanto, é responsável pelo balanço de massa no sistema descrito. Esta pode ser obtida por meio da aplicação do TTR (2.3) na propriedade massa m :

$$\frac{dB}{dt} = \frac{dm}{dt} = 0 \quad (2.6)$$

$$\beta = \frac{dm}{dm} = 1 \quad (2.7)$$

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (2.8)$$

Assim, pode-se aplicar o teorema da divergência (2.2) para transformar a integral de superfície em uma integral de volume:

$$\int_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{u}) \right] dV = 0 \quad (2.9)$$

Por meio do teorema da localização, pode-se simplificar para:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (2.10)$$

Por fim, chega-se à equação da continuidade ao aplicar a condição incompressível do caso, ou seja, de variação de massa específica nula.

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (2.11)$$

Ou

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.12)$$

2.2.2 Equação da Quantidade de Movimento

A segunda lei de Newton, que versa sobre a conservação da quantidade de movimento, pode ser descrita para uma partícula observada a partir de um referencial não inercial, passando por um volume de controle fixo infinitesimal como:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{u}) + \vec{\nabla} \cdot \rho \vec{u} \vec{u} = \rho \vec{g} + \vec{\nabla} \cdot P_{ij} \quad (2.13)$$

Em que, segundo Anderson, Pletcher e Tannehill (2013), Neto (2020) e Çengel e Cimbala (2014):

- $\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{u})$: Taxa de variação de quantidade de momento linear contida em uma partícula de fluido.
- $\vec{\nabla} \cdot \rho \vec{u} \vec{u}$: Fluxo líquido advectivo de quantidade de movimento pela superfície de uma partícula.
- $\rho \vec{g}$: Força peso da partícula.
- $\vec{\nabla} \cdot P_{ij}$: Fluxo líquido difusivo de quantidade de movimento linear devido às interações intermoleculares.

A partir da expansão do termo de fluxo advectivo de quantidade de momento linear pela superfície da partícula e aplicando a equação da continuidade (2.10), pode-se

reduzir (2.13) a:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \rho \vec{g} + \vec{\nabla} \cdot P_{ij} \quad (2.14)$$

O termo P_{ij} representa o tensor de tensões, ou seja, as tensões atuantes sobre a partícula de fluido. Este tensor pode ser aberto e reescrito da seguinte forma (MUNSON; YOUNG; OKIISHI, 2006):

$$P_{ij} = -p\delta_{ij} + \mu \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2\delta_{ij}}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right]; \quad i, j, k = 1, 2, 3 \quad (2.15)$$

Onde:

- $-p\delta_{ij}$: Efeitos de pressão do tensor de tensões.
- $\mu \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right]$: Efeitos de viscosidade do tensor de tensões.

Assim, pode-se substituir (2.15) em (2.14) para obter:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \rho \vec{g} - \vec{\nabla} p + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3}\delta_{ij}\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \quad (2.16)$$

A equação (2.16) é conhecida como **equação de Navier-Stokes** por ter sido desenvolvida pelos físicos *Claude-Louis Navier* e *George Gabriel Stokes*. Esta equação é de fundamental importância para a fluidodinâmica e, principalmente, para o estudo de escoamentos viscosos. Esta equação, por ter uma natureza não-linear, não pode ser resolvida analiticamente. Por isso, em problemas com escoamentos de interesse para a engenharia, quando se percebe que os efeitos viscosos são significativos, a resolução é feita de maneira numérica ou experimental. Porém, esses métodos devem sempre tentar se aproximar o máximo possível da equação de Navier-Stokes.

Neste projeto, por se tratar de um escoamento incompressível e newtoniano, foi assumido o coeficiente de viscosidade μ constante. Assim, a equação de Navier-Stokes (2.16) toma forma específica dada por:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \rho \vec{g} - \vec{\nabla} p + \mu \nabla^2 \vec{u} \quad (2.17)$$

2.2.3 Equação da Energia

A equação da energia é derivada da primeira lei da termodinâmica, que dita a conservação da energia (CENGEL; CIMBALA, 2014). Quando aplicada a uma partícula

de fluido, passando por um volume de controle infinitesimal, a primeira lei pode ser escrita como:

$$\frac{\partial E_t}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot E_t \vec{u} = \frac{\partial Q}{\partial t} - \vec{\nabla} \cdot \vec{q} + \rho \vec{g} \cdot \vec{u} + \vec{\nabla} \cdot (P_{ij} \cdot \vec{u}) \quad (2.18)$$

De modo que E_t é a energia total por unidade de volume, que também pode ser escrita como um somatório da energia interna intensiva e multiplicada pela massa específica ρ somadas aos outros tipos de energia como potencial, cinética, e \vec{q} é o vetor difusivo de energia interna.

Em (2.18) cada termo é responsável pela modelagem de algum tipo de movimento de energia possível. Estes modos de movimentos são explicados por Anderson, Pletcher e Tannehill (2013), Neto (2020) e Çengel e Cimbala (2014) como:

- $\frac{\partial E_t}{\partial t}$: Taxa de variação total da energia contida na partícula ao longo do tempo.
- $\vec{\nabla} \cdot E_t \vec{u}$: Fluxo líquido advectivo de energia total através da superfície da partícula;
- $\frac{\partial Q}{\partial t}$: Taxa de calor por unidade de volume gerada por agentes externos;
- $\vec{\nabla} \cdot \vec{q}$: Fluxo líquido difusivo de energia térmica;
- $\rho \vec{g} \cdot \vec{u}$: Termo de modelagem de conversão de energia potencial gravitacional em energia cinética;
- $\vec{\nabla} \cdot (P_{ij} \cdot \vec{u})$: Fluxo líquido de energia térmica advinda do trabalho de deformação do volume da partícula por meio do Tensor de Tensões.

Pode-se utilizar a equação da continuidade (2.11) para reescrever os termos do lado esquerdo da equação da primeira lei da termodinâmica (2.18):

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(\frac{E_t}{\rho} \right) = \frac{\partial E_t}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot E_t \vec{u} = \rho \frac{De}{Dt} + \rho \frac{D}{Dt} \left(\frac{u^2}{2} \right) \quad (2.19)$$

Alternativamente, pode-se observar que, fazendo o produto escalar da equação da quantidade de movimento reduzida encontrada em (2.14) com o vetor velocidade \vec{u} , tem-se:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} \cdot \vec{u} = \rho \vec{g} \cdot \vec{u} - \vec{\nabla} p \cdot \vec{u} + (\vec{\nabla} \cdot \tau_{ij}) \cdot \vec{u} \quad (2.20)$$

Combinando (2.19) com (2.20), pode-se substituir o resultado na equação da primeira lei da termodinâmica (2.18).

$$\rho \frac{De}{Dt} + p (\vec{\nabla} \cdot \vec{u}) = \frac{\partial Q}{\partial t} - \vec{\nabla} \cdot \vec{q} + \vec{\nabla} \cdot (\tau_{ij} \cdot \vec{u}) - (\vec{\nabla} \cdot \tau_{ij}) \cdot \vec{u} \quad (2.21)$$

Pode-se combinar em um termo denominado função de dissipação (Φ) os termos $(\vec{\nabla} \cdot (\tau_{ij} \cdot \vec{u}))$ e $(-\vec{\nabla} \cdot \tau_{ij}) \cdot \vec{u}$. Pode-se também definir entalpia (h) como:

$$h = e + \frac{p}{\rho} \quad (2.22)$$

E utilizar a equação da continuidade (2.10) para reescrever (2.21) como:

$$\rho \frac{Dh}{Dt} = \frac{Dp}{Dt} + \frac{\partial Q}{\partial t} - \vec{\nabla} \cdot \vec{q} + \Phi \quad (2.23)$$

Finalmente, como o escoamento é compressível, pode-se considerar um coeficiente de difusão térmica k_t constante, reduzindo a equação para uma função da temperatura T :

$$\rho \frac{De}{Dt} = \frac{\partial Q}{\partial t} + k_t \nabla^2 T + \Phi \quad (2.24)$$

2.3 Grupos Adimensionais de Interesse

Em mecânica dos fluidos, é desejada a caracterização de diversos tipos de escoamentos, porém, a resolução analítica das equações governantes (2.10), (2.16) e (2.24) nem sempre é possível ou viável. Por isso, muitas vezes procuram-se respostas sobre o comportamento de um escoamento por meio de testes experimentais em modelo (CEN-GEL; CIMBALA, 2014). Também pode-se se modelar o escoamento em uma simulação computacional de fluidodinâmica, como feito neste trabalho. O problema destes métodos é a dificuldade de garantir que os modelos são fidedignos à realidade. Para isso, deve-se procurar uma similaridade do modelo com a situação real, logo, foram desenvolvidos parâmetros adimensionais que podem ser utilizados como comparativos entre os escoamentos de uma dada categoria.

2.3.1 O Número de Reynolds

O número de Reynolds (R_e) é um parâmetro adimensional nascido da relação da natureza (laminar, transitória ou turbulenta) do escoamento com a razão das forças iniciais pelas forças viscosas do escoamento. Ou seja, ele é um fator determinante na natureza do escoamento e denota que esta é dependente da proporção das forças no escoamento. Se as forças viscosas forem grandes o suficiente, podem se sobrepor às forças iniciais, induzindo o escoamento a se comportar de maneira mais parecida com um escoamento laminar. Do mesmo modo, em escoamentos com forças iniciais grandes o suficiente, pode-se gerar elementos turbinários e caracterizar um escoamento

turbulento.

O Número de Reynolds é dado por:

$$R_e = \frac{\rho u_\infty L_{car}}{\mu} = \frac{u_\infty L_{car}}{\nu} \quad (2.25)$$

Sendo que L_{car} é o comprimento característico que deve ser adotado conforme o problema em questão. No caso, por se tratar de uma asa, será adotado o valor da corda (c). Além disso, u_∞ é o valor da velocidade característica do escoamento, no caso, pode-se adotar a velocidade do escoamento longe o suficiente da asa.

2.3.2 Os Coeficientes Aerodinâmicos

Outros grupos adimensionais importantes para este projeto são advindos da aerodinâmica. Estes são derivados da definição de pressão dinâmica (q_∞), dada como:

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty u_\infty^2}{2} \quad (2.26)$$

Onde q_∞ é a massa específica no escoamento livre e u_∞ a velocidade do escoamento livre (ANDERSON, 2017). Assim, pode-se definir a superfície característica do corpo no escoamento como S_{car} e enumerar os coeficientes aerodinâmicos de interesse para este projeto:

- Coeficiente de Pressão:

$$C_P = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (2.27)$$

- Coeficiente de Sustentação:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_{car}} \quad (2.28)$$

- Coeficiente de Momento:

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S_{car} L_{car}} \quad (2.29)$$

- Coeficiente de Arrasto:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S_{car}} \quad (2.30)$$

Nesta pesquisa, tomou-se S_{car} como a projeção da área da asa vista de uma visão superior da asa em questão.

2.4 Camada Limite de Velocidade

A camada limite de velocidade é fruto da interação entre dois fenômenos da mecânica dos fluidos: a hipótese de não-escorregamento (*no-slip condition*) e a natureza viscosa dos fluidos (ANDERSON, 2017):

- A condição de não escorregamento foi proposta por Prandtl em 1904 e é definida como a hipótese de velocidade de escoamento do fluido nula quando relativa à parede e para a partícula na sua superfície.
 - A viscosidade dos fluidos gera um gradiente de velocidade de dimensão finita nas imediações da superfície imersa pois a velocidade do escoamento deve ir de forma contínua de $u_\infty \rightarrow 0$ na parede.

A interação entre esses dois fenômenos gera a camada limite de velocidade como na figura 2.3.

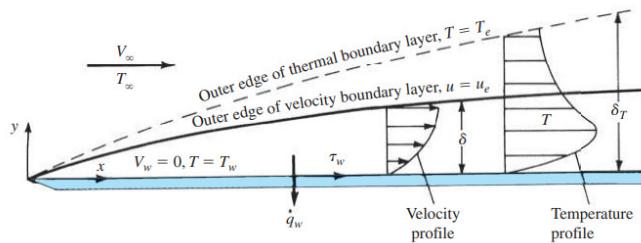


Figura 2.3: Representação das camadas limites de velocidade e de temperatura em uma parede. Fonte: (ANDERSON, 2017)

2.4.1 Descolamento de Camada Limite

A camada limite está presente em todos os objetos imersos em um escoamento. Dependendo da geometria em questão e sua disposição espacial em relação ao escoamento, pode ocorrer o fenômeno de descolamento da camada limite. Este fenômeno acontece quando as forças iniciais do escoamento são grandes o suficiente para forçar a camada limite a se desprender da superfície do corpo, gerando, portanto, elementos turbilhonares em sua esteira. Isso faz com que todo o escoamento se descole do corpo e, portanto, tem efeitos bastante significativos nas forças e momentos resultantes.

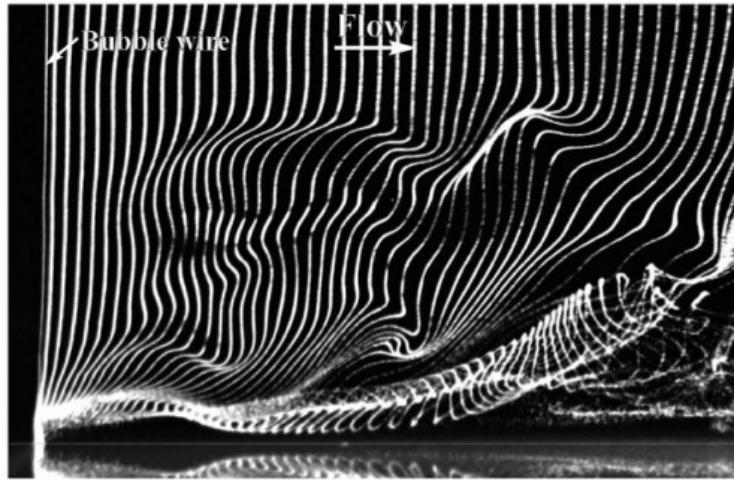


Figura 2.4: Visualização de camada limite de velocidade em experimento com bolhas de hidrogênio. Fonte: (SMITS; LIM, 2012)

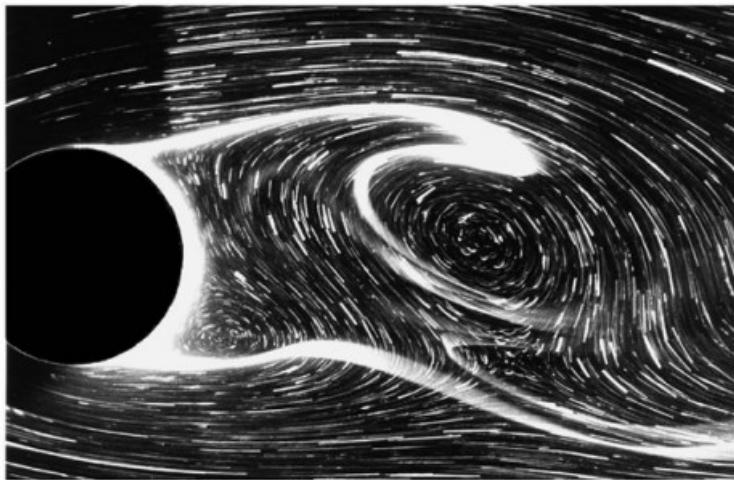


Figura 2.5: Visualização de descolamento camada limite de velocidade em experimento de escoamento em torno de um corpo rombudo. Fonte: (SMITS; LIM, 2012)

2.4.2 Espessura de Camada Limite

A camada limite é uma região de transição de velocidade e, portanto, não tem uma espessura bem definida. O que se faz frequentemente é atribuir uma espessura tal que a velocidade do fluido naquele ponto seja igual a 99% da velocidade do escoamento livre (WHITE; CHUL, 2018), ou seja:

$$\frac{u}{u_\infty} = 0,99 \quad (2.31)$$

Para a tradução disso em espessura dimensional da camada limite, utiliza-se a tabela do perfil de velocidade de Blausius para completar os dados necessários para a

equação de Blasius, resultando em:

$$\frac{\delta_{99\%}}{x} \approx \frac{5,0}{R_{e_x}^{\frac{1}{2}}} \quad (2.32)$$

2.5 Aerodinâmica de Carros de Corrida

O estudo de aerodinâmica, apesar de ser geralmente focado para a indústria aeronáutica, se tornou igualmente importante na indústria automotiva, inicialmente com a intenção de criar carros de competição mais competitivos, que minimizassem o arrasto e pudessem alcançar velocidades maiores sem perder a estabilidade (KATZ, 1995). Posteriormente, este conhecimento encontrou aplicação também na indústria de carros de produção em massa pela possibilidade de aumentar a eficiência energética dos carros populares melhorando a autonomia desses carros e reduzindo as emissões de efeito estufa por quilometro rodado, contribuindo para o alcance de metas de desenvolvimento sustentável.

2.5.1 Elementos Aerodinâmicos de um Carro de Corrida

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

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

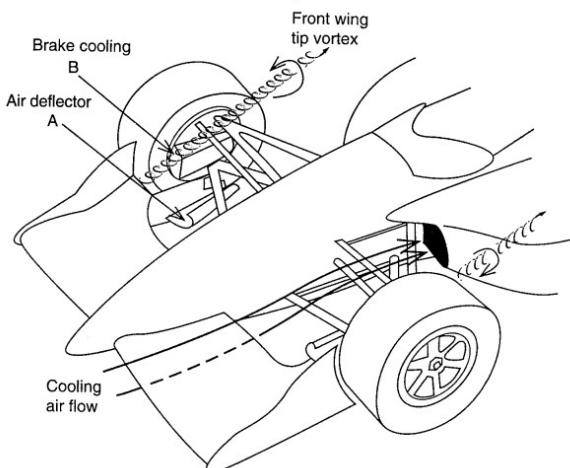


Figura 2.6: Funções da asa dianteira de um carro monoposto. Fonte: (KATZ, 1995)

2.5.1.1 A Asa Dianteira

Em um carro de fórmula 1, um dos elementos aerodinâmicos mais importantes é a asa dianteira. pela regulamentação técnica do esporte (FIA, 2022), para a temporada de 2023, a asa dianteira poderá ter até quatro elementos principais e elementos secundários como *Gurney Flaps* e *endplates*.



Figura 2.7: Asa dianteira do carro modelo de regulamentação técnica para a temporada de 2022

No caso estudado neste projeto, porém, a asa possuirá apenas dois elementos e as *endplates* e é baseada nas asas utilizadas segundo a regulamentação técnica da temporada de Fórmula 1 de 1998.



(a) McLaren MP4/13, pilotado por Mika Häkkinen durante a temporada de 1998



(b) Ferrari F300, pilotado por Michael Schumacher durante a temporada de 1998

Figura 2.8: Carros McLaren e Ferrari, temporada de 1998

Esta configuração permite um ângulo de ataque maior com uma menor possibilidade de descolamento da camada limite do que uma asa de único elemento como visto na figura 2.9

2.5.1.2 Sustentação e Downforce

Asas utilizadas em aplicações automobilísticas possuem o mesmo fundamento de funcionamento que asas utilizadas em aplicações aeroespaciais. Porém, como o objetivo

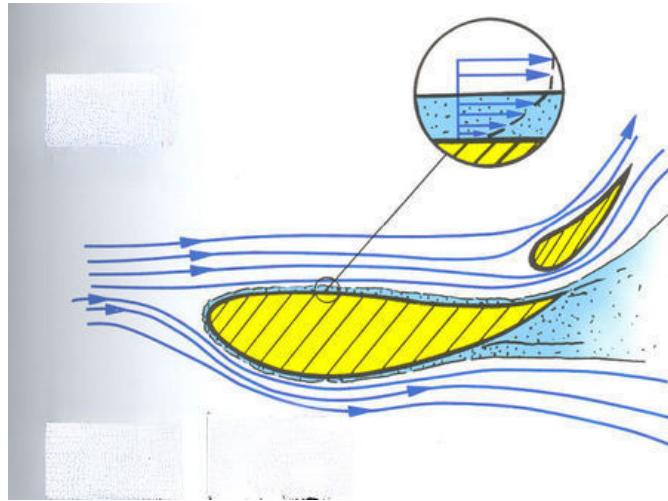


Figura 2.9: Linhas de corrente por um perfil de asa multielemento. Adaptado de: (TREMAYNE, 2009)

final é a geração de *Lift* ou sustentação negativa, esta força é renomeada para *Downforce* pois possuem sua superfície de sucção voltada na direção do chão e sua superfície de pressão voltada para cima.

2.6 Escoamentos Turbulentos

A caracterização de escoamentos entre laminares ou turbulentos nem sempre é trivial, sendo possível ainda que o escoamento em estudo se encontre em um ponto de transição dentro os dois regimes. Porém, a condição turbulenta é bem definida e pode ser utilizada para determinar se um dado escoamento possui uma natureza turbulenta. Segundo Tennekes e Lumley (1972), escoamentos turbulentos possuem as seguintes características:

- Irregularidade: A aleatoriedade é intrínseca a escoamentos turbulentos, tornando uma solução analítica bastante difícil. Em vez disso, são utilizados métodos estatísticos para lidar com os fenômenos turbulentos.
- Difusividade: A grande variação de velocidade ao longo de uma linha de corrente gera um efeito no escoamento de rápida mistura do fluido e de grandes taxas de transferência de calor, momento e massa.
- Grandes Números de Reynolds: Escoamentos turbulentos ocorrem quando as forças inerciais do escoamento se sobrepõem em grande medida com relação às forças viscosas. De modo geral, os escoamentos podem ser considerados totalmente turbulentos a partir de $R_e > 10^6$ (WHITE; CHUL, 2018).
- Flutuações tridimensionais de vorticidade: A turbulência é um fenômeno tridimensional e rotacional, portanto é caracterizada por altos níveis de flutuação de

vorticidade.

- Dissipação: Os efeitos viscosos advindos do cisalhamento de camadas do fluido são responsáveis pela dissipação da energia cinética do escoamento em calor.
 - Natureza contínua: Apesar do decaimento dos vórtices turbulentos em vórtices cada vez menores durante a dissipação da energia do escoamento, existe uma escala de vórtices que é pequena o suficiente para se dissipar e não gerar novos *eddys*. Essa é a escala de Kolmogorov e, apesar de suas dimensões serem diminutas, não são pequenas o suficiente para alcançar a escala molecular. Portanto, o fenômeno da turbulência pode ser entendido como inteiramente dentro da mecânica dos meios contínuos.

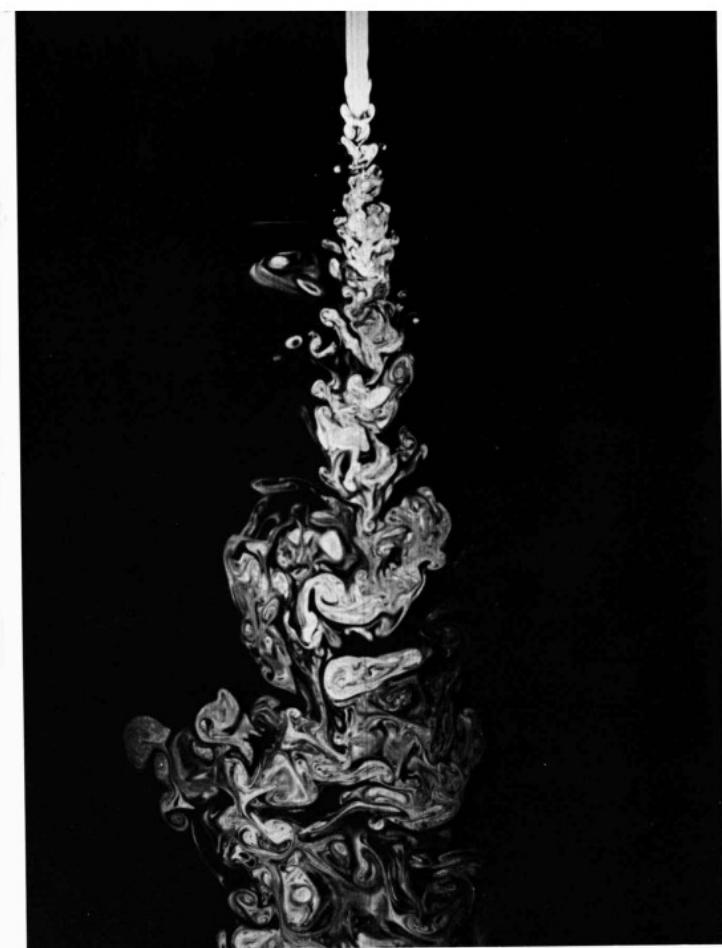


Figura 2.10: Visualização de escoamento turbulento. Fonte: (DYKE, 2008)

Capítulo 3

Arcabouço Teórico: Métodos Computacionais para Mecânica dos Fluidos

Tradicionalmente, nas aplicações de engenharia, projetistas se viram forçados a utilizar métodos empíricos para trabalhar com fluidodinâmica devido à impossibilidade de solução analítica para a equação de Navier Stokes (2.16). Estes métodos são adequados para problemas que possam ser descritos como função de poucos parâmetros, mas em problemas de geometrias complexas, que são dependentes de diversos parâmetros, os resultados empíricos só podem ser alcançados por meio de hipóteses simplificadoras que limitem a quantidade de parâmetros independentes (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020). Com o advento dos computadores modernos, foi possível o desenvolvimento de métodos numéricos que podem complementar resultados experimentais ou até servirem como alternativa em situações quando métodos empíricos não seriam suficientes ou inviáveis tecnologicamente.

A disciplina que estuda os métodos computacionais numéricos que podem ser aplicados em mecânica e dinâmica dos fluidos é chamada de **dinâmica dos fluidos computacional** ou, em inglês, **CFD (*Computational Fluid Dynamics*)**.

Neste projeto, o método empregado para a solução numérica das equações governantes foi o método dos volumes finitos.

3.1 O Método dos Volumes Finitos

O método dos volumes finitos é, antes de tudo, um método numérico de solução de equações diferenciais. Isso significa que ele utiliza uma aproximação algébrica para "simular" uma integração em um domínio finito e definido (MALISKA, 2023). Para isso, deve-se discretizar os valores diferenciais da ED. Logo, quanto maior for a resolução da

discretização do domínio diferencial, melhores serão os resultados do método numérico.

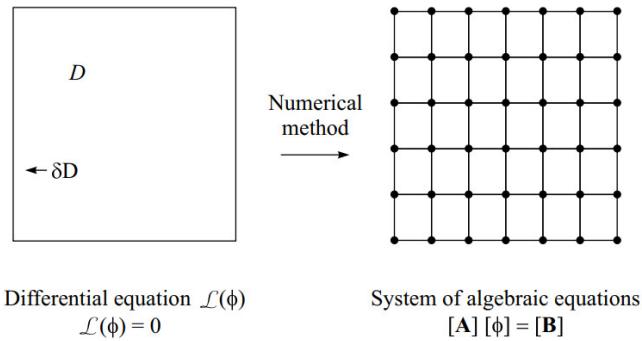


Figura 3.1: Função do método numérico. Fonte: (MALISKA, 2023)

Idealmente, uma malha de resolução global de dimensão na escala de Kolmogorov seria suficiente para uma quase perfeita representação do escoamento da situação estudada. Naturalmente, apesar dos métodos numéricos serem matematicamente capazes de resolver problemas de resolução tão alta, este tipo de empreitada se torna tecnologicamente inviável devido às limitações de capacidade de processamento e memória dos computadores que estarão resolvendo as equações algébricas correspondentes. Por isso, deve-se encontrar um meio-termo entre resolução boa o suficiente para representar de forma acurada os fenômenos do escoamento e baixa o suficiente para que a simulação seja feita em tempo hábil e sem desperdício de recursos computacionais, visto que a influência dos erros de discretização presentes em malhas de resolução mais baixa podem ser minimizada com uma geração inteligente da malha. Na geometria complexa estudada neste trabalho, esta minimização da influência dos erros será obtida por meio da utilização de zonas de refinamento local de malha e/ou malha de camada limite bem definida nas superfícies que apresentam a condição de não-escorregamento.

O método dos volumes finitos possui um procedimento de resolução das equações algébricas advindas das equações governantes do problema segundo uma metodologia *Cell-Center* (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020). Isto significa que, durante a resolução das equações, a variável desconhecida se encontra dentro do elemento de volume gerado na discretização do problema, e portanto, as equações são aplicadas de um elemento para o próximo tomando cada um como um volume de controle finito.

Também é importante denotar que, para o começo da resolução do sistema de equações, são necessários dados e valores das variáveis de interesse e informação sobre a natureza das fronteiras do volume total do problema. A isto se dá o nome de condições de contorno do problema. As condições de contorno são o ponto de partida e suas propriedades devem ser definidas *a priori*. Um exemplo da utilização da condição de contorno para início da resolução de um problema se encontra na figura 3.3.

Por fim, existem dois métodos para a solução final do sistema de equações no MVF,

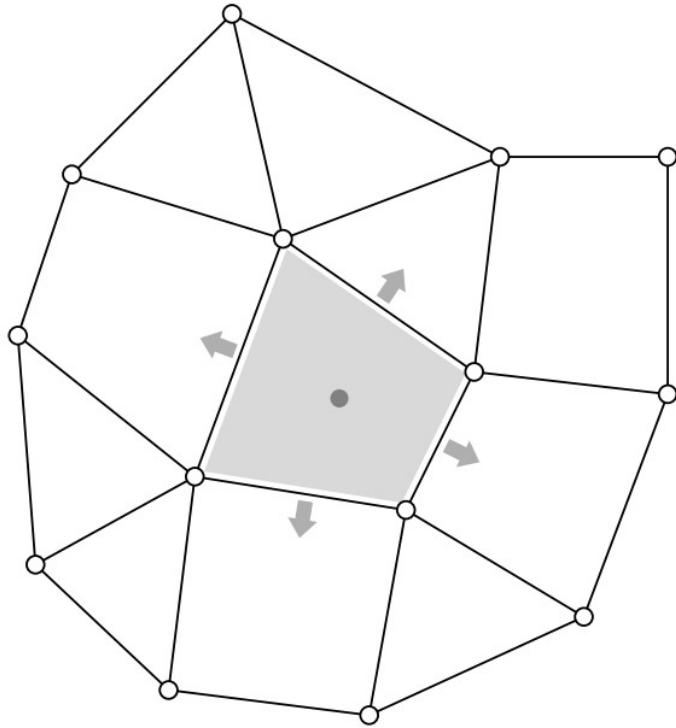


Figura 3.2: MVF por metodologia de resolução *Cell-Center*. Fonte: (MALISKA, 2023)

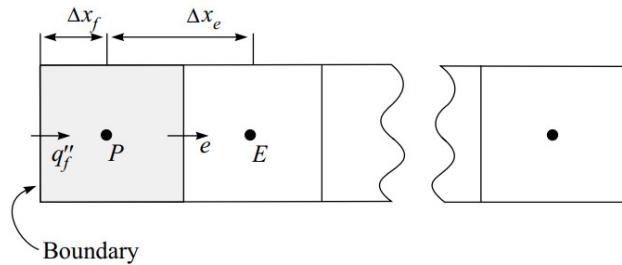


Figura 3.3: Papel das Condições de contorno na resolução por volumes finitos. Fonte: (MALISKA, 2023)

pode-se resolver o sistema de equações de maneira direta, por algoritmos complexos de álgebra linear, ou pode-se utilizar um método iterativo. O método direto de resolução possui um custo computacional muito grande, por isso, a grande maioria dos trabalhos em CFD se dá por meio do método iterativo. Este consiste em estimar inicialmente um valor para as variáveis dependentes em todo o domínio e testar para ver se as equações governantes resultam nas condições de contorno na fronteira. No caso da falha da verificação, ajustam-se os valores das variáveis dependentes iterativamente até que se encontre uma convergência pré-determinada dos valores, resultando em uma diferença mínima nas equações governantes.

3.2 O Processo de Trabalho em Dinâmica dos Fluidos Computacional

Dada uma geometria pré-definida do problema, o processo de trabalho para a realização de uma simulação de dinâmica dos fluidos computacional pode ser dividido em três procedimentos.

3.2.1 Pré-Processamento

O pré-processamento é o procedimento pelo qual se discretiza o domínio do problema em uma malha de elementos finitos de resolução suficientemente grande para a captura dos fenômenos a serem estudados como exposto na figura 3.1.

Neste passo, também é importante a definição das entidades geométricas da fronteira da malha que serão utilizadas para as condições de contorno.

Seu resultado, na prática, é um arquivo de malha que será utilizado no programa de simulação para a resolução do sistema de equações.

3.2.2 Simulação

Na simulação, deve-se preparar as configurações do *software solver*, ou solucionador, que fará os cálculos algébricos de aproximação das equações governantes do problema. Além disso, neste passo, também se roda a simulação. Para isso é importante que tanto a malha quanto a configuração do *solver* sejam adequados e condizentes com os recursos computacionais disponíveis.

O resultado deste procedimento é a coletânea dos valores das variáveis dependentes em cada ponto da malha.

3.2.3 Pós-Processamento

O pós-processamento é responsável pela tradução dos resultados numéricos dos cálculos algébricos da simulação em informação útil para o projetista ou pesquisador. Isto pode ser feito por meio de gráficos, tabelas ou visualizações de valor de variáveis no domínio.

3.3 Ferramentas de Código Aberto

Os softwares open source são programas cujo código-fonte está disponível para uso, modificação e distribuição livremente. Isso significa que qualquer pessoa pode colaborar

e melhorar o software. Algumas das vantagens deste tipo de programa são: o baixo custo ou gratuidade, a colaboração de muitos desenvolvedores, segurança aumentada, flexibilidade e ampla utilização em muitas áreas.

No entanto, há também desvantagens relacionadas ao software open source, como a falta de suporte técnico formal, conflitos entre desenvolvedores, falta de investimento financeiro e, muitas vezes, capacidade e funcionalidades limitadas em relação aos programas comerciais.

3.4 Modelagem de Escoamentos Turbulentos

Como a grande maioria dos escoamentos possuem natureza turbulenta (POPE, 2000), é de grande interesse a investigação de métodos para levar a turbulência em conta em simulações computacionais. Para isso, existem três grandes métodos.



Figura 3.4: Comparativo de metodologias de modelagem de turbulência

3.4.1 Modelagem Direta (DNS)

A modelagem direta de turbulência é um método de simulação que busca solucionar completamente o espectro dimensional de estruturas turbilhonares, logo, existe uma necessidade implícita de resolução altíssima de malha. Isso faz com que este método seja ineficiente em aplicações reais de engenharia devido à grande capacidade computacional necessária, apesar de ser o método que melhor representa a turbulência (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020).

3.4.2 Modelagem por Equações de Navier-Stokes Filtradas (LES)

Os modelos de turbulência da categoria LES são caracterizados por não resolver todo o espectro dimensional de *eddys* formados no escoamento. Este modelo se prende à solucionar os *eddys* de tamanho relativamente grande. A partir de uma dimensão especificada, o modelo começa a tratar turbulência como uma viscosidade *eddy*. Isso

permite que se tenha uma boa noção do comportamento da turbulência sem elevar demasiadamente o custo computacional da simulação.

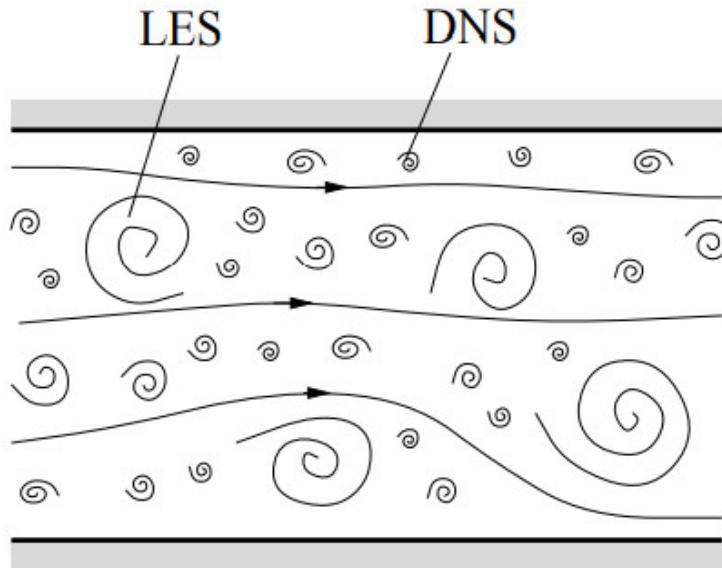


Figura 3.5: Representação esquemática dos tamanhos mínimos de *eddys* nos modelos DNS e LES. Fonte: (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020)

Ao longo do tempo, os modelos DNS e LES poderiam desenhar um gráfico da velocidade de um ponto no escoamento como na figura 3.6.

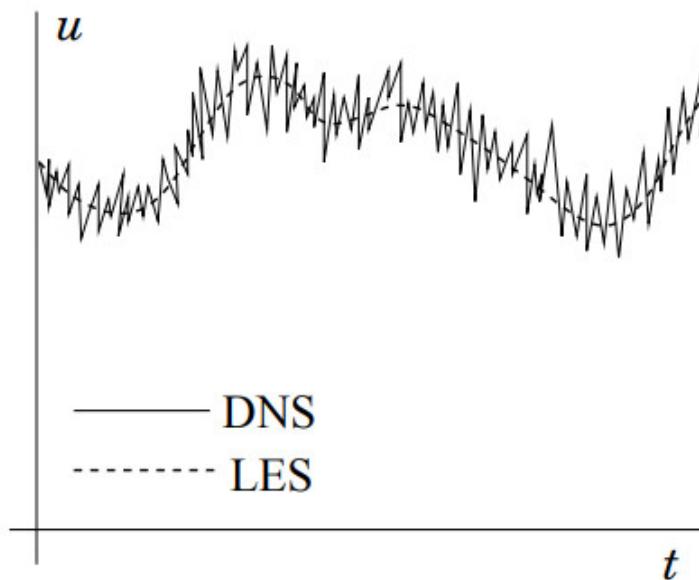


Figura 3.6: Gráfico exemplo das diferenças da variação de velocidade em um ponto no escoamento nos modelos DNS e LES. Fonte: (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020)

3.4.3 Modelagem por Equações Médias de Reynolds (RANS)

Os métodos DNS e LES são, para algumas aplicações da engenharia, exageradamente precisos, e portanto, pode-se desejar um modelo que necessite de menos recursos computacionais. Neste caso, o modelo mais adequado é o modelo RANS (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020). Na prática, pode-se utilizar a modelagem RANS de turbulência em situações de escoamento permanente pois toda a instabilidade é absorvida na média das equações governantes e tomada como parte da turbulência.

Em um escoamento permanente, cada variável pode ser escrita como o somatório de um valor médio ($\bar{\phi}$) com um valor particular flutuante (ϕ'). Assim, tem-se:

$$\phi(x_i) = \bar{\phi}(x_i) + \phi'(x_i, t) \quad (3.1)$$

Sendo que:

$$\bar{\phi}(x_i) = \lim_{T \rightarrow \infty} \int_0^{\infty} \phi(x_i, t) dt \quad (3.2)$$

Isto está visualizado na figura 3.7

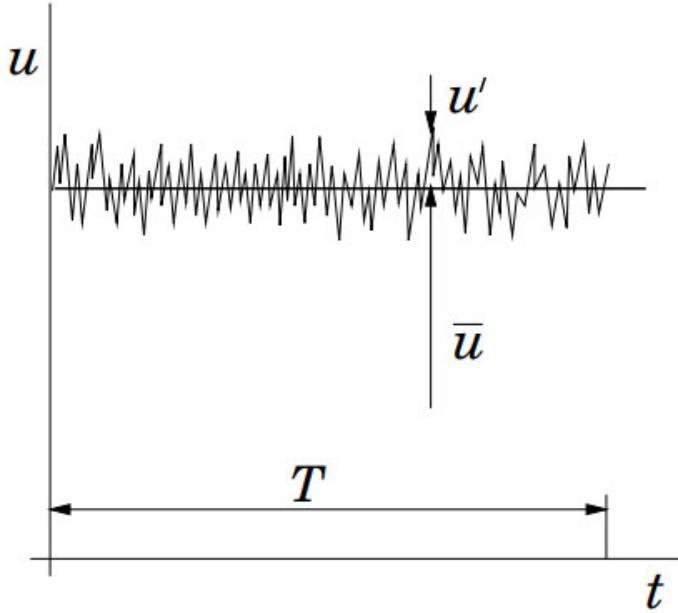


Figura 3.7: Gráfico exemplo das componentes da velocidade em um ponto em um escoamento permanente no modelo RANS. Fonte: (FERZIGER; PERIĆ; STREET, 2020)

O modelo RANS se baseia na ideia de tomar a média de todas as variáveis do escoamento, como $\bar{\phi}' = 0$, ao tomar a média das equações governantes. Fazendo isso, obtém-se um sistema de equações aberto (devido à presença da tensão de Reynolds e da taxa de turbulência escalar) que, quando fechado por meio de alguma aproximação, como o modelo de turbulência SST, desenvolvido por Menter (1994), pode ser resolvido

numericamente.

3.4.4 O Modelo de Turbulência SST

O modelo SST, utiliza uma abordagem de duas equações para descrever a turbulência. Ele utiliza a equação $k-\omega$ próximo à parede, onde o fluxo é fortemente afetado pela camada limite. Essa equação fornece uma melhor previsão da turbulência nessas regiões. Fora da camada limite, o modelo muda para a equação $k-\epsilon$, que é mais adequada para descrever o comportamento turbulento em áreas distantes da parede.(MENTER, 1994)

Ao combinar essas duas equações, o modelo SST é capaz de lidar com uma ampla gama de fluxos, desde fluxos suaves até fluxos separados e recirculações. Ele se mostrou eficaz em várias aplicações de engenharia, como aeronáutica, engenharia de veículos e projetos de turbomáquinas. (MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003)

O equacionamento de Menter, Kuntz e Langtry (2003) para o modelo SST de turbulência é dado como:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (3.3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} &= \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] \\ &\quad + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (3.4)$$

Para uma função de mistura F_1 definida como:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (3.5)$$

Sendo:

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (3.6)$$

e y a distância até a parede mais próxima.

F_1 é igual a zero longe da superfície, recaindo no modelo $k-\epsilon$, e se torna igual a 1 dentro da camada limite formando o modelo $k-\omega$.

A viscosidade eddy turbulenta é definida por:

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, S F_2)} \quad (3.7)$$

Onde S é a medida invariante da taxa de deformação e F_2 é uma segunda função de mistura definida como:

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (3.8)$$

Além disso, um limitador de produção é utilizado para prevenir o acúmulo de turbulência em regiões de estagnação:

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow \tilde{P}_k = \min(P_k, 10 \cdot \beta^* \rho k \omega) \quad (3.9)$$

Onde, todas as constantes são calculadas por uma combinação das constantes correspondentes dos modelos $k - \varepsilon$ e $k - \omega$ via $\alpha = \alpha_1 F + \alpha_2 (1 - F)$ etc. (MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003)

As constantes para esse modelo são:

- $\beta^* = 0.09$
- $\alpha_1 = 5/9$
- $\beta_1 = 3/40$
- $\sigma_{kl} = 0.85$
- $\sigma_{\omega 1} = 0.5$
- $\alpha_2 = 0.44$
- $\beta_2 = 0.0828$
- $\sigma_{k2} = 1$
- $\sigma_{\omega 2} = 0.856$

Capítulo 4

Metodologia de Projeto

4.1 Proposta do Projeto

A metodologia deste trabalho será dividida em quatro etapas, referentes aos processos necessários para a execução de um ciclo de simulações bem sucedido, sendo que também haverá a análise dos resultados qualitativos e quantitativos obtidos após o pós-processamento para comparação dos resultados com os experimentos feitos por Zerihan (2001) para a validação do ciclo como um todo.

Os programas utilizados em cada etapa estão dispostos na tabela a seguir:

Fase	Programas		
Modelagem da Geometria	Fusion 360	SALOME (Módulo Geometry)	
Pré-Processamento	SALOME (Módulo Mesh)	Gmsh	Paraview
Simulações Preliminares	SU2		
Pós-Processamento	Paraview		

Tabela 4.1: Programas Utilizados no Projeto.

4.1.1 Apresentação dos Programas Utilizados

4.1.1.1 SALOME

SALOME é um *software* de simulação numérica de código aberto desenvolvido por uma parceria entre a Open-Cascade e a Rede Nacional Francesa para Pesquisa e Inovação em Tecnologia de *software* (*French National Network for Research and Innovation in software Technologies (RNTL)*). Ele é projetado para resolver problemas de física e facilitar a integração de soluções de cálculo específicas. O módulo Mesh do SALOME é responsável pela geração de malhas e inclui uma variedade de algoritmos de

malha, especialmente adequados para métodos de elementos finitos e volumes finitos. As malhas podem ser enriquecidas com grupos / rótulos para distinguir diferentes regiões da geometria e permitir a diferenciação das propriedades das malhas ou até mesmo dos tipos de malhas. (SALOME, 2022b)

Além disso, o SALOME inclui diversas funções de controle de qualidade da malha e permite a edição de malhas para excluir, adicionar ou transformar elementos de malha. As operações de malha também podem ser gerenciadas completamente por scripts Python, garantindo a reprodutibilidade e parametrização do processo de simulação. O projeto SALOME começou no início dos anos 2000 com base em duas necessidades industriais: implementar uma solução para problemas multi-físicos e facilitar a integração de soluções de cálculo específicas. (SALOME, 2022a)

4.1.1.2 Gmsh

Gmsh é um *software* de malha aberto que permite a criação de malhas para elementos finitos, utilizadas na análise numérica. Ele é capaz de lidar com geometrias complexas e oferece uma grande variedade de opções de malha.(GEUZAIN, 2022)

Uma das principais características do Gmsh é a sua capacidade de importar e exportar vários formatos de arquivos de geometria, incluindo IGES, STEP, STL, VRML, entre outros. Isso permite ao usuário trabalhar com geometrias já existentes e exportar as malhas para outros *softwares* de análise.

Além das opções de malha, o Gmsh também oferece ferramentas para a visualização e análise de malhas, incluindo ferramentas para medir elementos, calcular áreas e volumes, e visualizar a distribuição de nós. Ele também oferece suporte para a criação de scripts, permitindo que os usuários automatizem tarefas repetitivas e apliquem configurações de malha padrão.

4.1.1.3 SU2

A suite SU2 (*Stanford University Unstructured*) de simulação de problemas físicos foi desenvolvida em uma parceria entre a universidade de *Stanford* e a *Boeing* com o objetivo de resolver equações diferenciais parciais sobre malhas não-estruturadas (ECONOMON et al., 2015). O seu grande diferencial é a sua natureza *open-source* e flexibilidade.

Para a utilização do SU2 são necessários dois arquivos:

- Arquivo de malha em formato .cgns ou .su2 nativo obtido da exportação da malha do pré-processamento
- Arquivo de configuração de simulação .cfg

4.1.1.4 ParaView

Paraview é um *software* de visualização de dados de simulação científica e de engenharia de alta performance. É desenvolvido como *software* livre pela *Kitware, Inc.* e apoiado pela *U.S. Department of Energy (DOE)* e pelo *National Nuclear Security Administration (NNSA)*.

O Paraview permite aos usuários visualizar, explorar e analisar grandes conjuntos de dados em três dimensões. Ele oferece uma ampla gama de ferramentas de visualização, incluindo cortes, sondas, recortes e renderizações, bem como suporte para animações. Além disso, o Paraview permite aos usuários aplicar uma ampla gama de operações matemáticas e estatísticas em seus dados, incluindo filtragem, agregação e derivação (HANSEN; JOHNSON, 2005).

4.1.2 Observações Sobre os Programas Utilizados

É importante denotar que o programa Paraview, apesar de não ser um gerador de malha como os programas Gmsh e SALOME, foi utilizado no pré-processamento para a visualização das malhas geradas, dado que os geradores de malha não eram capazes de visualizar a malha gerada na máquina utilizada para este projeto.

Observa-se também que, apesar da capacidade do Gmsh de gerar malhas tridimensionais, não há como gerar malhas tridimensionais de camada limite (GEUZAIN, 2022), um dos aspectos importantes da malha deste trabalho. Portanto, as malhas foram geradas pelo SALOME e a utilização do Gmsh se limita a conversão do arquivo de malha gerado pelo SALOME para um arquivo de malha que o *solver* SU2 é capaz de ler.

4.2 Modelagem da Geometria de Zerihan

A principal geometria de interesse deste projeto é a asa multielemento dentro do túnel de vento da universidade de Southampton, na Inglaterra, dos experimentos e tese de doutorado de Zerihan (2001).

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

Para a simulação dos experimentos de Zerihan (2001) é necessária a modelagem de uma asa frontal de um carro de fórmula 1, mais especificamente do Tyrrell 026 da

temporada de 1998.



Figura 4.1: Tyrrell 026, temporada de 1998.

4.2.1 Coleta e Tratamento dos Dados de Zerihan

Em sua tese de doutorado, Zerihan (2001) faz medições e apresenta uma tabela com as coordenadas dos pontos medidos nos perfis da asa principal, chamada de *Main Wing*, e do flap auxiliar, chamado de *Flap Wing*. Esses dados são apresentados nas tabelas I.2 e I.1 nos anexos, em "Dados de coordenadas dos pontos dos perfis de asa".

É importante denotar que nas tabelas I.2 e I.1, os dados são adimensionalizados em relação à corda do conjunto Main-Flap Wing, a ser chamado de asa frontal. A corda da asa frontal para efeitos de adimensionalização é dada na tese como $c = 380\text{ mm}$. Assim, para a modelagem tridimensional da asa frontal pode-se multiplicar cada um destes pontos pela corda e importar no programa de CAD como uma *spline* para suavização do perfil. É importante mostrar também que no bordo de fuga de cada asa os pontos não se encontram, necessitando uma linha para fechar a área de cada perfil. Isso se dá pois, como os pontos são advindos de um experimento real, o processo de fabricação das asas utilizadas por Zerihan deve ser levado em conta, não sendo portanto possível a criação de um perfil de asa com bordo de fuga de pontos exatamente coincidentes.

Esses cálculos de redimensionalização das coordenadas dos pontos da asa foram feitos por meio de uma planilha de cálculos, que se encontra no apêndice J.

4.2.2 Modelagem Tridimensional do Volume de Ar Dentro do Túnel de Vento

Como o método de volumes finitos pede a discretização do espaço tridimensional a ser simulado, ou seja, o volume de fluido, além da geometria da asa também deverá ser modelada a geometria interna do túnel de vento.

4.2.2.1 Geometria da Asa Frontal

Com os perfis desenhados no Fusion 360, pode-se extrudá-los 550 mm para cada lado para se produzir a asa de 1100 mm de envergadura que Zerihan (2001) utilizou em sua tese. Além disso, pode-se observar nas imagens dos testes experimentais que a asa frontal possui, além dos perfis das main e flap wings, uma endplate em cada lado, como visto na figura 4.2.



Figura 4.2: Experimento de Zerihan. Fonte: (ZERIHAN, 2001)

Como em seu trabalho Zerihan observa que as endplates são baseadas nas utilizadas no Tyrrell 026 e possuem dimensões 400mm x 170mm x 4mm pode-se facilmente criá-las no modelo CAD. O problema é seu posicionamento. Infelizmente, Zerihan não dá as coordenadas de posicionamento das endplates, então, para a modelagem CAD da asa, utilizou-se uma imagem da retirada da tese como referência para o posicionamento do componente.

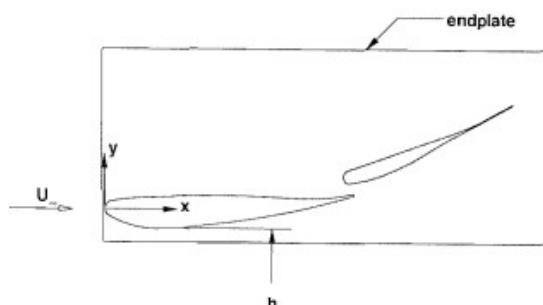


Figura 4.3: Figura 1 de Zerihan (2001)

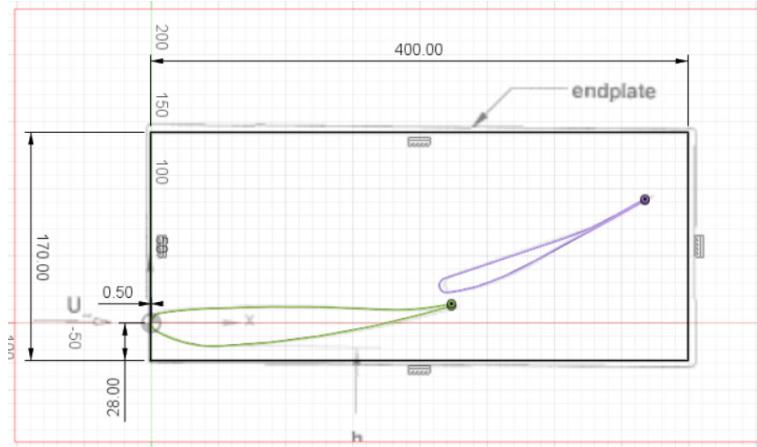


Figura 4.4: Posicionamento das *endplates* de acordo com a Figura 1 de Zerihan (2001)

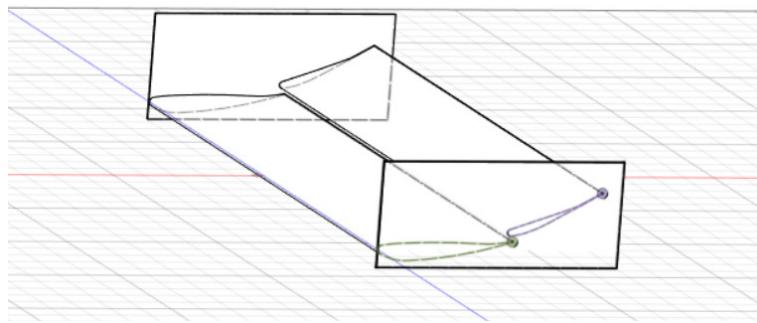


Figura 4.5: Geometria da Asa Frontal

4.2.2.2 Geometria do Túnel de Vento

O túnel de vento também é descrito na tese de doutorado e possui perfil de dimensões 2.1m x 1.7m. Na imagem 4.2 pode-se ver que esse túnel também possui chanfros nas arestas do perfil. Como a dimensão destes chanfros também não é dada na tese de doutorado, foi adotado uma dimensão que fizesse a geometria CAD se assemelhar o máximo possível às fotos do experimento. Após isso, extrudou-se o perfil de modo que a dimensão longitudinal do túnel de vento fosse 8 metros, com a asa frontal no centro. Essa dimensão também não está descrita na tese de Zerihan, portanto foi arbitrada de maneira exagerada com o intuito de garantir a visualização do desenvolvimento completo do escoamento nas simulações.

4.2.2.3 Geometria do Volume de Ar

Para a modelagem do volume de ar dentro do túnel de vento, é necessário definir a altura da asa até o chão. Como o intuito deste trabalho é a validação de seus resultados com os obtidos por Zerihan (2001), foram criadas geometrias referentes a todas as alturas h para as quais Zerihan fez medições dos coeficientes adimensionais de arrasto e sustentação. Essas alturas estão dispostas na tabela II.1 do anexo II: "Resultados

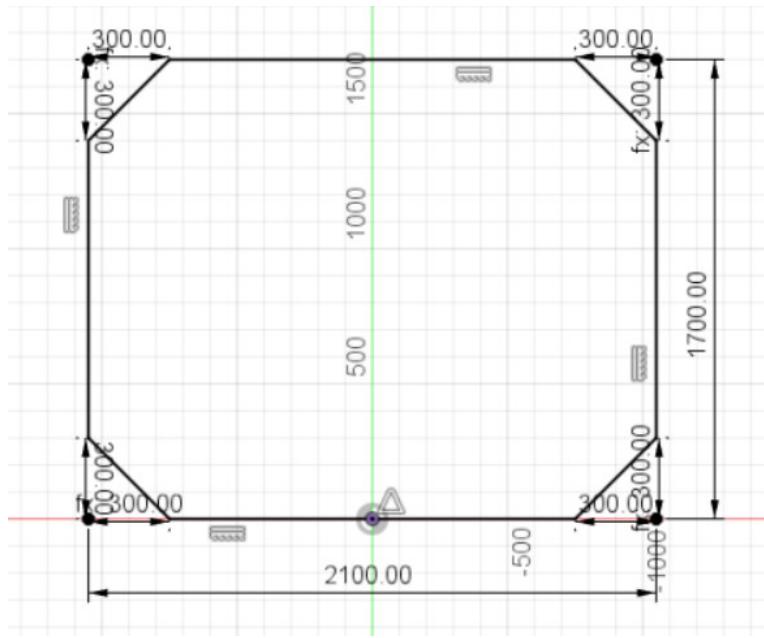


Figura 4.6: Perfil do Túnel de Vento

Experimentais de Zerihan para CD e CL". No total, são 24 geometrias com a posição da asa em alturas variando entre $h = 17\text{ mm}$ e $h = 225\text{ mm}$.

Assim, para se obter a geometria tridimensional do volume de ar dentro do túnel de vento, cortou-se o volume da asa frontal do volume do túnel de vento para a modelagem da massa de ar dentro do túnel de vento a ser discretizada na fase de pré-processamento.

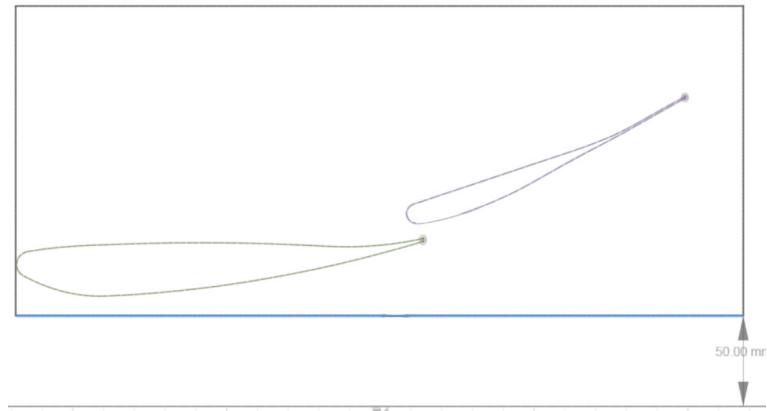


Figura 4.7: Exemplo de definição da altura da asa, no caso $h = 50\text{ mm}$

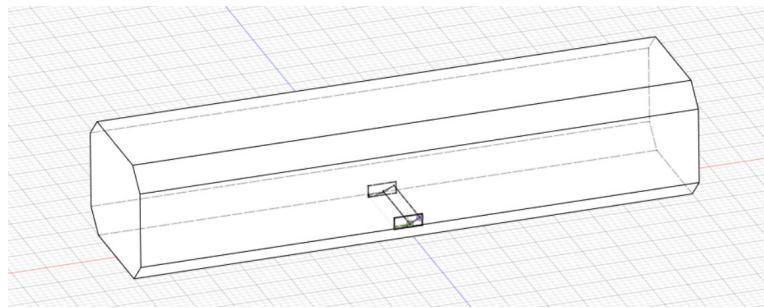


Figura 4.8: Geometria do volume de ar dentro do túnel de vento

4.2.2.4 Estabelecimento do Volume de Refinamento Local de Malha

Com um volume de ar tão grande, é impraticável e desnecessário um alto refinamento global de malha, porém, nas imediações da asa frontal, ainda se deseja uma boa resolução dos elementos de malha. No SALOME, é necessária a criação de uma geometria secundária que esteja associada à zona de refinamento local de malha. Para isso, utilizou-se o módulo *Geometry* do SALOME para a construção de um paralelepípedo dentro do qual se encontra a asa frontal e a malha será mais refinada.

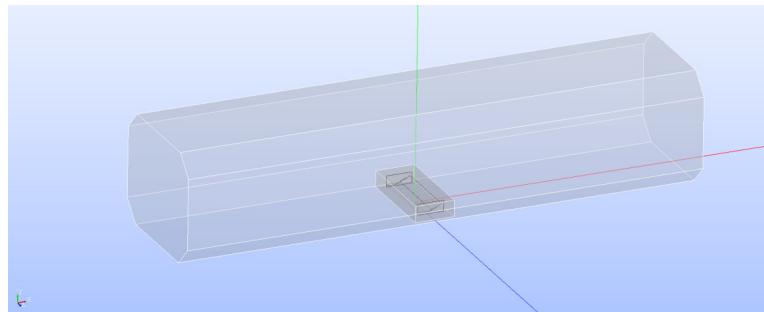


Figura 4.9: Geometria do volume de ar dentro do túnel de vento com volume de refinamento local no SALOME

4.2.3 Modelagem Tridimensional da Asa Frontal no Infinito

Além das simulações dos casos da asa frontal dentro do túnel de vento, também será feita uma simulação do caso em que a asa frontal se encontra em um ambiente sem imposições geométricas limitantes ao volume de ar que influenciem em seus coeficientes aerodinâmicos, ou "no infinito", para comparação dos efeitos do túnel de vento nos coeficientes.

Este caso, denominado *hinf*, utiliza a mesma geometria da asa frontal, porém incluída em um cubo de $20 \times 20 \text{ m}$, em vez do túnel de vento.

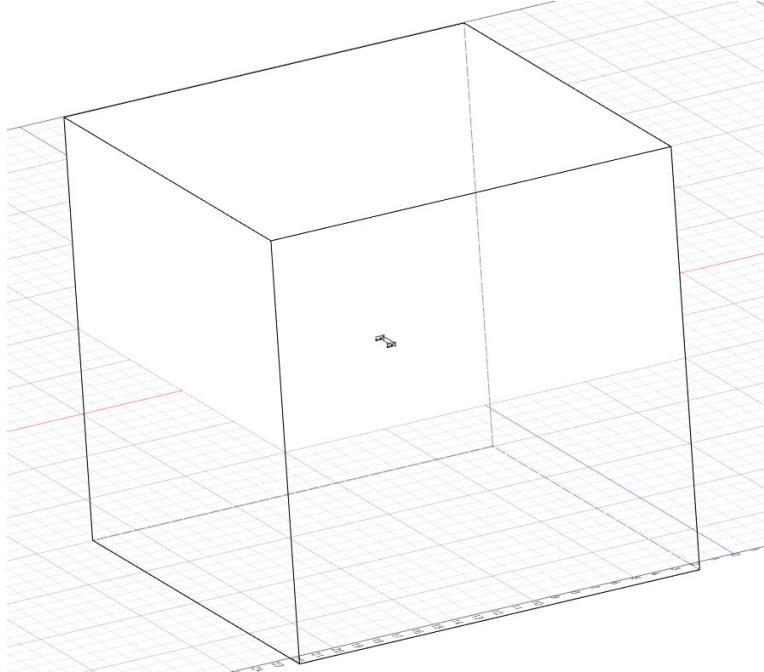


Figura 4.10: Geometria do volume de ar ao redor da asa frontal, no caso *hinf*

4.3 Pré-Processamento

4.3.1 Determinação da Geometria para as Condições de Contorno do Problema

Antes de começar a geração de malha de fato, é importante definir as geometrias que serão utilizadas nas condições de contorno do problema. Após a importação e estabelecimento do volume de refinamento de malha da geometria escolhida, pode-se determinar as superfícies que irão ser definidas no solver SU2 como condições de contorno. Nomeadamente, no caso da asa frontal no túnel de vento estas superfícies são dadas na tabela 4.2

Superfície	Descrição
Inlet	Superfície de entrada do ar no túnel de vento
Outlet	Superfície de saída do ar do túnel de vento
Walls	Teto e paredes do túnel de vento
Ground	Chão do túnel de vento
Wing	Superfícies da geometria da asa frontal, contando com as endplates

Tabela 4.2: Descrição das geometrias para condições de contorno

Para a definição dessas geometrias no SALOME, deve-se, ainda no módulo *Geometry* selecionar as faces das superfícies e agrupá-las em grupos de superfícies.

Após esse passo, pode-se abrir a geometria construída no módulo *Mesh* e seguir o procedimento para a geração de malha. Após o fim da geração de malha, pode-se

importar os grupos de superfícies do módulo *Geometry* para a malha gerada no módulo *Mesh* em *Mesh > Create Groups from Geometry*. Para a geometria dos experimentos de Zerihan (2001), a árvore do arquivo de malha no módulo *Mesh* ficou como na figura 4.11

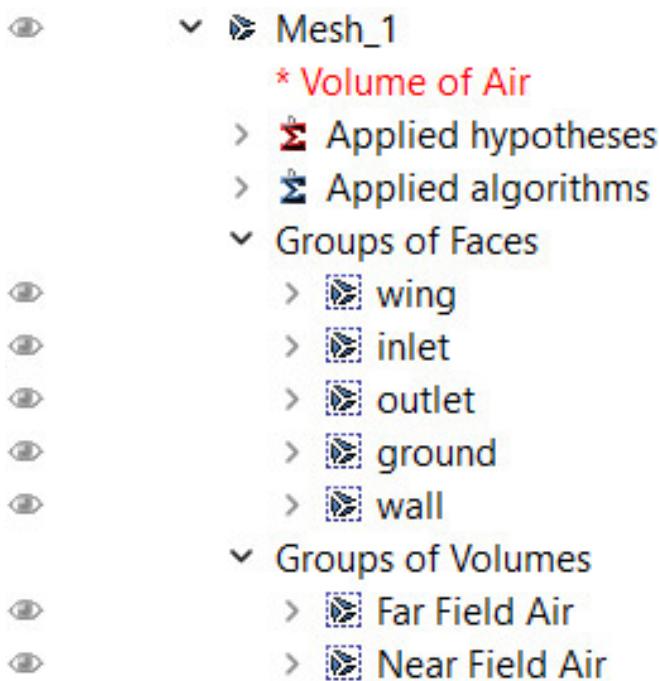


Figura 4.11: Árvore de arquivo de malha do módulo *Mesh* no SALOME

É importante observar que na árvore do arquivo de malha, no caso da geometria dos experimentos de Zerihan (2001), também existem grupos de volumes. Estes grupos são gerados automaticamente a partir da determinação de sub-geometrias de volume para o refinamento local da malha, realizada em 4.2.2 "Modelagem Tridimensional do Volume de Ar Dentro do Túnel de Vento". Isto é importante pois é com esses grupos que serão definidas as condições de geração especial de malha como zona de refinamento local e malha de inflação para camada limite de escoamento. Porém, para a exportação da malha gerada, deve-se excluir estes grupos, pois não são reconhecidos pelo SU2 durante o processo de simulação.

4.3.2 Configuração de Malha - Algoritmo Aplicado

O SALOME possui, em seu módulo *Mesh*, a possibilidade de geração de malha por diversos algoritmos estruturados, não estruturados e algoritmos híbridos avançados. Para este caso, foi escolhido o algoritmo NETGEN 1D-2D-3D (SCHOEBERL, 1997) que utiliza os mesmos parâmetros definidos para a geração das malhas 1D, 2D e 3D. Este algoritmo foi escolhido pela possibilidade de gerar a zona de refinamento local tridimensional e, especialmente, pela viabilidade de definição da hipótese de geração de malha de inflação.

Assim, utilizaram-se os volumes definidos anteriormente para determinar os tamanhos médios dos elementos em cada um.

Geometria Alvo	Tamanho de Elemento Especificado
Far Field Air	500 mm
Near Field Air	10 mm
wing	4 mm

Tabela 4.3: Tamanhos especificados de elementos da malha de acordos com zona de refinamento local

Como o SALOME permite a seleção de diversas geometrias para zonas de refinamento, foram escolhidos: o volume chamado "Near Field Air" que foi definido em Determinação da Geometria para as Condições de Contorno do Problema e o conjunto de superfícies da asa frontal "wing". Isto foi feito de forma a aumentar a resolução da malha nos locais de maior interesse e onde se espera que os efeitos aerodinâmicos sejam mais complexos.

4.3.3 Configuração de Malha - Hipótese Aplicada

Além da zona de refinamento local de malha também foi estabelecida uma hipótese adicional no algoritmo, esta hipótese comanda a geração de uma malha de inflação das superfícies da asa.

4.3.3.1 Dimensionamento da Malha de Camada Limite

Para o dimensionamento da malha de camada limite foi levado em conta a dificuldade do algoritmo de gerar uma malha de boa qualidade quando duas malhas de camada limite se interceptam no espaço. Por isso, fez-se uma malha de camada limite de espessura $\delta = 3.5 \text{ mm}$, 23 camadas e fator de crescimento de 1.2 ao longo de todas superfícies da asa frontal. Isso gera uma primeira camada da malha de camada limite de tamanho $\Delta S = 1.1 \cdot 10^{-5} \text{ m} = 0.011 \text{ mm}$, calculada pelo método $y+$ (ANDERSON, 2017).

4.4 Simulação e Pós-Processamento

As etapas de simulação e pós-processamento deste projeto foram feitas nos programas SU2 e Paraview, respectivamente.

4.4.1 O Cluster Amadea

Este projeto utilizou o cluster Amadea do Laboratório de Aeroacústica Computacional (Caa Lab) para a realização dos cálculos numéricos do *solver* SU2. O Amadea é baseado no sistema operacional CentOS 7, que é uma distribuição Linux gratuita e de classe corporativa baseada em códigos fonte da Red Hat Enterprise Linux. O CentOS 7 oferece acesso a *softwares* padrão da indústria, incluindo compatibilidade com pacotes de *software* da Red Hat Enterprise Linux. O SU2 também já está instalado no cluster e funciona de maneira comprovada por trabalhos anteriores realizados nele.

O cluster Amadea possui 8 processadores Intel Xeon Phi KNL de 64 *cores* e 256 *threads*, com desempenho computacional de 21,28 Teraflops, 128 GB de memória MCDRAM e 768 GB de memória SDRAM DDR4. O nó de visualização possui 256 GB de memória RAM, um processador Intel Xeon com 64 "cores" e uma placa de vídeo Nvidia Quadro P5000.

A infraestrutura de *software* básica do cluster Amadea inclui o gerenciador de fila de simulação *Portable Batch System* (PBS), que é um *software* de código aberto que permite a gestão da execução de códigos numéricos usando os recursos de hardware do cluster. O PBS aloca tarefas computacionais de maneira eficiente entre os recursos computacionais disponíveis.

Os nós de cálculo e de visualização são parte da rede interna do cluster Amadea e podem ser acessados diretamente pela rede da Universidade de Brasília ou de forma remota pela internet. A conexão com esses nós é feita por tunelamento SSH através do nó de gerenciamento, que tem conexão com a rede da Universidade. A conexão externa ao nó de gerenciamento é protegida por senha para segurança do cluster. O acesso ao cluster pode ser feito de qualquer ponto da internet, sem a necessidade de presença física do usuário na Universidade. Qualquer computador pessoal com sistemas operacionais diferentes, incluindo ambiente virtual, pode operar o cluster, já que toda a carga computacional dos processos de simulação é suportada pelo cluster.

4.4.2 Configuração dos Arquivos de Configuração .cfg

O arquivo .cfg é um arquivo de texto que contém as opções de simulação do caso em estudo. Para as simulações deste projeto, como foram realizadas 24 simulações relativas aos experimentos de Zerihan (2001), um modelo de arquivo .cfg utilizado se encontra no apêndice deste relatório em "Código dos Arquivos de Configuração do SU2", apêndice L. Os principais parâmetros adicionados aos arquivos .cfg neste trabalho foram:

- *SOLVER = INC_RANS* : Indica o tipo de simulação, no caso, incompressível por modelagem RANS de turbulência.
- *INC_VELOCITY_INIT = (30.0, 0.0, 0.0)* : Determina qual a velocidade in-

cial do escoamento e em qual direção, no caso, 30 m/s como nos experimentos de Zerihan (2001).

- $SURFACE_MOVEMENT = MOVING_WALL$;
 $MARKER_MOVING = (ground)$ e $SURFACE_TRANSLATION_RATE = 30.00.00.0$: Indicam que o chão possui movimento de 30 m/s como nos experimentos de Zerihan (2001).
- $MARKER_HEATFLUX = (wing, 0, ground, 0)$; $MARKER_EULER = (wall)$ e $MARKER_FAR = (inlet, outlet)$: Indicam as condições de contorno do problema, levando em consideração a condição de não-escorregamento apenas para a asa frontal e para o chão.

E a única modificação realizada para cada simulação foi o nome dos arquivos de malha utilizados em cada caso.

Também nos apêndices, há um arquivo .cfg relativo ao caso *hinf*, em que não há superfície em movimento e nem paredes ou chão discriminados na malha.

4.4.3 Metodologia da Análise de Dados e dos Resultados

4.4.3.1 Análise de Convergência de Iterações de Simulação

Para a análise da convergência dos coeficientes adimensionais aerodinâmicos obtidos por cada simulação ao logo das iterações, foi desenvolvido um código em *Python* que abre as pastas de cada simulação e lê a saída dos valores de CL, CD e CSF (Coeficiente de Força Lateral) e cria um gráfico mostrando a evolução dos valores desde o início da simulação.

Para a comparação com a literatura e validação dos resultados, esse código também calcula a média do último quinto dos valores obtidos e o desvio padrão em formato numérico e adimensional percentual.

Após isso, o programa salva os resultados de cálculo em um arquivo de dados para ser lido posteriormente com mais facilidade.

O código desenvolvido pode ser encontrado nos apêndices deste relatório, em K.1: Monitorador e Gerador de Gráficos dos Coeficientes Aerodinâmicos ao Longo das Iterações.

4.4.3.2 Visualizações de Velocidade e Pressão

Para as visualizações dos campos de velocidade e de pressão do escoamento, foi criado um estado de visualização do ParaView que permitisse gerar as figuras necessárias para a comparação dos resultados devido à diferença de altura de asa h e que gerasse as

linhas de corrente necessárias para a compreensão do comportamento do escoamento em cada caso.

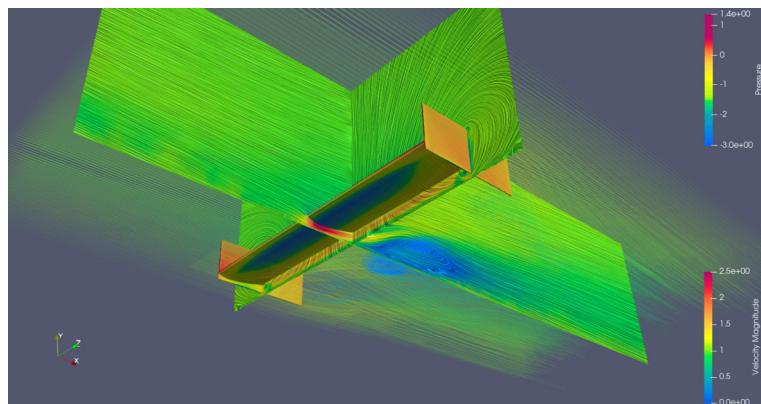


Figura 4.12: Estado de visualização do ParaView para velocidade, pressão e linhas de corrente.

4.4.3.3 Validação de Resultados

Para a validação dos resultados, por meio comparativo com os resultados de Zerihan (2001), foi desenvolvido um código em *Python* que lê os valores da tabela II.1 e os resultados gerados pelo Monitorador e Gerador de Gráficos dos Coeficientes Aerodinâmicos ao Longo das Iterações e gera dois tipos de gráficos, um que é a comparação direta dos resultados de coeficiente de arrasto e de sustentação entre os resultados numéricos e os resultados experimentais, e outro que é a diferença em formato dimensional e em formato percentual entre os resultados numéricos obtidos e os resultados de Zerihan (2001).

Capítulo 5

Resultados e Análise

5.1 Resultados do Pré-Processamento

Os resultados do pré-processamento foram as malhas de simulação em formato .su2 geradas pelo SALOME e convertidas pelo gmsh.

5.1.1 Casos hx

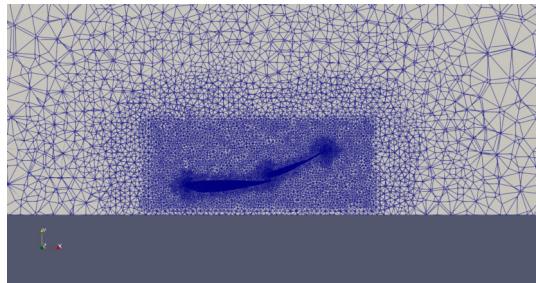
Para os casos hx, todas as malhas foram geradas utilizando exatamente os mesmos parâmetros, porém, devido ao algoritmo de geração de malhas não-estruturadas empregado pelo SALOME e às diferenças geométricas de cada caso, existe variação no número de elementos de malha em cada uma. Por isso, o processo de geração foi realizado de modo que essa variação não fosse grande demais, a fim de diminuir a influência da quantidade de elementos de malha na acurácia dos resultados numéricos de caso a caso, devido aos erros relativos à discretização. Os valores da quantidade mínima, máxima e média de elementos de malha dentre todos os casos estão dispostos na tabela 5.1.

Parâmetro	Número de Elementos de Malha	Caso
Mínimo	$15.016 \cdot 10^6$	h50
Máximo	$18.655 \cdot 10^6$	h110
Médio	$15.837 \cdot 10^6$	—
Desvio Padrão	$0.895 \cdot 10^6$	—

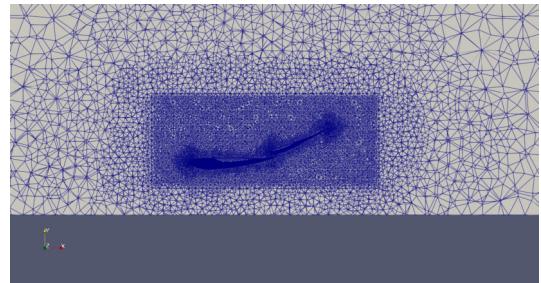
Tabela 5.1: Informações gerais sobre as malhas resultantes do pré-processamento.

Pela tabela 5.1 pode-se ver que, com uma média de 15.837 milhões de elementos e um desvio padrão de 895.392 mil elementos, o desvio padrão da quantidade de elementos de malha para o conjunto de casos é de apenas 5.65%. Logo, será utilizada a hipótese de que os erros de discretização dos casos são da mesma ordem de grandeza.

As malhas com a maior e a menor quantidade de elementos estão representadas nas figuras 5.1a e 5.1b.



(a) Malha do caso h50



(b) Malha do caso h110

Figura 5.1: Comparaçāo das malhas dos casos h50 e h110

Nestas figuras, pode-se ver a zona de refinamento local de malha retangular ao redor do perfil da asa, assim como também o refinamento maior perto da superfície, como determinadas durante a etapa de Pré-Processamento. Já a malha de inflação para captura de camada limite pode ser melhor visualizada na figura 5.2.

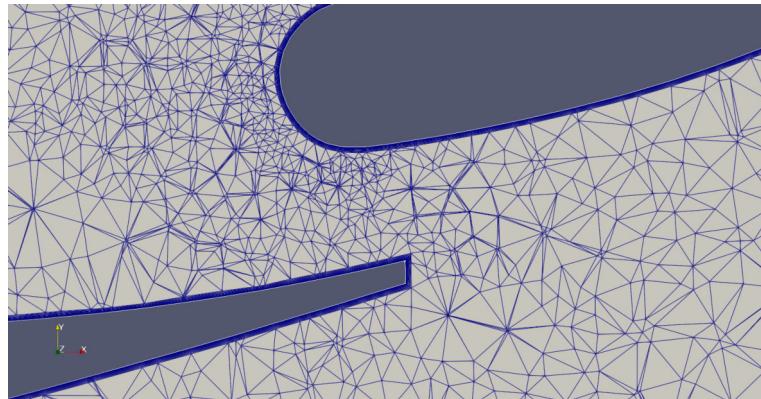


Figura 5.2: Malha de inflação para captura da camada limite.

Figuras relativas às malhas de todos os casos hx se encontram nos apêndices, em A. Visualizações das Malhas Geradas

5.1.2 Caso hinf

Para o caso hinf, como a asa está no espaço não-restrito pelo túnel de vento, espera-se que não haja influência de efeitos de instalação. Logo, pode se usar uma malha mais leve, com uma quantidade menor de elementos de malha, para a simulação do caso.

O resultado foi uma malha com as mesmas zonas de refinamento local, porém com elementos ligeiramente maiores em cada uma. A malha de inflação de camada limite foi replicada dos casos hx.

Assim, a malha gerada para o caso hinf tem suas propriedades como mostrado na tabela 5.2 e pode ser vista em corte no plano xy na figura 5.3

Malha hinf	
Número de Elementos de Malha	$10.620 \cdot 10^6$
Tamanho Máximo de Elemento	500 mm
Tamanho Mínimo de Elemento	0.01 mm

Tabela 5.2: Propriedades da malha do caso hinf

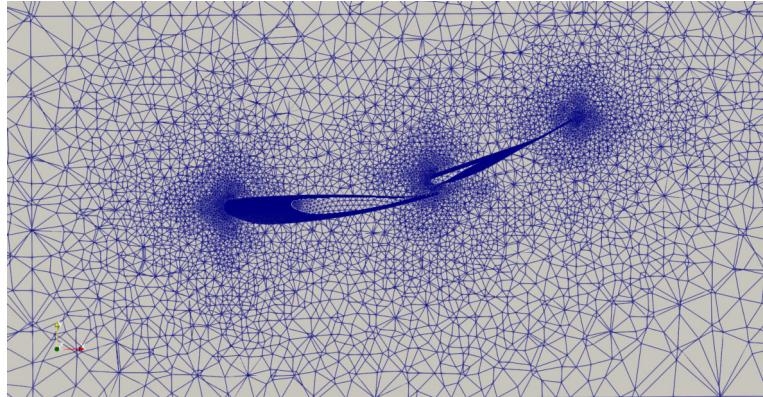


Figura 5.3: Malha do caso hinf

5.2 Resultados das Simulações Numéricas e do Pós-Processamento

Dos resultados numéricos após as simulações podem ser avaliados os campos de velocidade e pressão, além de verificar a ocorrência de vórtices de ponta de asa como descrito na literatura. (KATZ, 1995)

Além disso, para a comparação com Zerihan (2001) e validação dos resultados, deve-se analisar o processo de convergência dos valores dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais ao longo das iterações de simulação e verificar se não há instabilidade numérica nos casos realizados.

5.2.1 Casos hx

5.2.1.1 Convergência das Iterações

A convergência das iterações é importante para verificar se não foram obtidos valores errados para os coeficientes aerodinâmicos devido à instabilidade numérica do método iterativo.

Neste trabalho, foram usados como valores nominais dos coeficientes aerodinâmicos, os valores médios tomados com base nos valores para CD, CL e CSF do último quinto das iterações realizadas em cada simulação. Como foram realizadas 15000 iteração em cada caso, essa média é relativa aos últimos 3000 valores obtidos pelo SU2. Também foi determinado o desvio padrão dos valores utilizados para o cálculo da média para a

verificação da convergência e esses valores se encontram na tabela 5.3.

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

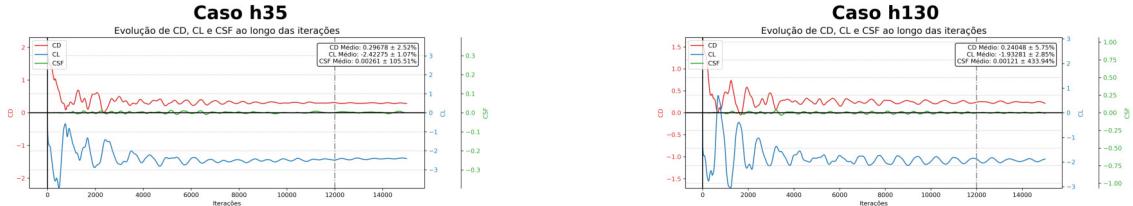
Tabela 5.3: Desvio padrão da convergência ao longo das iterações de cada caso

É importante observar mesmo os maiores desvios padrão de CD, CL são pequenos o suficiente para que possa se dizer que houve convergência dos valores obtidos.

Além disso, apesar dos desvios padrão do coeficiente de força lateral serem muito grandes em todos os casos, isso pode ser explicado pelo fato que, como os casos são simétricos no plano xy, o coeficiente de força lateral esperado é nulo e a metodologia implícita de resolução das equações de Navier-Stokes empregada pelo SU2 flutua os resultados ao redor de zero. De fato, isso pode ser confirmado ao se observar o comportamento de convergência do CSF nas figuras 5.4a, 5.4b e nas presentes no apêndice B.

Dois exemplos de convergência, para um dos casos mais estáveis (h35) e um dos casos menos estáveis (h110) se encontram nas figuras 5.4a e 5.4b

Figuras relativas às convergências de todos os casos hx se encontram nos apêndices, em B. Gráficos de Convergência das Simulações



(a) Convergência do caso h35 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

(b) Convergência do caso h130 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

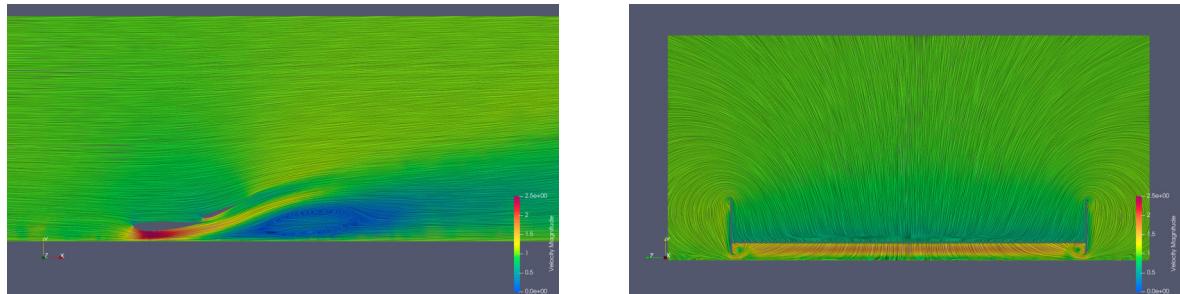
Figura 5.4: Comparaçāo da convergência dos casos h35 e h130 para CD, CL e CSF

5.2.1.2 Campo de Velocidade

No campo de velocidade, é importante a visualização dos fenômenos de:

- *Stall* e recirculação do escoamento a jusante da asa;
- Aceleração do escoamento devido ao efeito solo;
- Escoamento quase não perturbado por efeito solo.

O fenômeno do *stall* do aerofólio e consequente recirculação do escoamento pode ser visto na figura 5.5, onde a baixa altura do aerofólio acaba ocasionando a constrição do escoamento. A bolha de recirculação é bem visível em azul a jusante da asa.



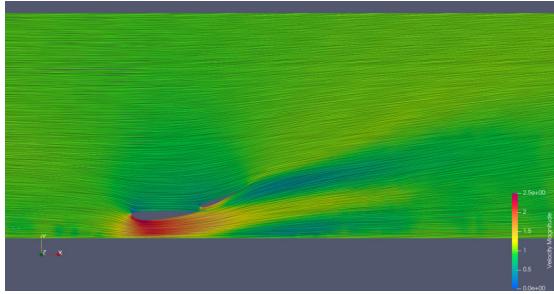
(a) Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h20

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

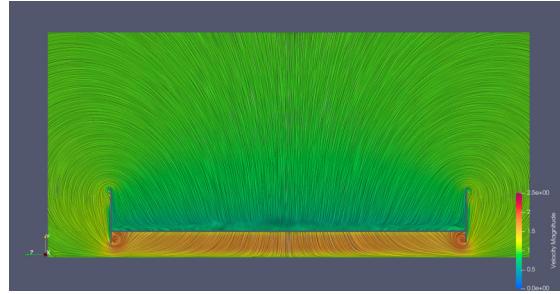
Figura 5.5: Visualização de velocidade do escoamento do caso h20 no plano xy e yz

Nas figuras 5.6 e 5.7 tem-se, respectivamente, uma situação em que o efeito solo acelera o escoamento de maneira eficiente e ocasiona um aumento do *downforce* gerado e uma situação onde a altura do aerofólio é grande demais e acaba por não aproveitar do efeito solo para geração de *downforce* da melhor maneira.

Figuras relativas às visualizações de velocidade de todos os casos hx se encontram nos apêndices, em D. Visualizações de Velocidade - Plano xy e E. Visualizações de Velocidade - Plano yz - Visão Geral.

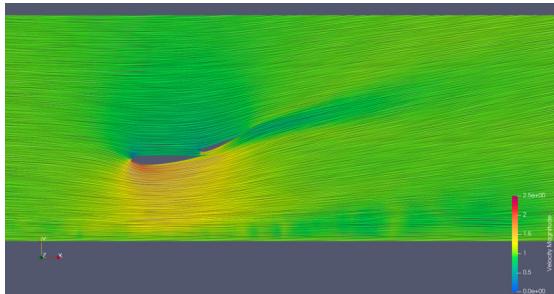


(a) Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h45

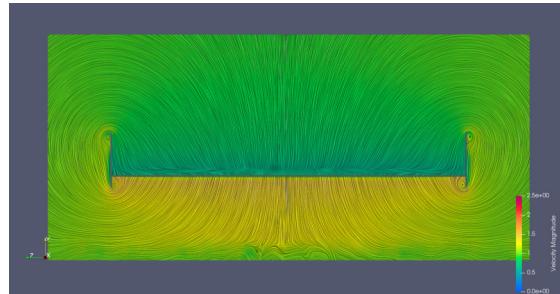


(b) Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h45

Figura 5.6: Visualização de velocidade do escoamento do caso h45 no plano xy e yz



(a) Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h225

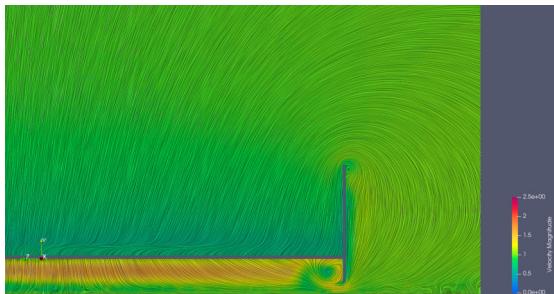


(b) Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h225

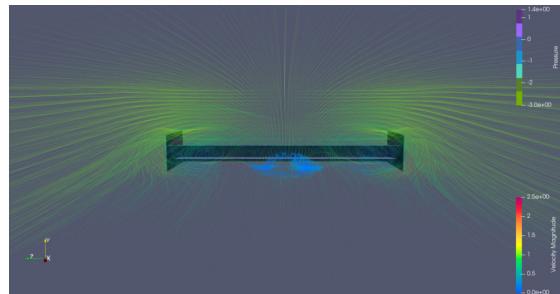
Figura 5.7: Visualização de velocidade do escoamento do caso h225 no plano xy e yz

5.2.1.3 Vórtices de Ponta de Asa

A ocorrência de formação dos vórtices de ponta de asa foi observada em todas as simulações, como o esperado. Um exemplo pode ser visto com o caso h17, na figura 5.8.



(a) Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h17



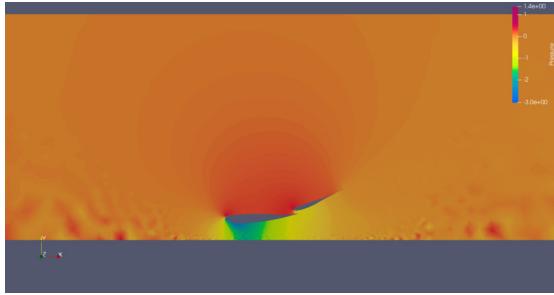
(b) Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h17

Figura 5.8: Visualização da formação de vórtices de ponta de asa no caso h17

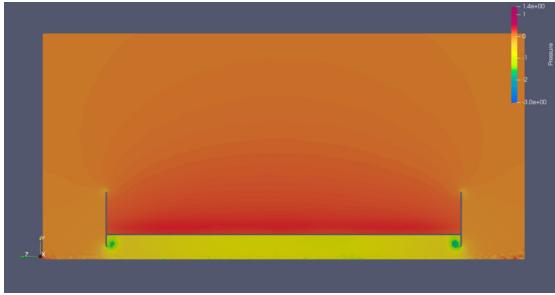
Figuras relativas às visualizações dos vórtices de ponta de asa de todos os casos hx se encontram nos apêndices, em F. Visualizações de Velocidade - Plano yz - Detalhe dos Vórtices de Ponta de Asa e G. Visualizações 3D das linhas de corrente.

5.2.1.4 Campo de Pressão

A principal visualização do escoamento relativa ao campo de pressão é para a visualização das zonas de alta e baixa pressão formadas devido ao escoamento ao redor da asa e sua interação com o túnel de vento.



(a) Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h40



(b) Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h40

Figura 5.9: Visualização de pressão do escoamento do caso h40 no plano xy e yz

Pode-se ver na figura 5.9 que as zonas se formaram conforme o esperado, ocorrendo inclusive a captura da zona de baixa pressão no centro dos vórtices de ponta de asa.

Figuras relativas às visualizações pressão de todos os casos hx se encontram nos apêndices, em H. Visualizações de Pressão - Plano xy e I. Visualizações de Pressão - Plano yz.

5.2.2 Validação dos Resultados

Para a validação dos resultados, deve-se compará-los com os resultados obtidos por Zerihan (2001) em sua tese de doutorado. Versões maiores das figuras 5.10 e 5.11 estão disponíveis no apêndice C. Comparativo dos Resultados de Simulação com os Resultados Experimentais de Zerihan. Assim como a tabela dos valores de cada gráfico.

É importante notar que as simulações que possuem bolha de recirculação a jusante do escoamento, como é o caso das simulações h17 até h45, introduzem uma dificuldade significativa em capturar com acurácia os coeficientes aerodinâmicos adimensionais devido aos efeitos da modelagem de turbulência utilizada. Portanto, separou-se, nos gráficos apresentados, os pontos antes e depois do desaparecimento da bolha de recirculação e serão levados em conta para a análise quantitativa proposta apenas os pontos após o desaparecimento da bolha.

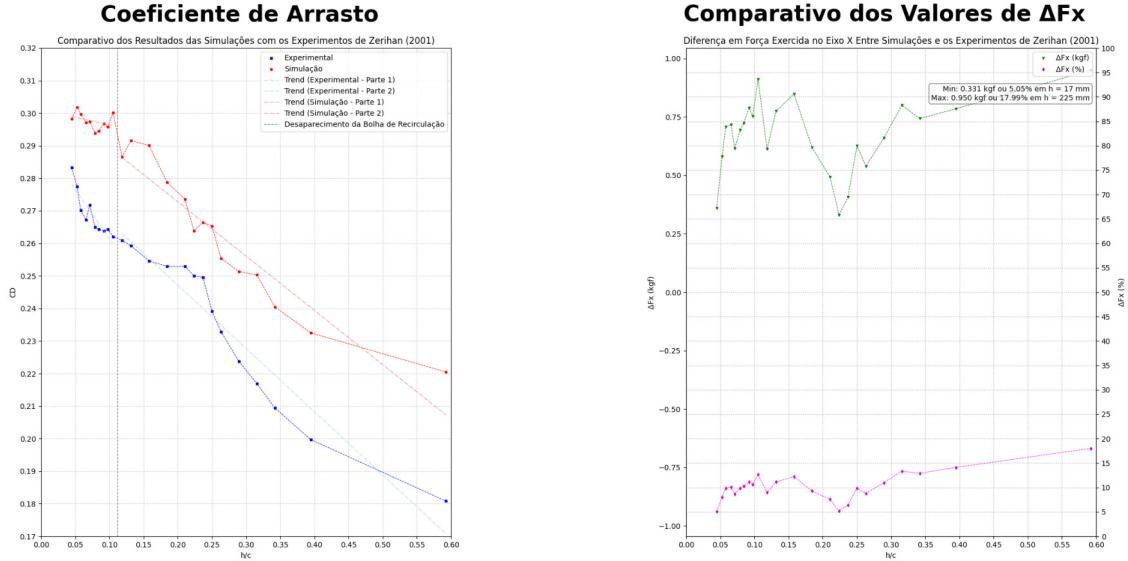
5.2.2.1 Coeficiente de Arrasto

Na figura 5.10a tem-se os resultados de simulação junto com os dados obtidos por Zerihan (2001) para o coeficiente de arrasto. Pode-se ver que, apesar do arrasto das simulações ter sido sempre maior do que o arrasto medido experimentalmente, a tendência do arrasto em função da altura de asa foi bem capturada.

Isso pode ser medido ao se comparar os valores dos coeficientes lineares das retas de tendência da segunda parte dos dados experimentais e numéricos ($m_{CD;exp}$ e $m_{CD;sim}$), dispostos na tabela 5.4.

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

Tabela 5.4: Coeficientes Lineares das Retas de Tendência do Arrasto



(a) Comparativo do Coeficiente de Arrasto

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

Figura 5.10: Validação do coeficiente de arrasto

Na figura 5.10b, a diferença entre os pontos numéricos e os experimentais foi medida para cada simulação a fim de verificar a maior e menor discrepância entre os experimentos. Em termos percentuais, a maior disparidade foi para o caso h225 com 17.99%. Dimensionalizando isso para kgf , tem-se uma noção melhor da ordem de grandeza do erro, com 0.950 kgf de diferença máxima. Já a menor discrepância foi para o caso h17 com 5.05% ou 0.331 kgf .

Se a diferença absoluta entre os coeficientes lineares das retas de tendência for transformada em um formato percentual relativo ao maior coeficiente linear dentre as tendências, como exposto em (5.1) e (5.2), pode-se criar um coeficiente de grau de similaridade percentual (gs_{CD}) adimensionalizado que quantifica o paralelismo das retas de tendência dos dados. E também cria-se um valor complementar de erro de similaridade percentual adimensional (Δm_{CD}).

$$\Delta m_{CD} = \frac{|m_{CD;exp} - m_{CD;sim}|}{|MAX(m_{CD;exp}; m_{CD;sim})|} = 15.78\% \quad (5.1)$$

$$gs_{CD} = 1 - \Delta m_{CD} = 84.22\% \quad (5.2)$$

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

5.2.2.2 Coeficiente de Sustentação

Na figura 5.11a tem-se os resultados de simulação obtidos junto com os valores obtidos por Zerihan (2001) para o coeficiente de sustentação. De modo inverso ao arrasto, pode-se observar que o coeficiente de sustentação obtido numericamente foi sempre menor que sua contrapartida experimental, mas assim como o coeficiente de arrasto, a tendência da curva *altura x downforce* foi bem capturada.

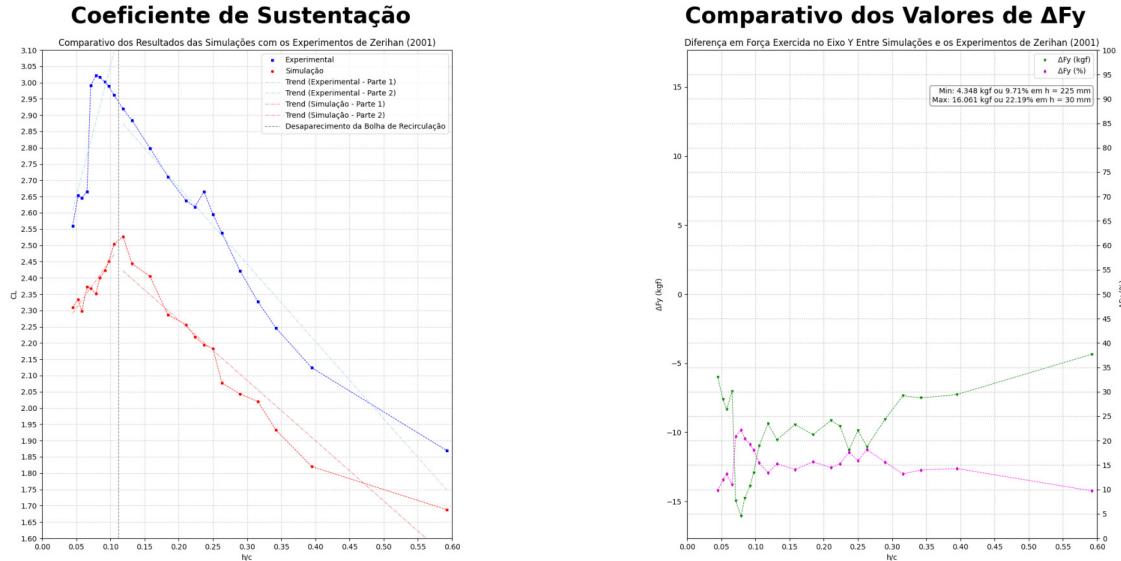
Assim como feito para o arrasto, isso pode ser medido ao se comparar os valores dos coeficientes lineares das retas de tendência da segunda parte dos dados experimentais e numéricos ($m_{CL;exp}$ e $m_{CL;sim}$), dispostos na tabela 5.5.

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

Tabela 5.5: Coeficientes Lineares das Retas de Tendência da Sustentação

Do mesmo jeito que para o coeficiente de arrasto, na figura 5.11b, a diferença entre os pontos numéricos e os experimentais foi medida para cada simulação. A maior disparidade foi para o caso h30 com 22.19% ou 16.061 kgf de diferença máxima. Já a menor discrepância foi para o caso h30 com 9.71% ou 4.348 kgf .

Fazendo o mesmo procedimento que foi feito para o arrasto, pode se calcular os coeficientes de erro de similaridade (Δm_{CL}) e de grau de similaridade percentual das tendências da sustentação (gs_{CL}) nas equações (5.3) e (5.4).



(a) Comparativo do Coeficiente de Sustentação

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

Figura 5.11: Validação do coeficiente de sustentação

$$\Delta m_{CL} = \frac{|m_{CL;exp} - m_{CL;sim}|}{|MAX(m_{CL;exp}; m_{CL;sim})|} = 22.15\% \quad (5.3)$$

$$gs_{CL} = 1 - \Delta m_{CL} = 77.85\% \quad (5.4)$$

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

5.2.2.3 Gráfico CL/CD

Também pode-se utilizar um gráfico CL/CD para comparar os dados obtidos com os dados fornecidos por Zerihan (2001).

Ao analisar a figura 5.12, pode-se ver que o comportamento aerodinâmico da asa se assemelha com em ambos os casos, com uma dificuldade de captura do ponto de maior razão entre os coeficientes e uma anomalia no comportamento após o desaparecimento da bolha de recirculação, que pode estar atrelada à problemas relativos ao modelo de turbulência utilizado.

Apesar disso, observa-se uma tendência geral de diminuição da eficácia aerodinâmica, medida por $\frac{C_L}{C_D}$, proporcional ao aumento da altura da asa com relação ao chão adimensionalizada pela corda $\frac{h}{c}$, após o desaparecimento da recirculação por constrição

do escoamento, como antecipado pela teoria analítica e demonstrado nos experimentos de Zerihan (2001).

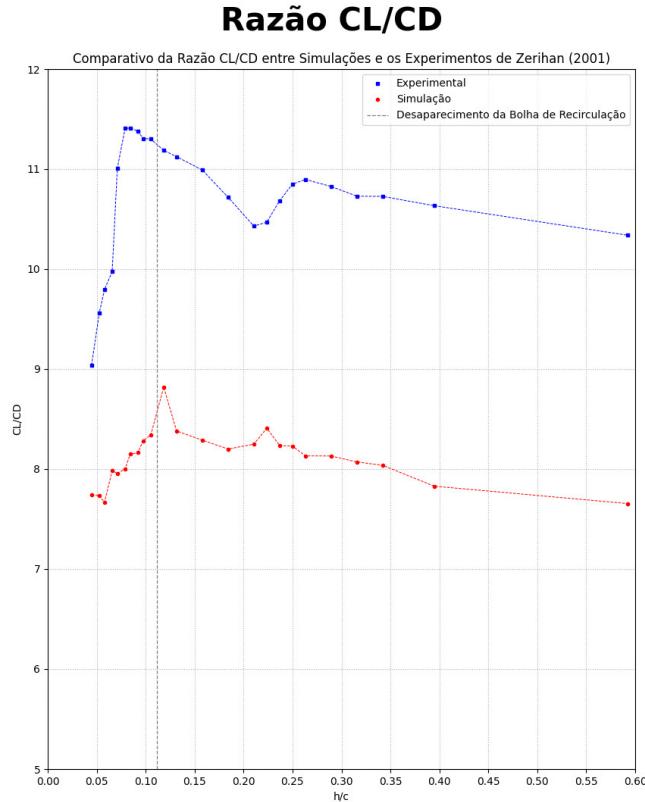


Figura 5.12: Comparativo da razão entre os coeficientes adimensionais.

5.2.3 Caso hinf

Com o ciclo de simulações validado, pode-se utilizar o processo desenvolvido para estudar casos em que não houveram testes experimentais. O caso escolhido foi o hinf, onde a asa está no infinito.

5.2.3.1 Convergência das Iterações e Coeficientes Aerodinâmicos Adimensionais

Pela convergência das iterações de simulação, pode-se observar que não há instabilidade numérica notável que impacte na qualidade dos resultados obtidos, como visto na tabela 5.6.

Assim, pode-se dizer com certo nível de confiabilidade que os coeficientes aerodinâmicos obtidos estão condizentes com a realidade. Estes coeficientes podem ser vistos na figura 5.13 e também estão dispostos na tabela 5.7.

Caso	CD	CL	CSF
hinf	3.06%	1.30%	333.75%

Tabela 5.6: Desvio padrão dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais ao longo das iterações do caso hinf

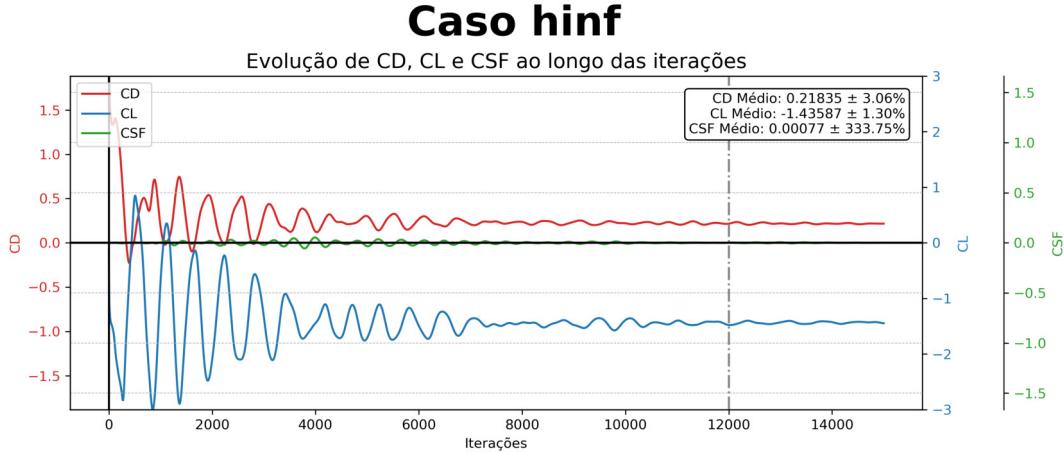


Figura 5.13: Convergência do caso hinf para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso	CD	CL	CSF
hinf	0.21835	-1.43587	0.00077

Tabela 5.7: Coeficientes aerodinâmicos adimensionais médios do caso hinf

É interessante notar que estes valores seguem a tendência dos gráficos das figuras 5.10a e 5.11a, com uma queda nos coeficientes de arrasto e sustentação. Isso indica que, mesmo a 225 milímetros do solo, ainda há a influência da constrição do escoamento na aerodinâmica do corpo, apesar de ser pouca.

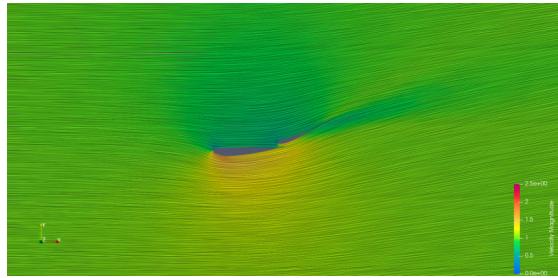
5.2.3.2 Campo de Velocidade

No campo de velocidade, como pode ser observado na figura 5.14, o escoamento se assemelha com o caso h225, onde o escoamento é bem-comportado ao redor da asa, sem a ocorrência de *stall*, e não há perturbação devido a efeitos de instalação.

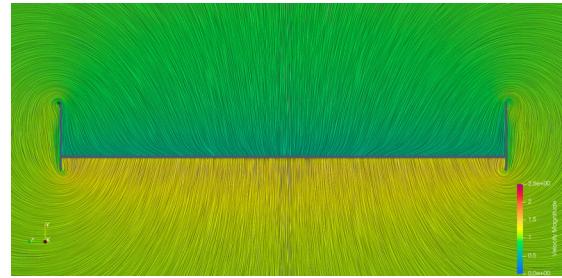
5.2.3.3 Vórtices de Ponta de Asa e Campo de Pressão

Assim como nos casos dentro do túnel de vento, há a formação de vórtices de ponta de asa nas bordas das *endplates* do conjunto. Isso pode ser visualizado nas imagens 5.15a e 5.15b.

Já no campo de pressão, visível na figura 5.16, é relativamente fácil de observar a influência do túnel de vento e do solo no comportamento do escoamento, sem a geometria limitante das paredes, teto e chão do túnel de vento, o aerofólio gera zonas

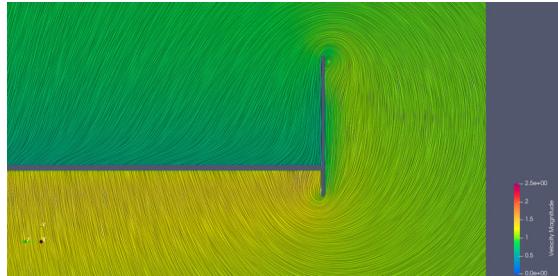


(a) Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso hinf

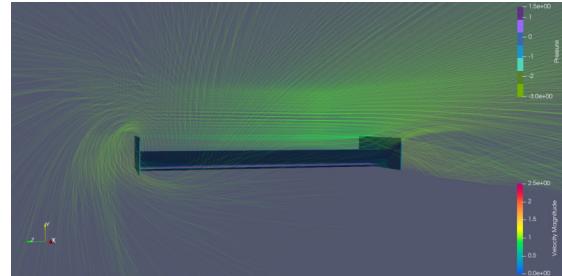


(b) Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso hinf

Figura 5.14: Visualização de velocidade do escoamento do caso hinf no plano xy e yz



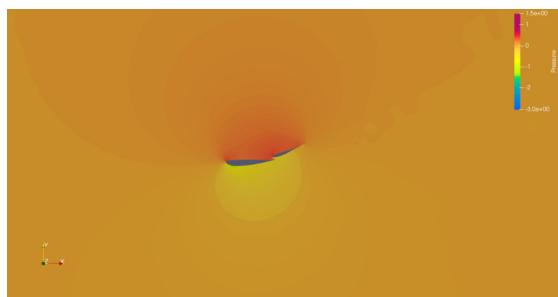
(a) Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso hinf



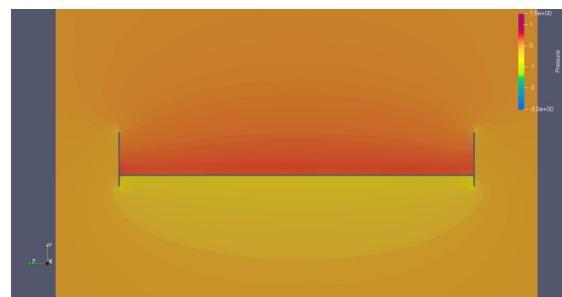
(b) Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso hinf

Figura 5.15: Visualizações do caso hinf: detalhe da velocidade no plano yz e visualização 3D do escoamento com vórtices de ponta de asa

bem definidas de alta e baixa pressão e é nítido o tamanho do gradiente de pressão em ambas.



(a) Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso hinf



(b) Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso hinf

Figura 5.16: Visualizações de pressão do caso hinf: plano xy e plano yz

Capítulo 6

Conclusão

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

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

A visualização dos campos de velocidade e pressão revelou fenômenos importantes, como o *stall* do aerofólio em efeito solo, formação de vórtices de ponta de asa e aceleração do escoamento devido ao efeito solo. As zonas de alta e baixa pressão também foram identificadas conforme esperado.

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

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

6.1 Sugestões para Trabalhos Futuros

Com base nos resultados e nas observações feitas durante este estudo, surgem várias sugestões para trabalhos futuros que podem expandir e aprimorar ainda mais o conhecimento sobre o comportamento aerodinâmico da asa estudada. Algumas sugestões incluem:

1. Investigar o efeito de diferentes geometrias de asa nos coeficientes aerodinâmicos, explorando variações nas dimensões, perfis e configurações estruturais da asa. Isso pode ajudar a identificar formas mais eficientes e otimizar o desempenho aerodinâmico.
2. Realizar estudos em diferentes condições de operação, como ângulos de ataque variados, velocidades do fluxo de ar e altitudes. Isso permitiria analisar o comportamento da asa em uma variedade de cenários e melhor compreender sua resposta aerodinâmica em diferentes situações.
3. Simular um modelo de asa frontal de fórmula 1 de uma temporada mais recente. Isso pode ajudar a observar a evolução do conhecimento sobre aerodinâmica e do *design* desses elementos ao longo do tempo.

Essas sugestões para trabalhos futuros têm o objetivo de expandir os conhecimentos sobre o desempenho aerodinâmico da asa estudada, bem como explorar outras áreas de pesquisa relacionadas à aerodinâmica e CFD.

Referências Bibliográficas

ANDERSON, D. A.; PLETCHER, R. H.; TANNEHILL, J. C. *Computational fluid mechanics and heat transfer*. Third edition. Boca Raton: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2013. (Series in computational and physical processes in mechanics and thermal sciences). ISBN 978-1-59169-037-5.

ANDERSON, J. D. *Fundamentals of aerodynamics*. Sixth edition. New York, NY: McGraw Hill Education, 2017. (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering). ISBN 978-1-259-12991-9.

DYKE, M. V. (Ed.). *An album of fluid motion*. 12. printing. ed. Stanford, Calif: Parabolic Press, 2008. ISBN 978-0-915760-02-2 978-0-915760-03-9.

ECONOMON, T. D. et al. SU2: An Open-Source Suite for Multiphysics Simulation and Design. *AIAA Journal*, dez. 2015. Publisher: American Institute of Aeronautics and Astronautics. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.J053813>>.

FERZIGER, J. H.; PERIĆ, M.; STREET, R. L. *Computational methods for fluid dynamics*. Fourth edition. Cham: Springer, 2020. ISBN 978-3-319-99691-2.

FIA. *Regulamentação Técnica FIA F1 2023*. 2022.

GEUZAINÉ, C. *Gmsh 4.11.1*. 2022. Disponível em: <<https://gmsh.info/doc/texinfo/gmsh.html>>.

HANSEN, C. D.; JOHNSON, C. R. (Ed.). *The visualization handbook*. Amsterdam ; Boston: Elsevier-Butterworth Heinemann, 2005. ISBN 978-0-12-387582-2.

HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W.; COLLICOTT, S. H.; VALENTINE, D. T. *Aerodynamics for engineering students*. Seventh edition. Oxford: Butterworth-Heinemann, is an imprint of Elsevier, 2017. OCLC: ocn948548390. ISBN 978-0-08-100194-3.

KATZ, J. *Race car aerodynamics: designing for speed*. Cambridge, MA, USA: R. Bentley, 1995. ISBN 978-0-8376-0142-7.

MALISKA, C. R. *FUNDAMENTALS OF COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS the finite volume method*. S.l.: SPRINGER INTERNATIONAL PU, 2023. OCLC: 1364316604. ISBN 978-3-031-18235-8.

MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, ago. 1994. ISSN 0001-1452, 1533-385X. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.12149>>.

MENTER, F. R.; KUNTZ, M.; LANGTRY, R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. *Heat and Mass Transfer*, 2003.

MUNSON, B. R.; YOUNG, D. F.; OKIISHI, T. H. *Fundamentals of fluid mechanics*. 5th ed. ed. Hoboken, NJ: J. Wiley & Sons, 2006. ISBN 978-0-471-67582-2.

NETO, A. *Escoamentos Turbulentos: Análise Física e Modelagem Teórica*. [S.l.]: Composer, 2020. ISBN 6599036511.

POPE, S. B. *Turbulent flows*. Cambridge ; New York: Cambridge University Press, 2000. ISBN 978-0-521-59125-6 978-0-521-59886-6.

SALOME. *History of SALOME*. 2022. Disponível em: <https://www.salome-platform.org/?page_id=676>.

SALOME. *Meshing with SMESH*. 2022. Disponível em: <https://www.salome-platform.org/?page_id=374>.

SCHOEBERL, J. NETGEN An advancing front 2D/3D-mesh generator based on abstract rules. *Computing and Visualization in Science*, v. 1, p. 41–52, jul. 1997.

SMITS, A. J.; LIM, T. T. (Ed.). *Flow visualization: techniques and examples*. 2nd ed. ed. London : Singapore ; Hackensack, NJ: Imperial College Press ; Distributed by World Scientific Press, 2012. OCLC: ocn792748131. ISBN 978-1-84816-791-9.

STEWART, J. *Calculus*. Eighth edition. Boston, MA, USA: Cengage Learning, 2016. OCLC: ocn892432745. ISBN 978-1-285-74062-1 978-1-305-27176-0.

TENNEKES, H.; LUMLEY, J. L. *A first course in turbulence*. Cambridge, Mass: MIT Press, 1972. ISBN 978-0-262-20019-6.

TREMAYNE, D. *The science of Formula 1 design: expert analysis of the anatomy of the modern Grand Prix car*. 3rd ed. ed. Sparkford, NR Yeovil, Somerset, U.K. : Newbury Park, Calif: Haynes Pub. ; Haynes North America, 2009. ISBN 978-1-84425-718-8.

WHITE, F. M.; CHUL, R. Y. *Fluid mechanics: Frank M. White ; adapted by Professor Rhim Yoon Chul*. Vuitena edició a si units. Chennai: McGraw Hill Education, 2018. OCLC: 1293962210. ISBN 978-93-85965-49-4.

ZERIHAN, J. D. C. *An Investigation into the Aerodynamics of Wings in Ground Effect*. Tese (Doutorado) — University of Southampton, 2001.

ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. *Fluid mechanics: fundamentals and applications*. Third edition. New York: McGraw Hill, 2014. ISBN 978-0-07-338032-2.

Anexos

ANEXO I

Dados de coordenadas dos pontos dos perfis de asa

Flap Wing / Corda			
Corda (c)	380 mm		
Ângulo de Ataque (α)	14.1 deg		
Superfície de Sucção	Superfície de Pressão		
x/c	y/c	x/c	y/c
0.5643	0.0757	0.5643	0.0757
0.5687	0.0633	0.5720	0.0863
0.5744	0.0601	0.5785	0.0886
0.5805	0.0597	0.5849	0.0908
0.5868	0.0605	0.5914	0.0929
0.5931	0.0614	0.5979	0.0951
0.6248	0.0678	0.6302	0.1059
0.6570	0.0779	0.6625	0.1167
0.6896	0.0908	0.6948	0.1275
0.7240	0.1065	0.7271	0.1383
0.7573	0.1249	0.7594	0.1491
0.7895	0.1434	0.7918	0.1600
0.8229	0.1617	0.8241	0.1709
0.8566	0.1789	0.8567	0.1836
0.8895	0.1967	0.8897	0.1996
0.9230	0.2158	0.9232	0.2186
0.9564	0.2345	0.9567	0.2372
0.9669	0.2402	0.9670	0.2429

Tabela I.1: Dados coletados para a posição adimensionalizada de pontos no perfil de asa da Flap Wing. Fonte: (ZERIHAN, 2001)

Main Wing / Corda			
Corda (c)	380 mm		
Ângulo de Ataque (α)	14.1 deg		
Superfície de Sucção	Superfície de Pressão		
x/c	y/c	x/c	y/c
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0006	-0.0044	0.0006	0.0047
0.0011	-0.0063	0.0012	0.0064
0.0029	-0.0098	0.0030	0.0102
0.0058	-0.0134	0.0059	0.0136
0.0087	-0.0156	0.0089	0.0159
0.0117	-0.0173	0.0118	0.0176
0.0146	-0.0188	0.0148	0.0184
0.0175	-0.0203	0.0177	0.0189
0.0205	-0.0217	0.0207	0.0194
0.0234	-0.0231	0.0236	0.0199
0.0263	-0.0245	0.0265	0.0204
0.0293	-0.0258	0.0295	0.0208
0.0322	-0.0270	0.0324	0.0212
0.0351	-0.0283	0.0354	0.0217
0.0410	-0.0306	0.0412	0.0225
0.0469	-0.0328	0.0471	0.0232
0.0528	-0.0348	0.0530	0.0239
0.0586	-0.0366	0.0589	0.0245
0.0704	-0.0398	0.0707	0.0256
0.0821	-0.0422	0.0824	0.0265
0.0939	-0.0441	0.0942	0.0272
0.1056	-0.0452	0.1059	0.0278
0.1174	-0.0457	0.1177	0.0282
0.1468	-0.0448	0.1471	0.0293
0.1762	-0.0430	0.1765	0.0303
0.2056	-0.0407	0.2059	0.0310
0.2350	-0.0379	0.2353	0.0314
0.2644	-0.0347	0.2647	0.0316
0.2938	-0.0309	0.2941	0.0315
0.3232	-0.0267	0.3234	0.0311
0.3526	-0.0219	0.3528	0.0305
0.3820	-0.0167	0.3822	0.0295
0.4114	-0.0110	0.4116	0.0283
Continua na próxima página			

Tabela I.2 – continuação da última página

x/c	y/c	x/c	y/c
0.4409	-0.0049	0.4410	0.0268
0.4703	0.0018	0.4704	0.0257
0.4997	0.0090	0.4998	0.0261
0.5291	0.0166	0.5292	0.0282
0.5409	0.0198	0.5409	0.0295
0.5527	0.0230	0.5527	0.0311
0.5644	0.0264	0.5645	0.0330
0.5762	0.0298	0.5762	0.0352
0.5821	0.0316	0.5821	0.0364
0.5880	0.0333	0.5880	0.0377

Tabela I.2: Dados coletados para a posição adimensionalizada de pontos no perfil de asa da Main Wing. Fonte: (ZERIHAN, 2001)

ANEXO II

Resultados Experimentais de Zerihan para CD e CL

h	h/c	CL - Zerihan	CD - Zerihan
17.00000	0.04527	2.56022	0.28326
20.00000	0.05358	2.65305	0.27754
22.00000	0.05912	2.64552	0.27010
25.00000	0.06651	2.66559	0.26724
27.00000	0.07206	2.99176	0.27182
30.00000	0.07945	3.02186	0.26495
32.00000	0.08499	3.01685	0.26438
35.00000	0.09330	3.00179	0.26381
37.00000	0.09792	2.98925	0.26438
40.00000	0.10624	2.96165	0.26209
45.00000	0.11917	2.91900	0.26094
50.00000	0.13210	2.88387	0.25923
60.00000	0.15889	2.79857	0.25465
70.00000	0.18568	2.71075	0.25293
80.00000	0.21155	2.63799	0.25293
85.00000	0.22448	2.61792	0.25007
90.00000	0.23741	2.66559	0.24950
95.00000	0.25035	2.59534	0.23920
100.00000	0.26420	2.53763	0.23290
110.00000	0.29007	2.42222	0.22375
120.00000	0.31594	2.32688	0.21688
130.00000	0.34273	2.24659	0.20944
150.00000	0.39538	2.12366	0.19971
225.00000	0.59222	1.86954	0.18083

Tabela II.1: Resultados dos coeficientes adimensionais aerodinâmicos CD e CL obtidos experimentalmente. FONTE:(ZERIHAN, 2001), retirados utilizando o programa *xyscan*

Apêndices

APÊNDICE A

Visualizações das Malhas Geradas

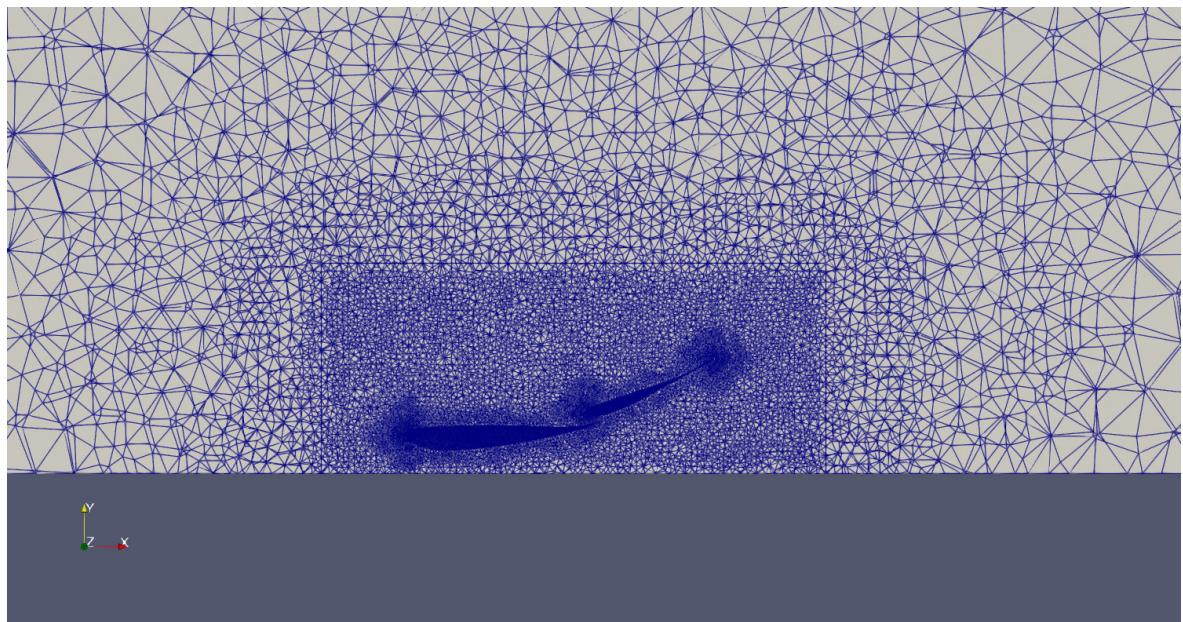


Figura A.1: Malha do caso h17

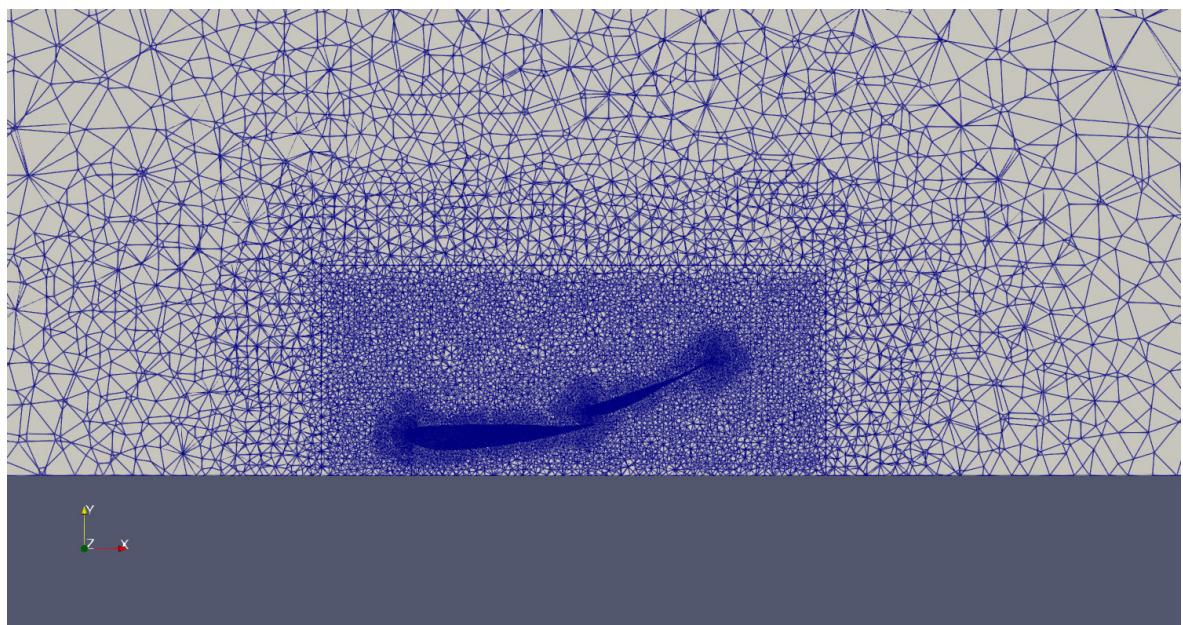


Figura A.2: Malha do caso h20

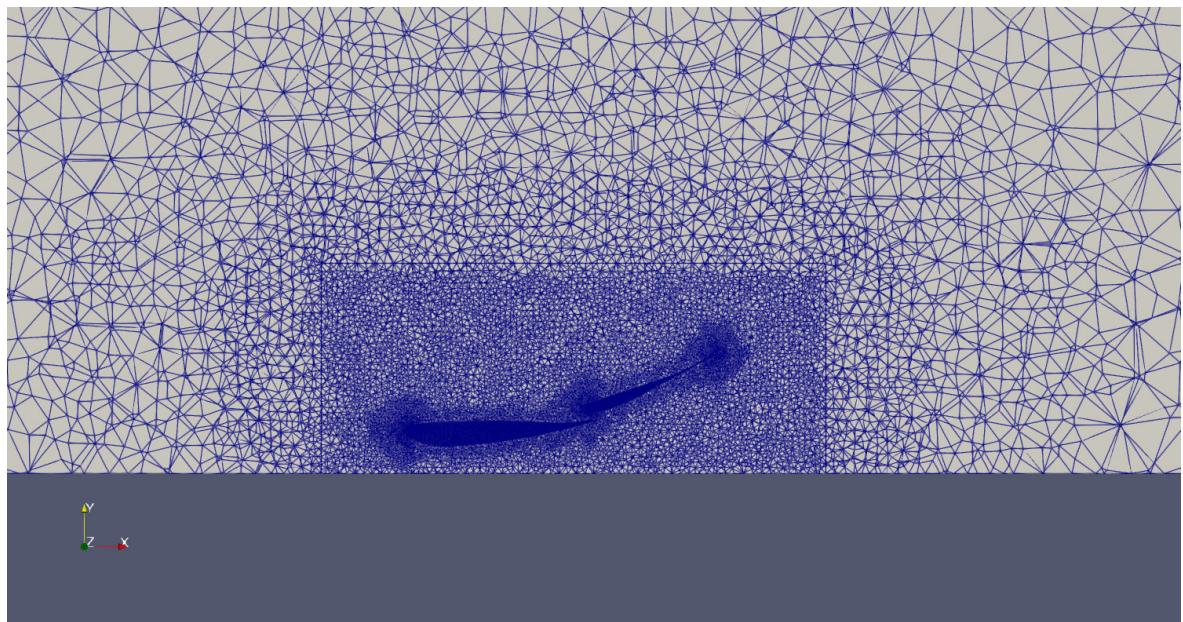


Figura A.3: Malha do caso h22

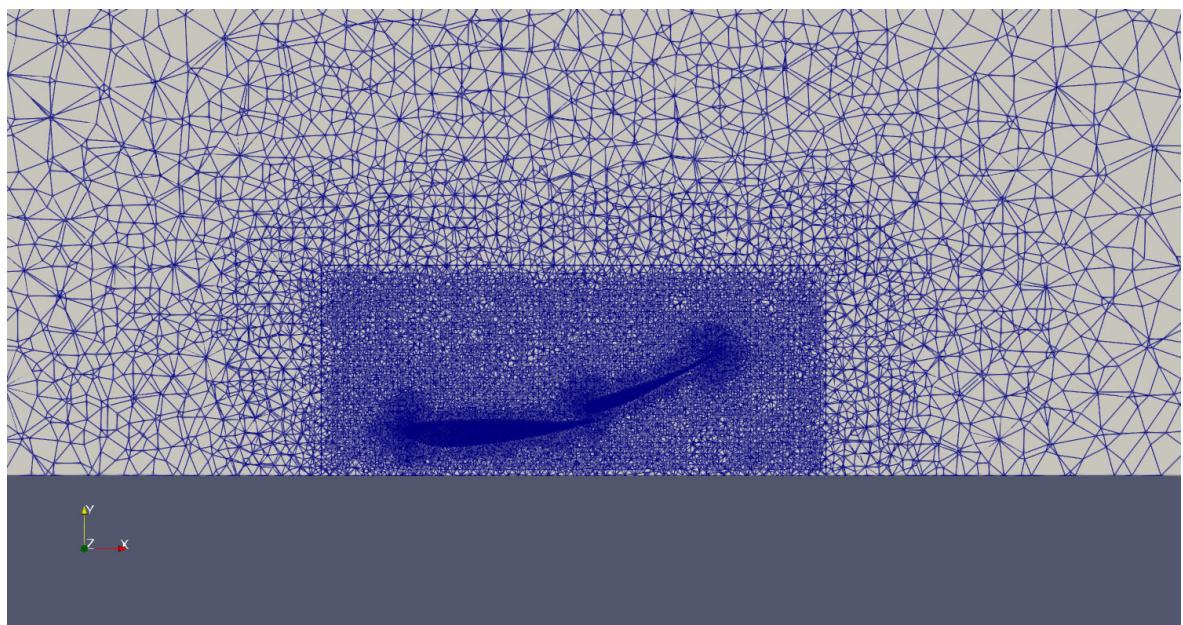


Figura A.4: Malha do caso h25

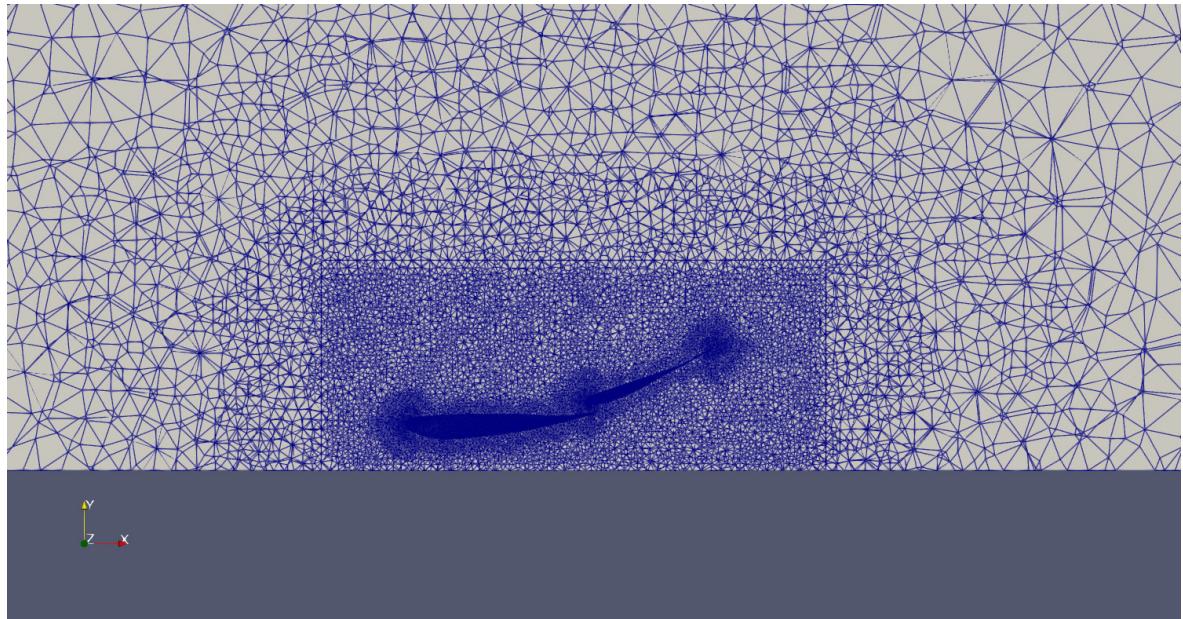


Figura A.5: Malha do caso h27

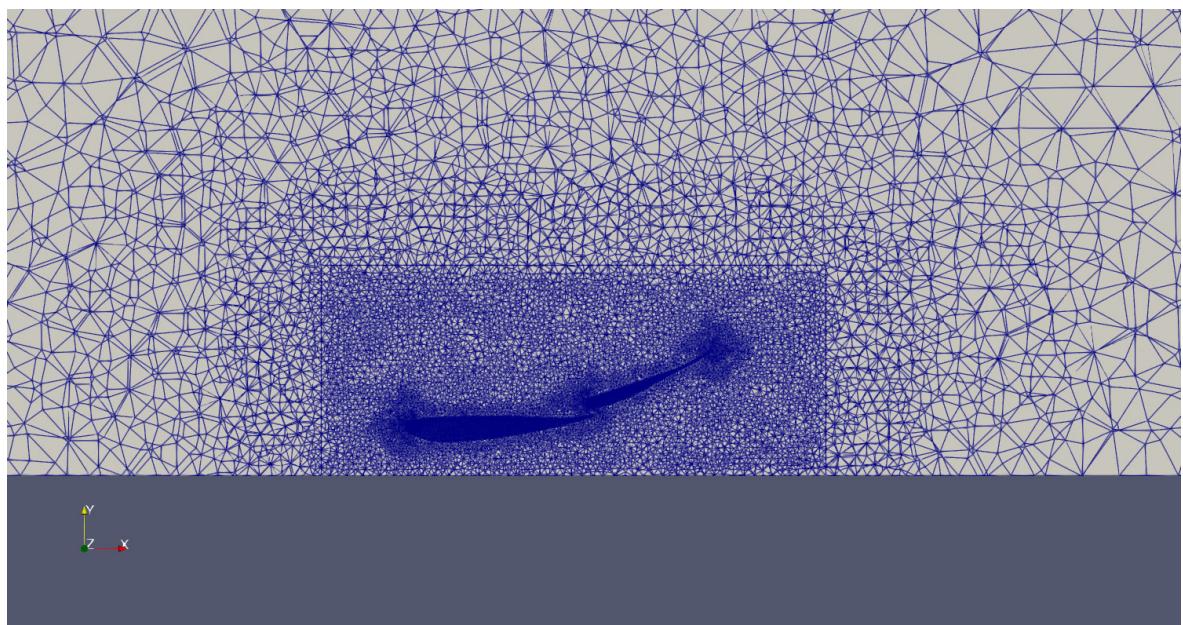


Figura A.6: Malha do caso h30

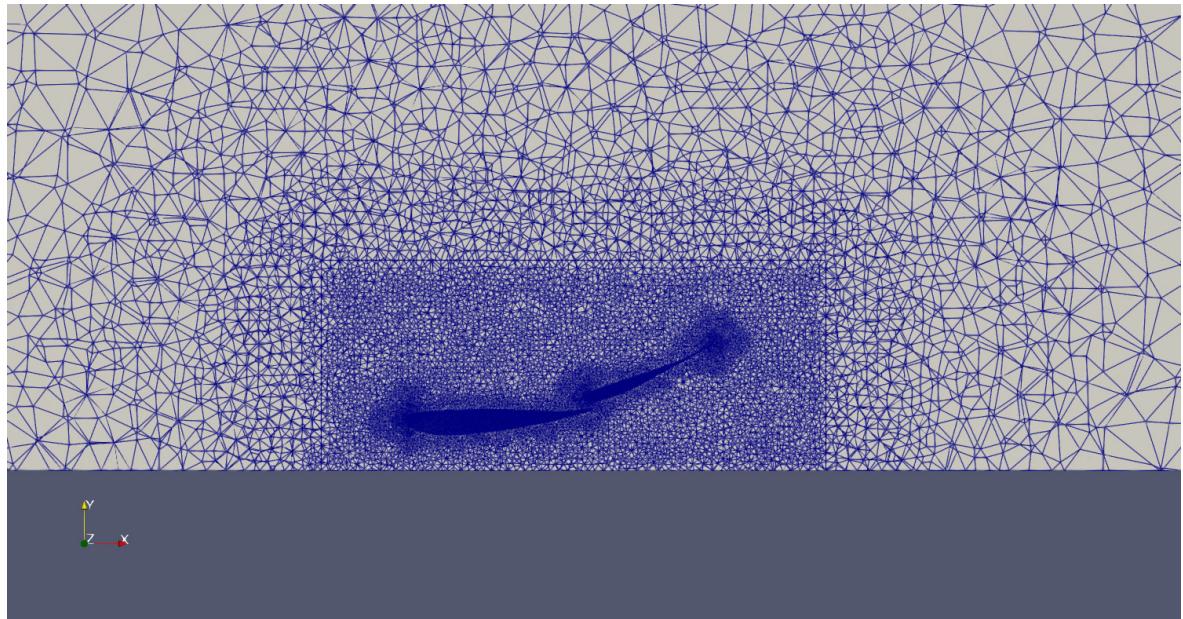


Figura A.7: Malha do caso h32

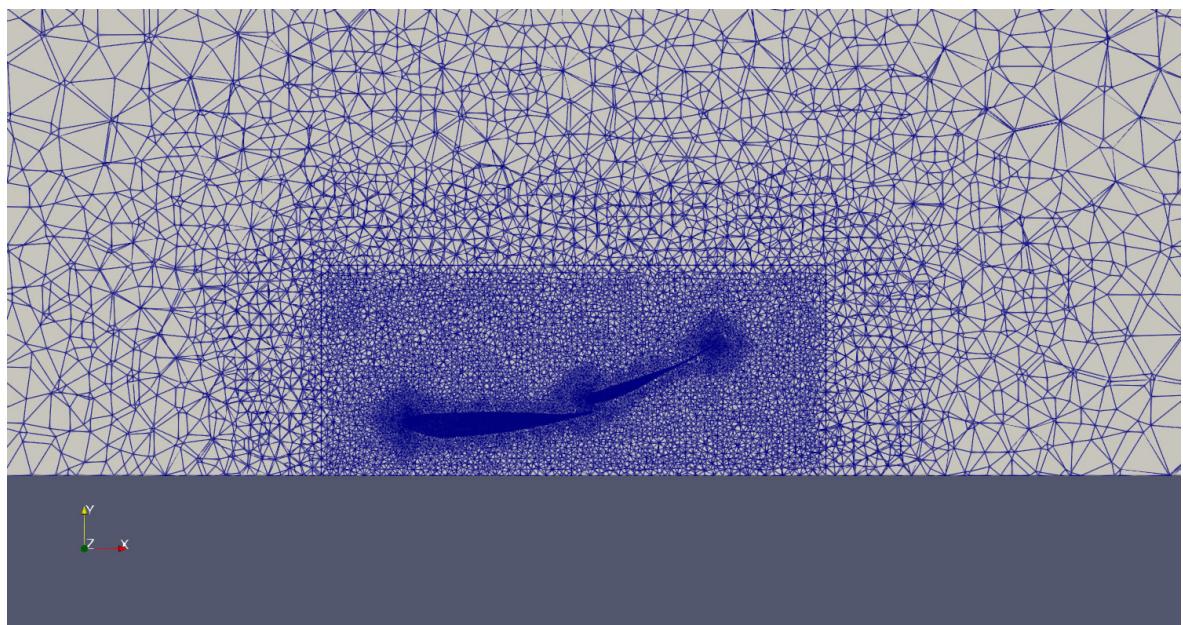


Figura A.8: Malha do caso h35

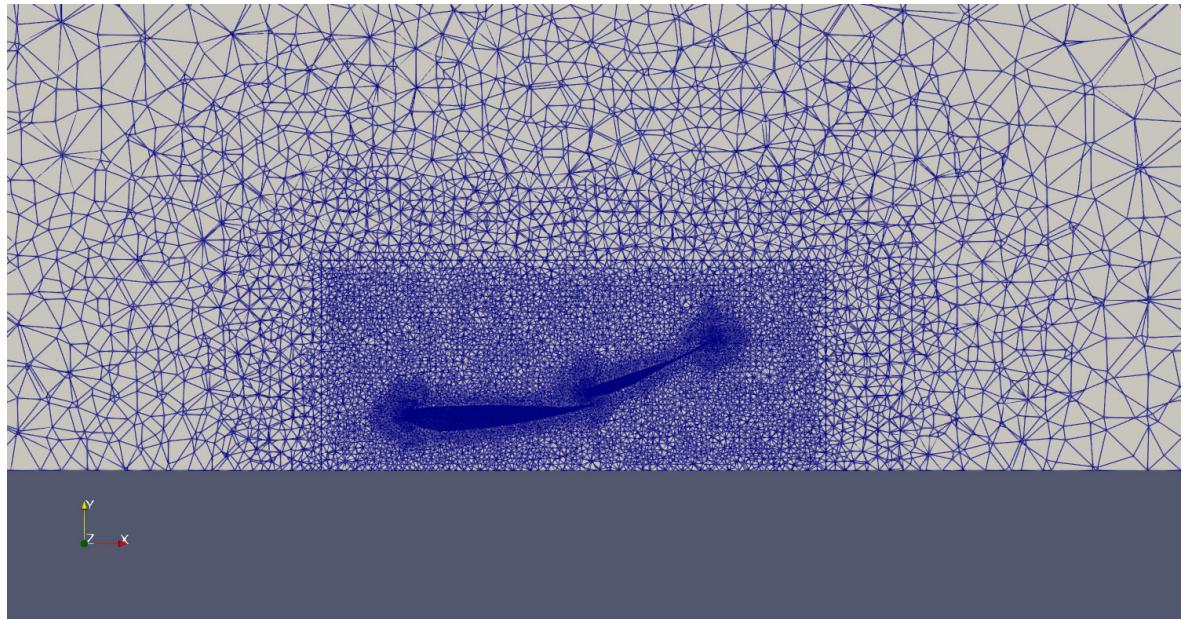


Figura A.9: Malha do caso h37

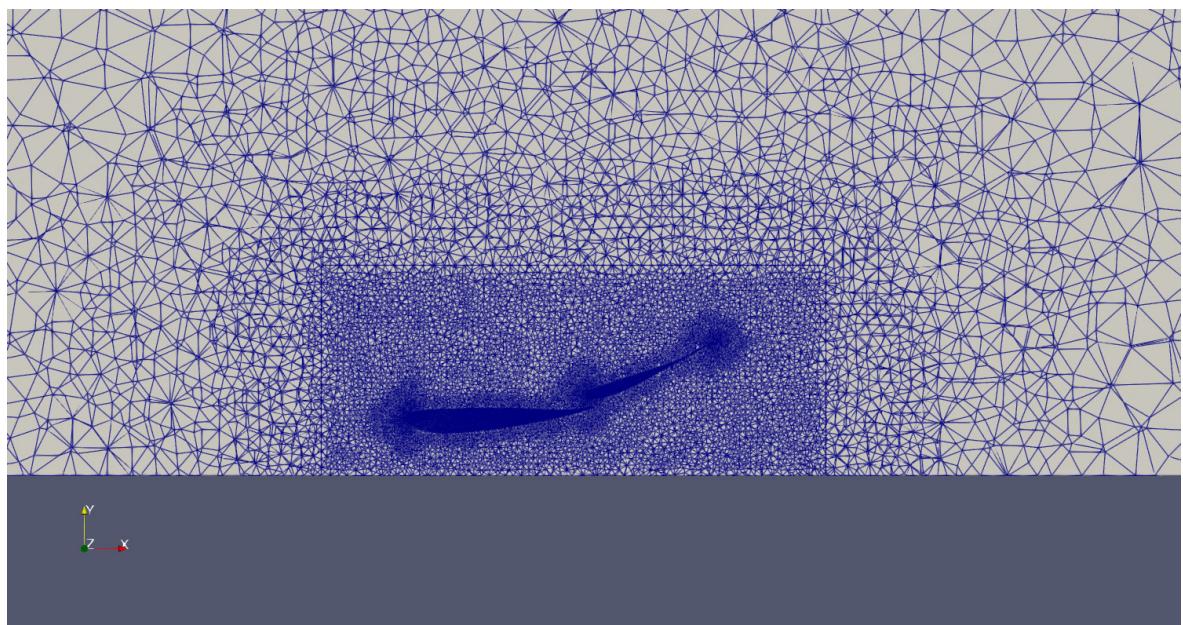


Figura A.10: Malha do caso h40

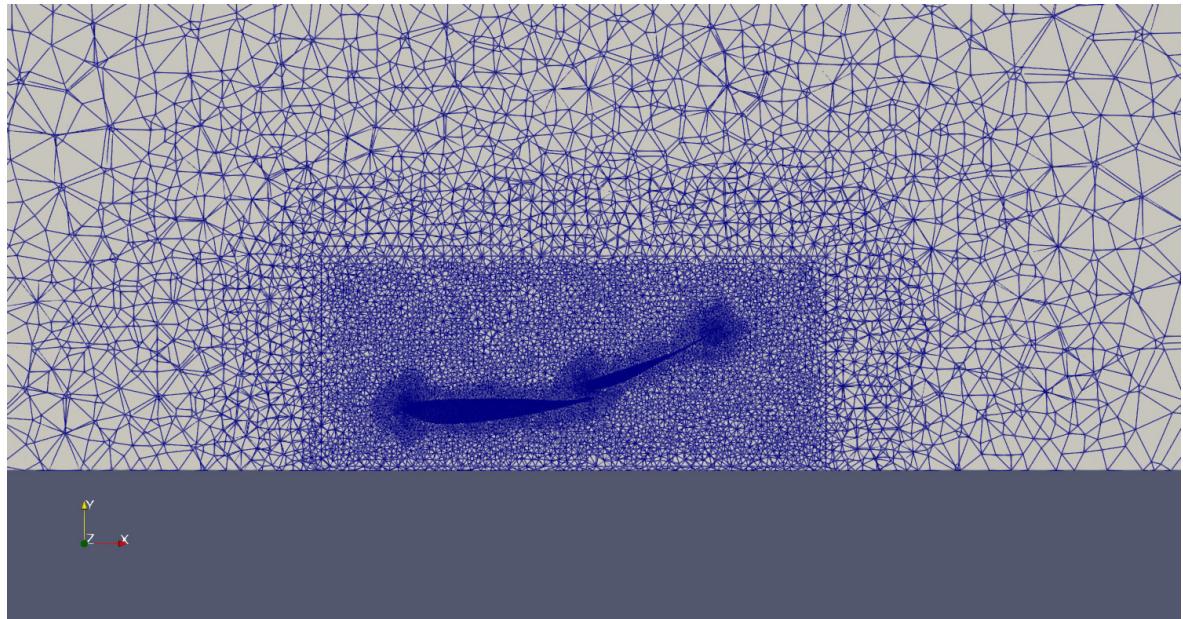


Figura A.11: Malha do caso h45

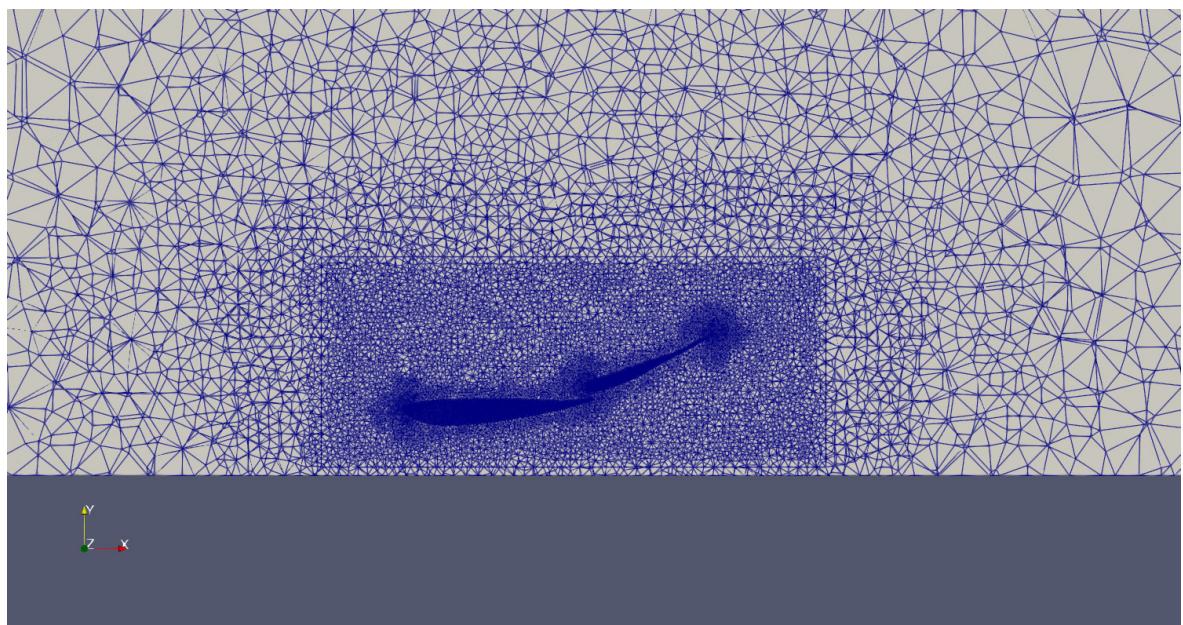


Figura A.12: Malha do caso h50

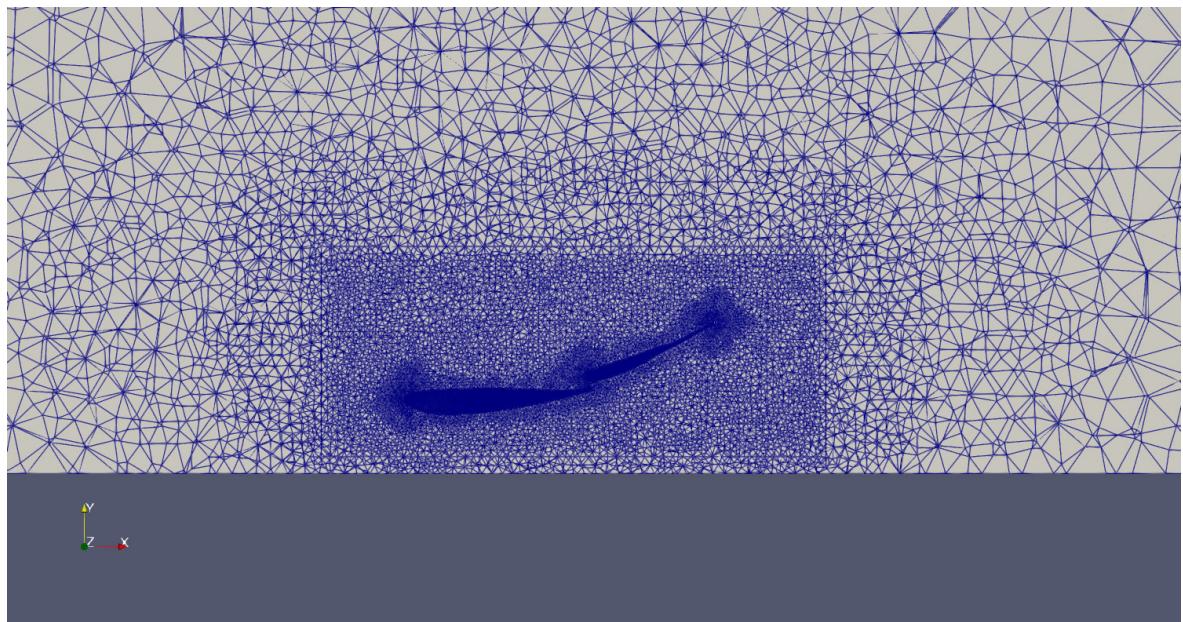


Figura A.13: Malha do caso h60

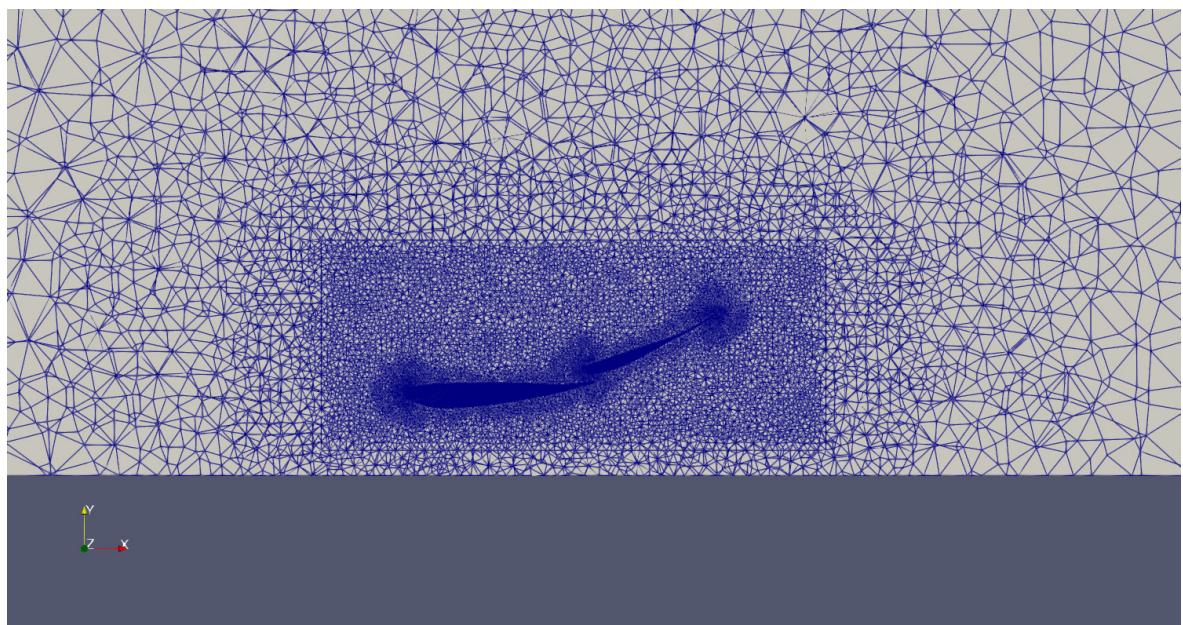


Figura A.14: Malha do caso h70

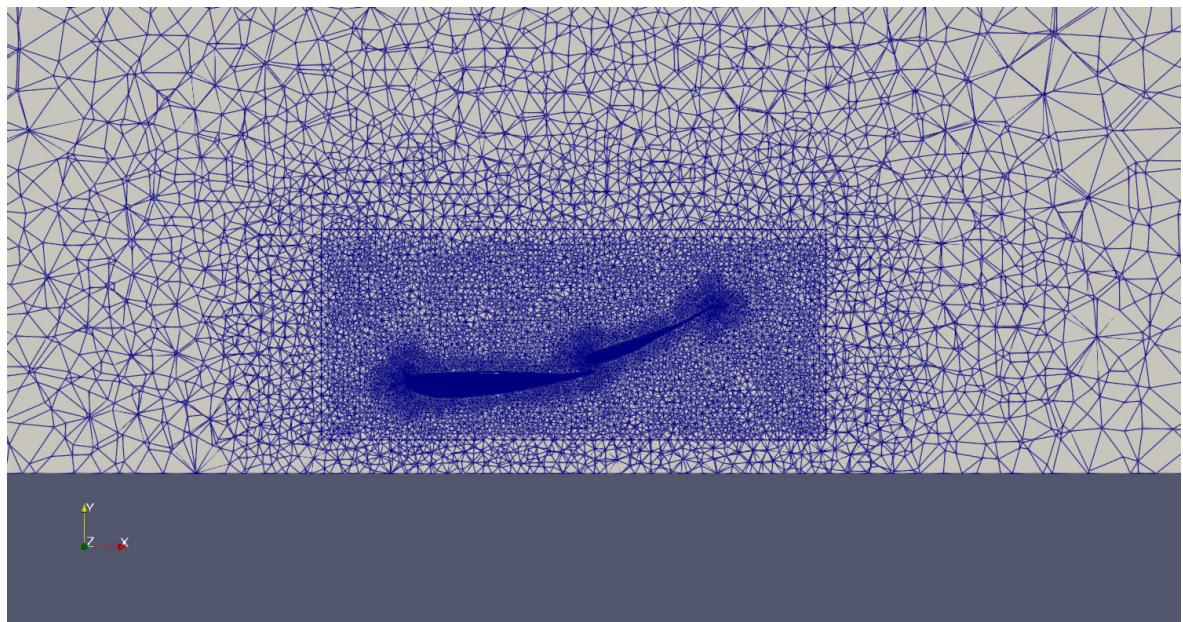


Figura A.15: Malha do caso h80

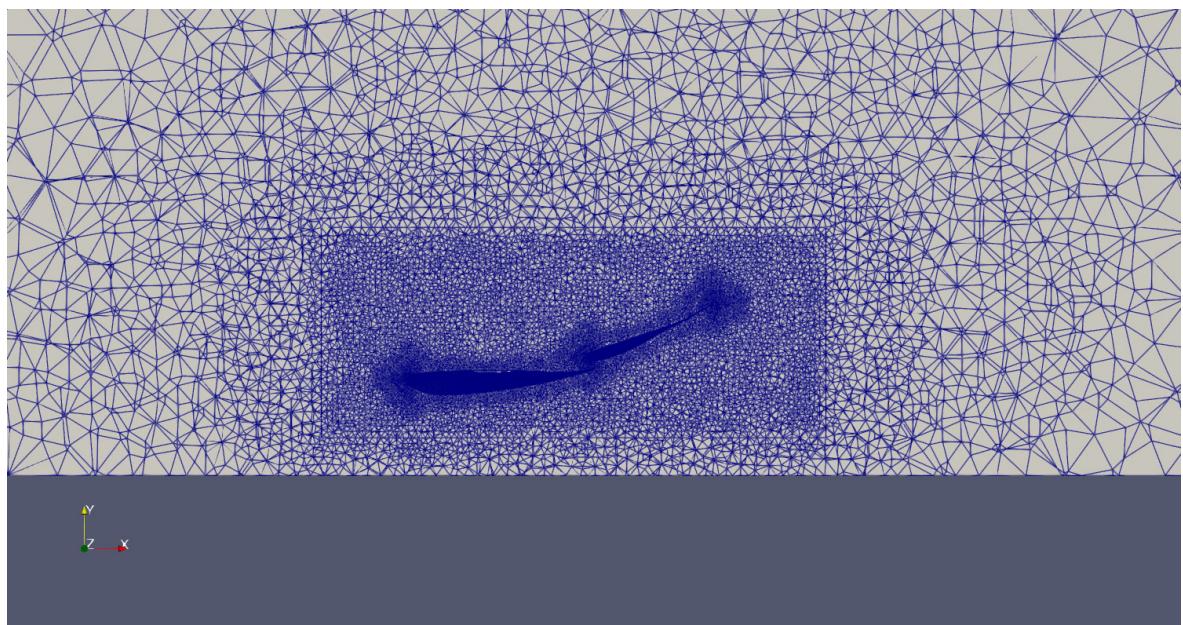


Figura A.16: Malha do caso h85

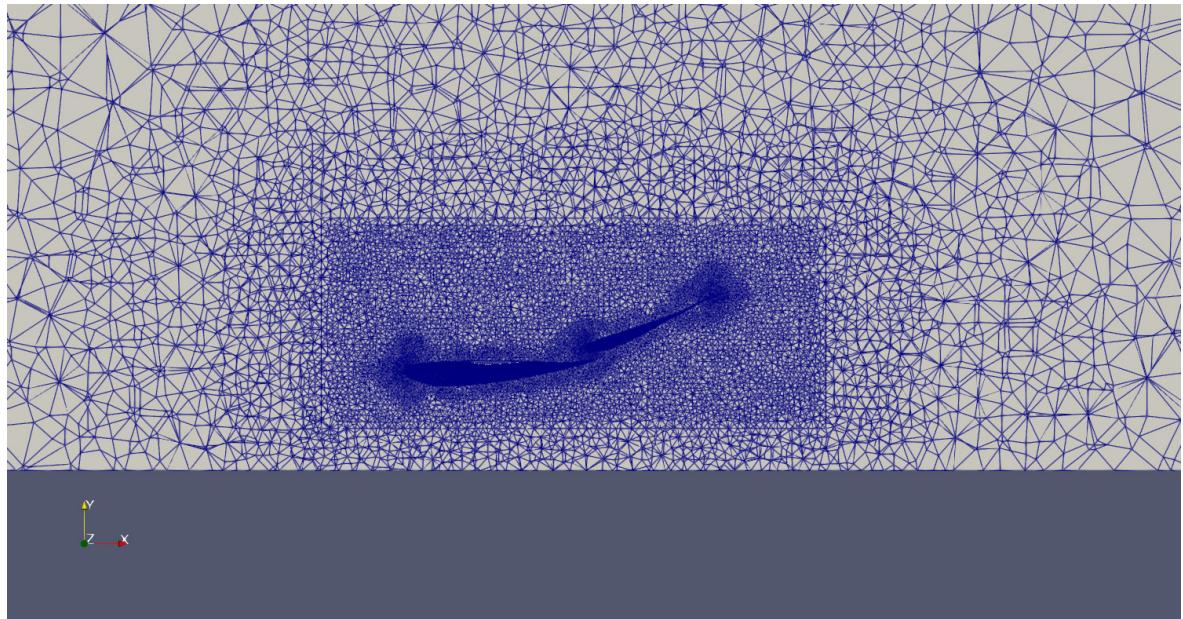


Figura A.17: Malha do caso h90

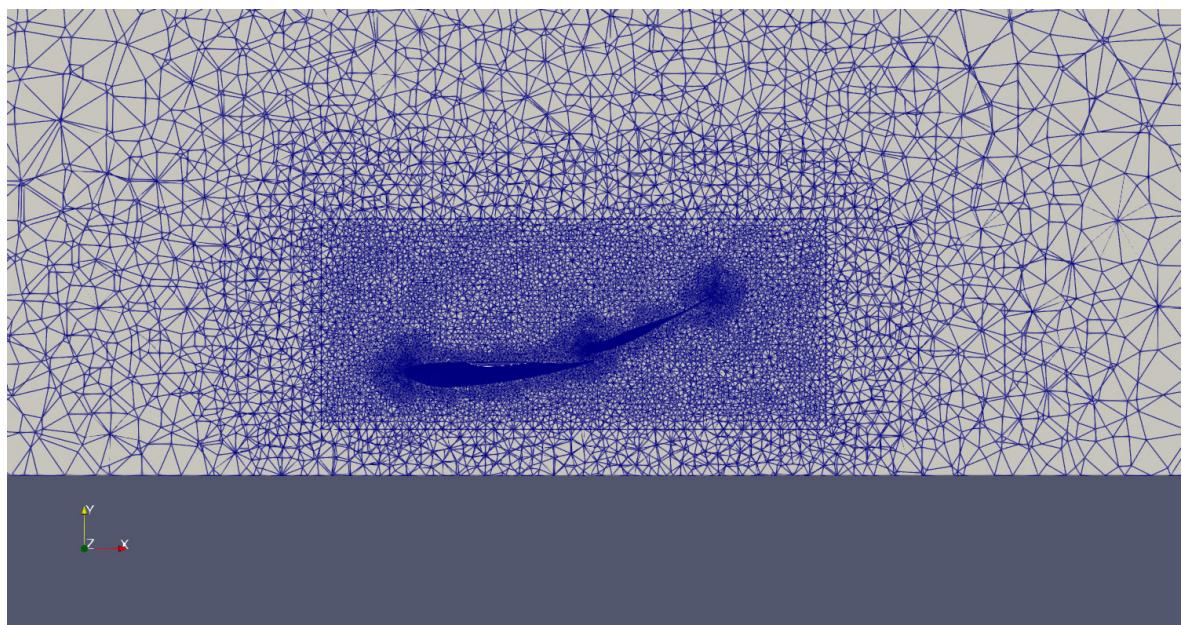


Figura A.18: Malha do caso h95

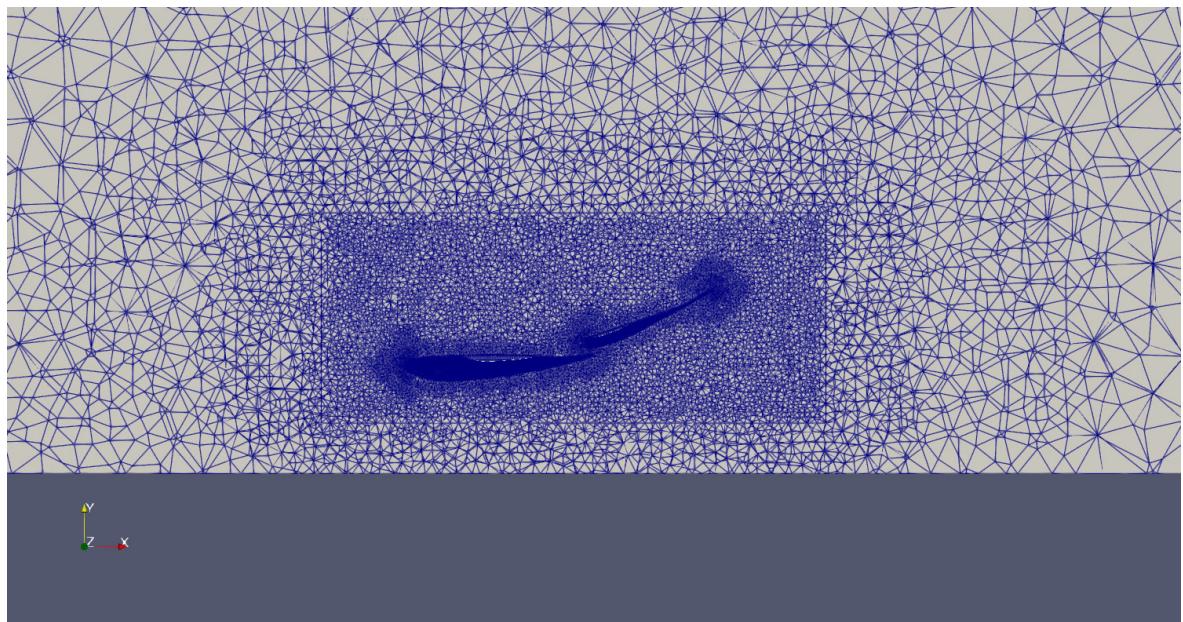


Figura A.19: Malha do caso h100

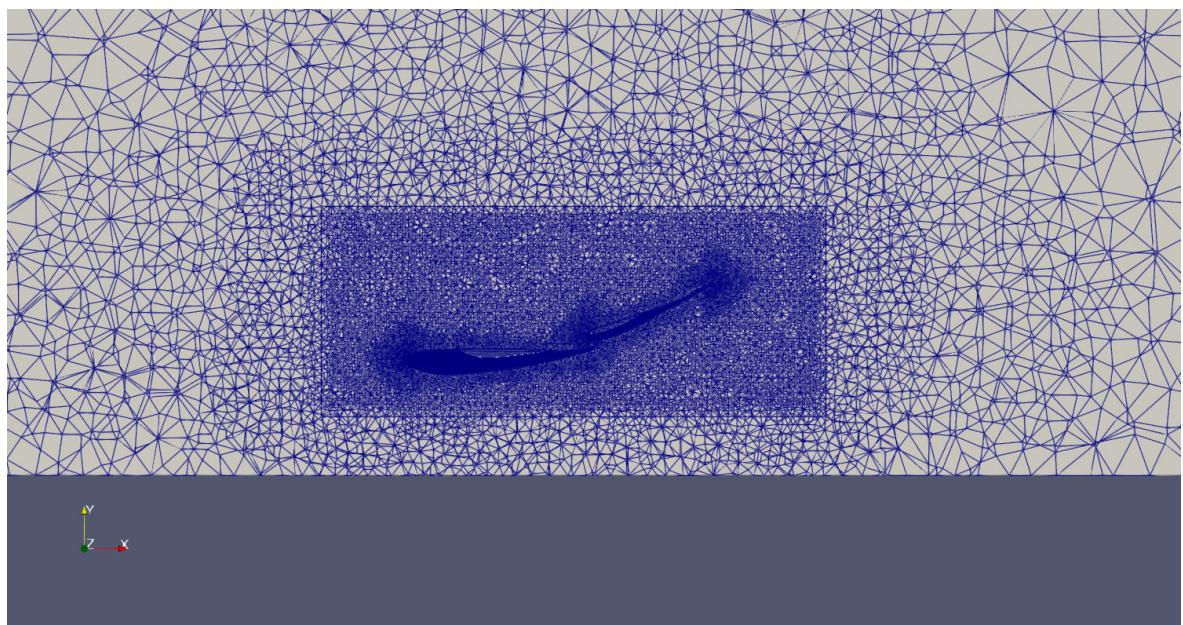


Figura A.20: Malha do caso h110

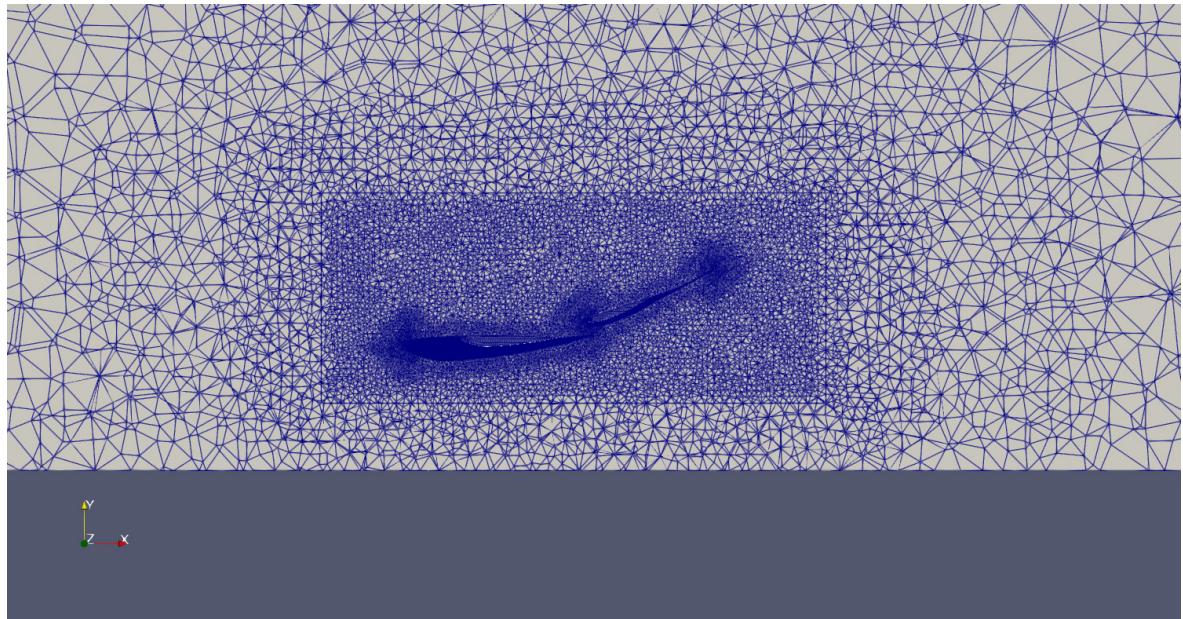


Figura A.21: Malha do caso h120

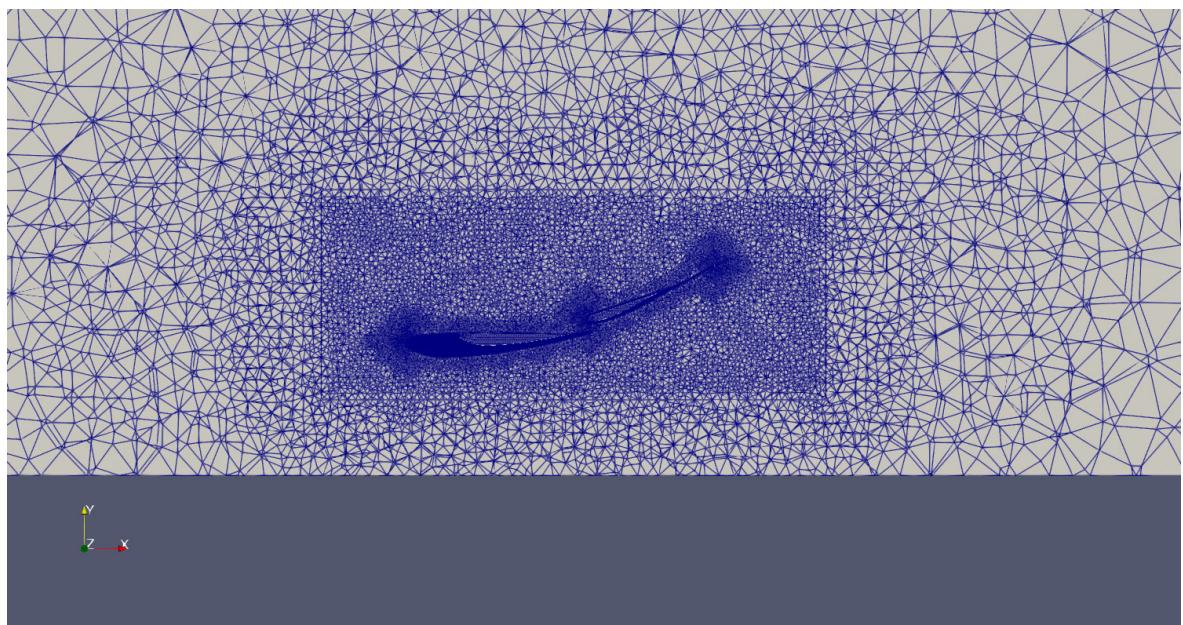


Figura A.22: Malha do caso h130

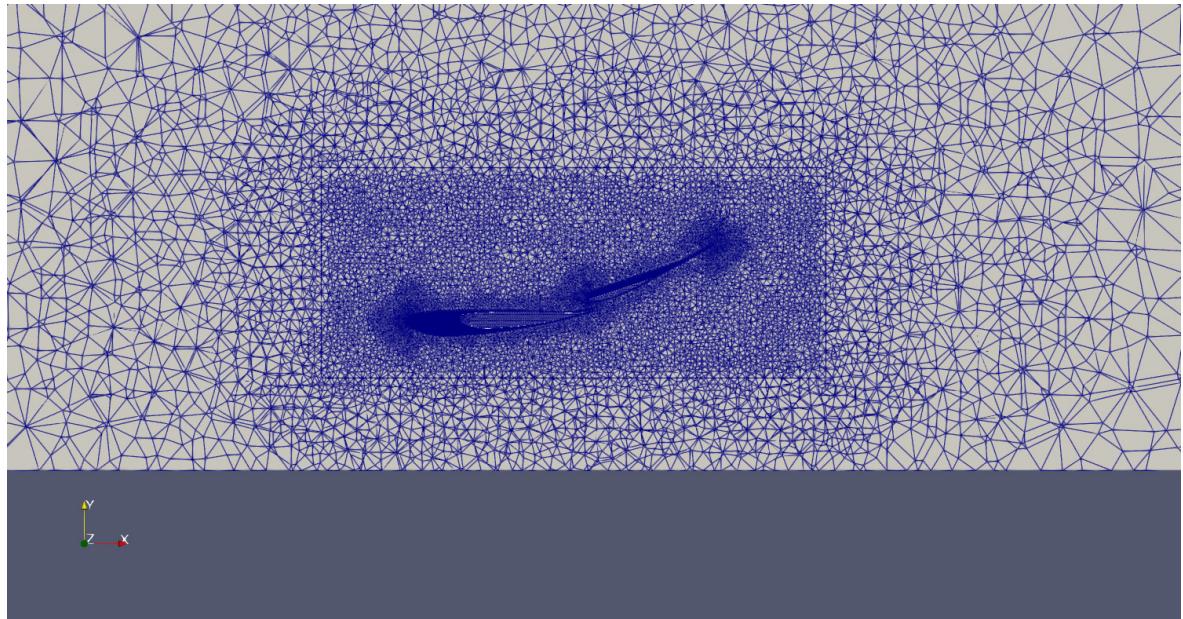


Figura A.23: Malha do caso h150

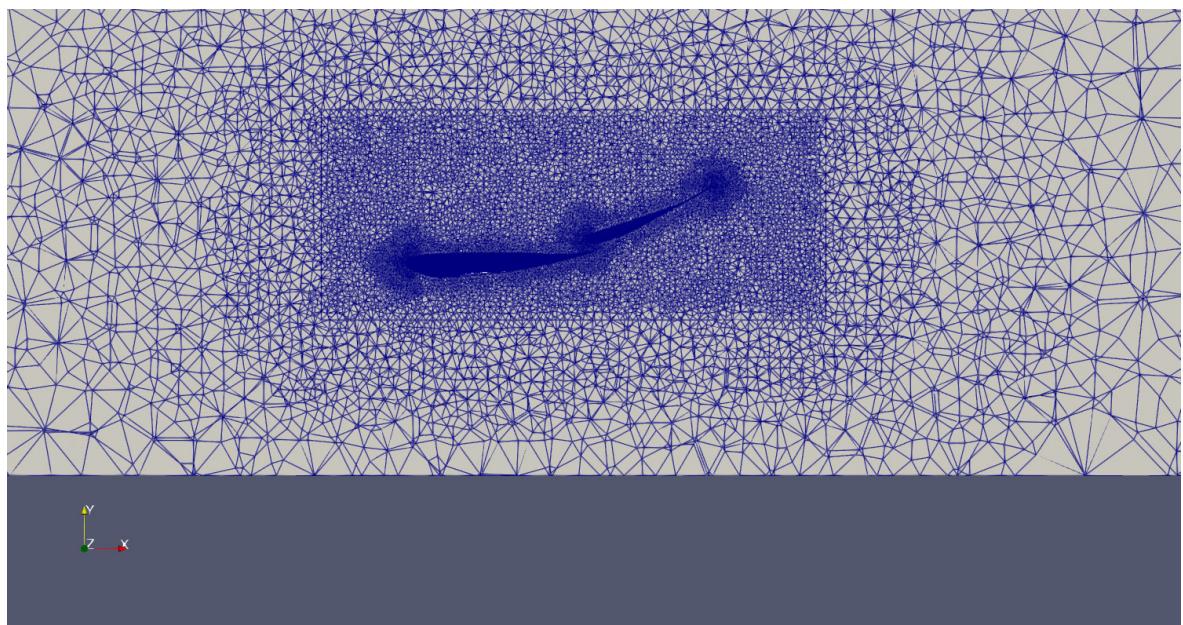


Figura A.24: Malha do caso h225

APÊNDICE B

Gráficos de Convergência das Simulações

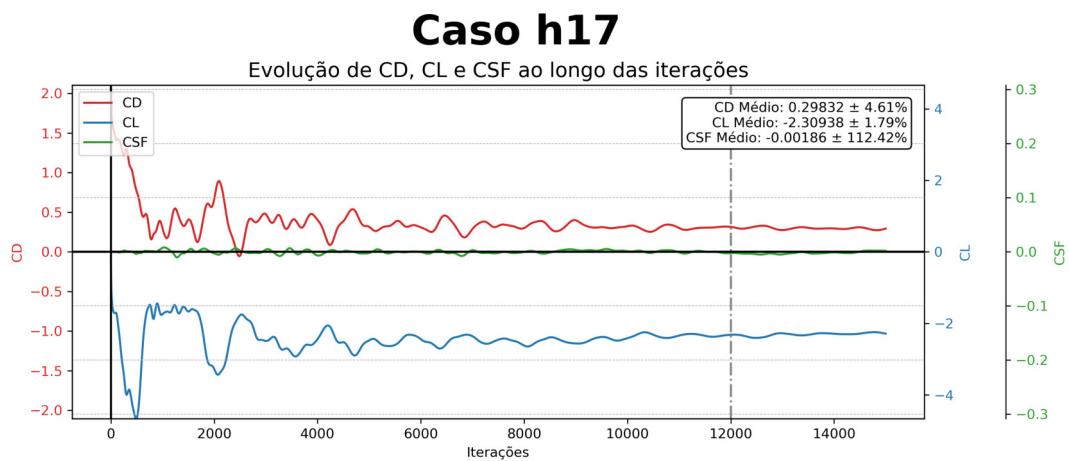


Figura B.1: Convergência do caso h17 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

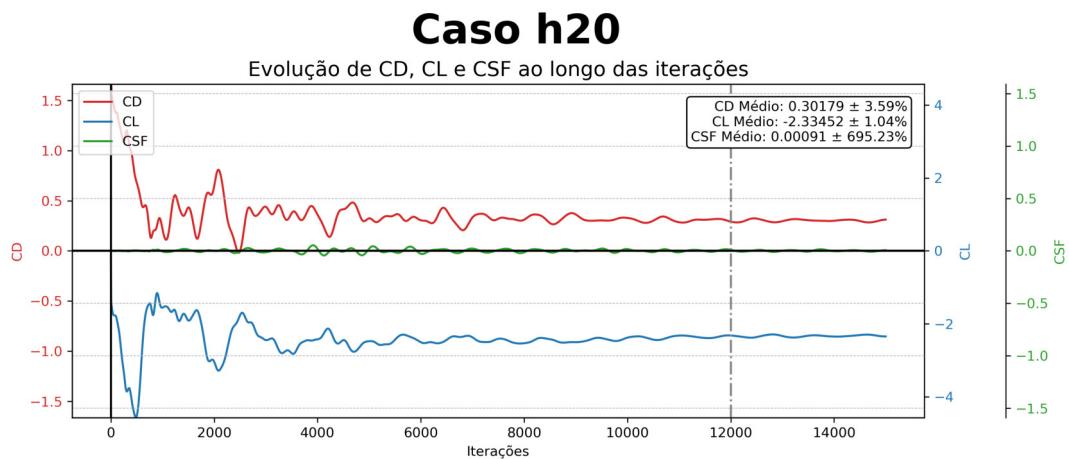


Figura B.2: Convergência do caso h20 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h22

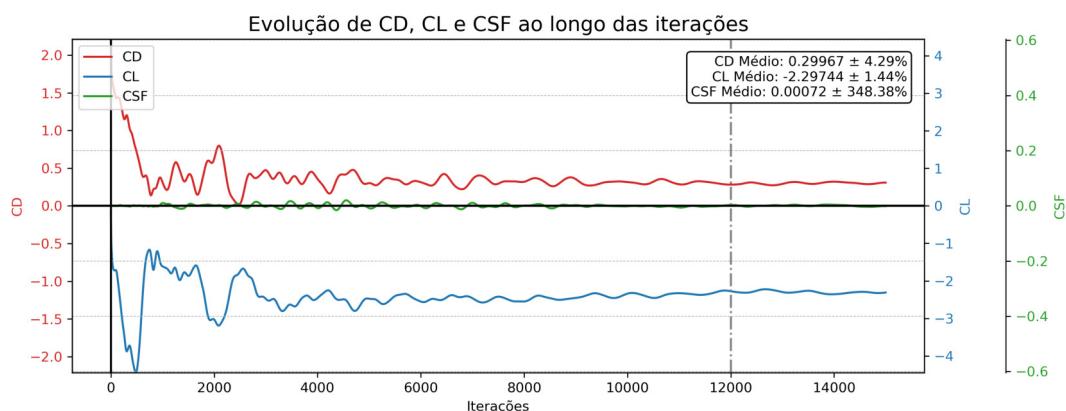


Figura B.3: Convergência do caso h22 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h25

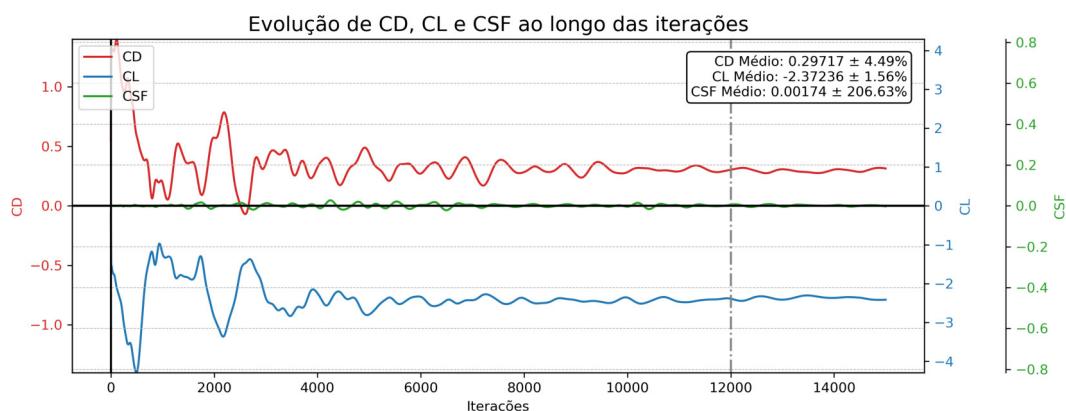


Figura B.4: Convergência do caso h25 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h27

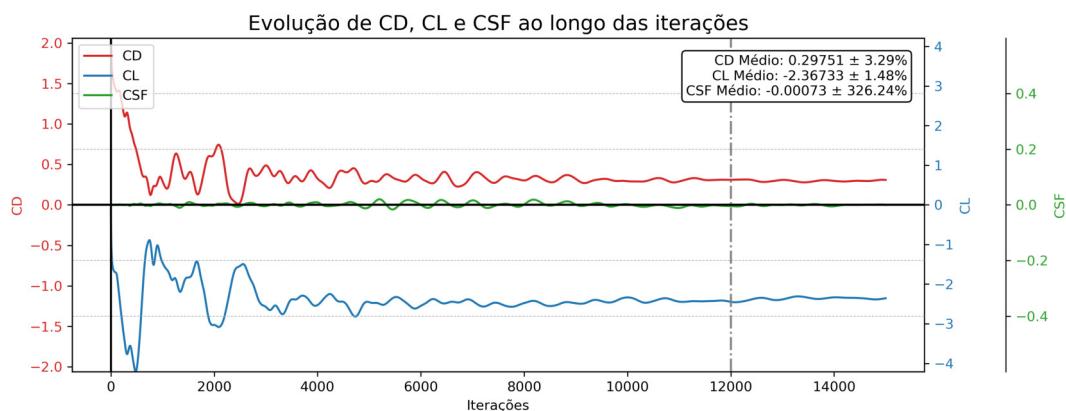


Figura B.5: Convergência do caso h27 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h30

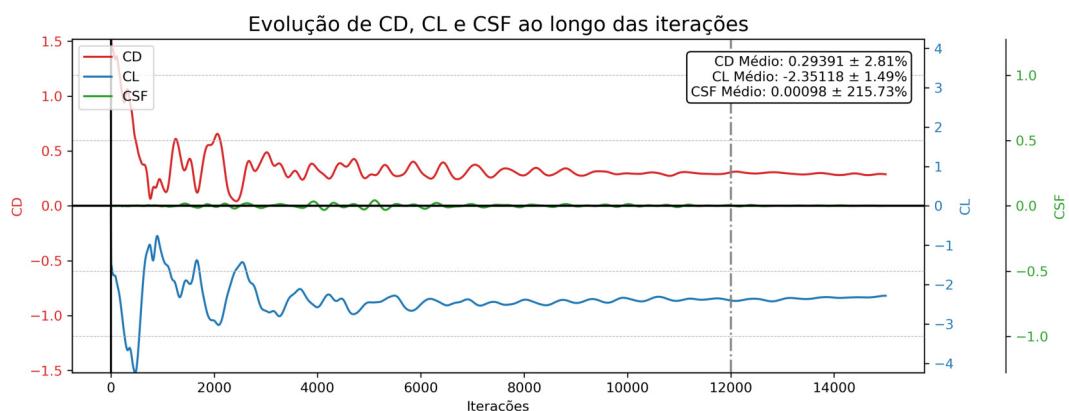


Figura B.6: Convergência do caso h30 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h32

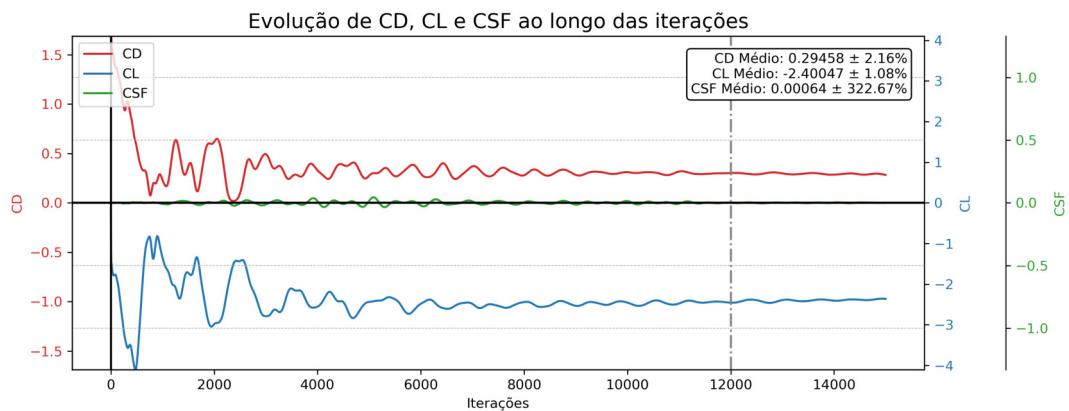


Figura B.7: Convergência do caso h32 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h35

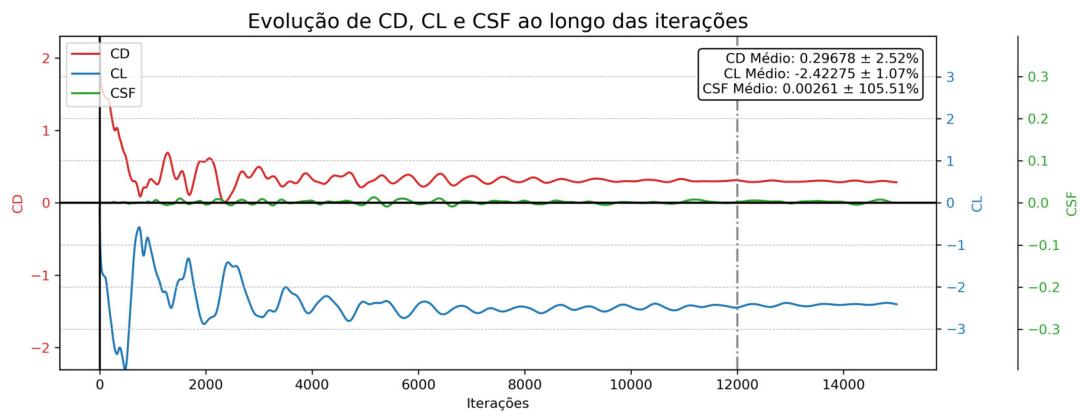


Figura B.8: Convergência do caso h35 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h37

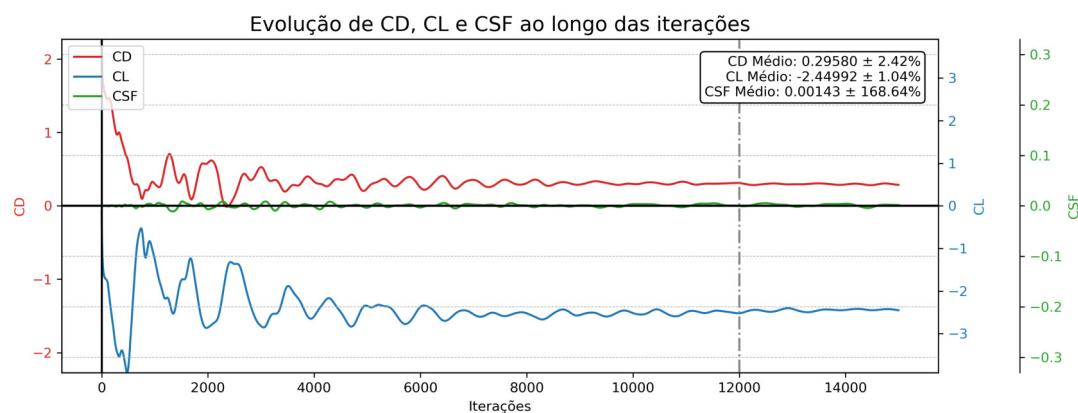


Figura B.9: Convergência do caso h37 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h40

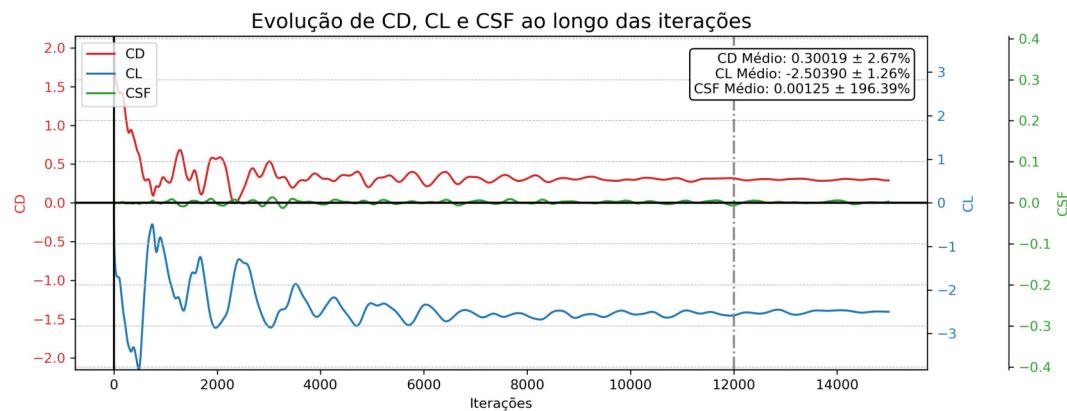


Figura B.10: Convergência do caso h40 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h45

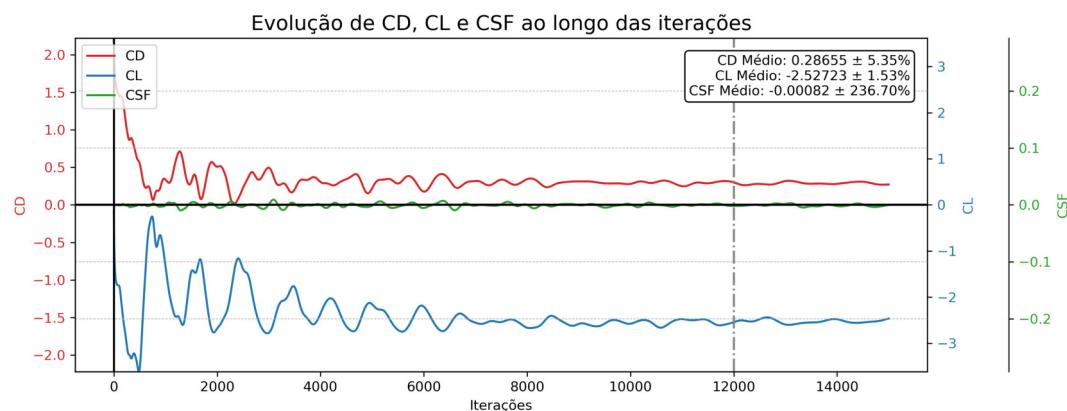


Figura B.11: Convergência do caso h45 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h50

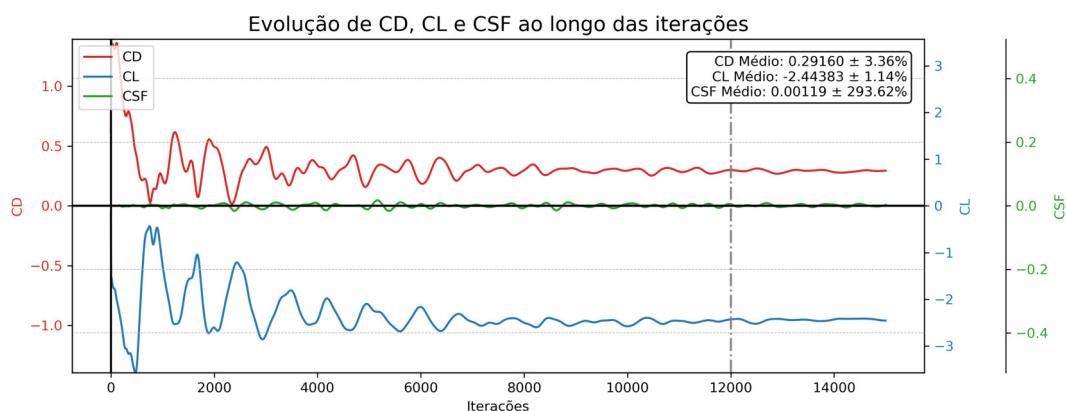


Figura B.12: Convergência do caso h50 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h60

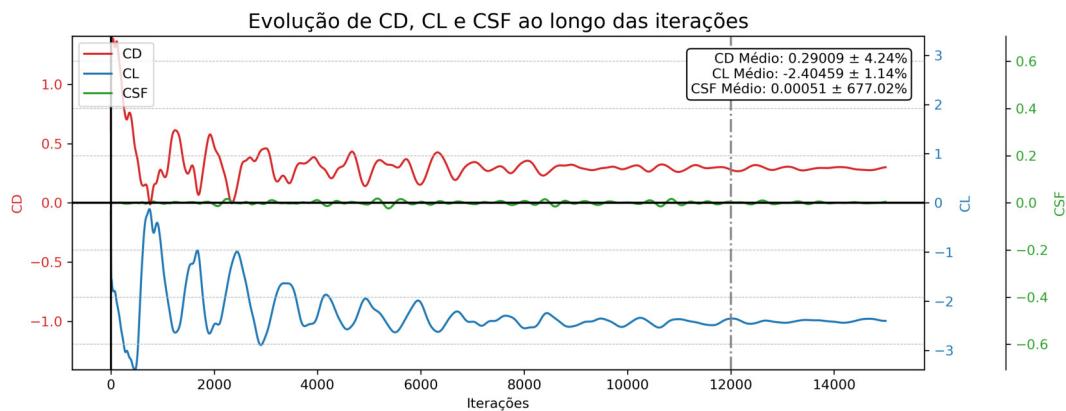


Figura B.13: Convergência do caso h60 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h70

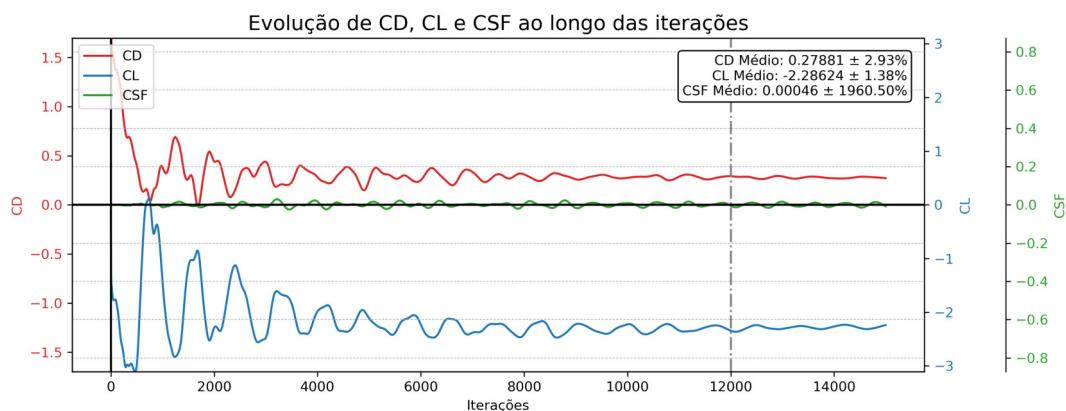


Figura B.14: Convergência do caso h70 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h80

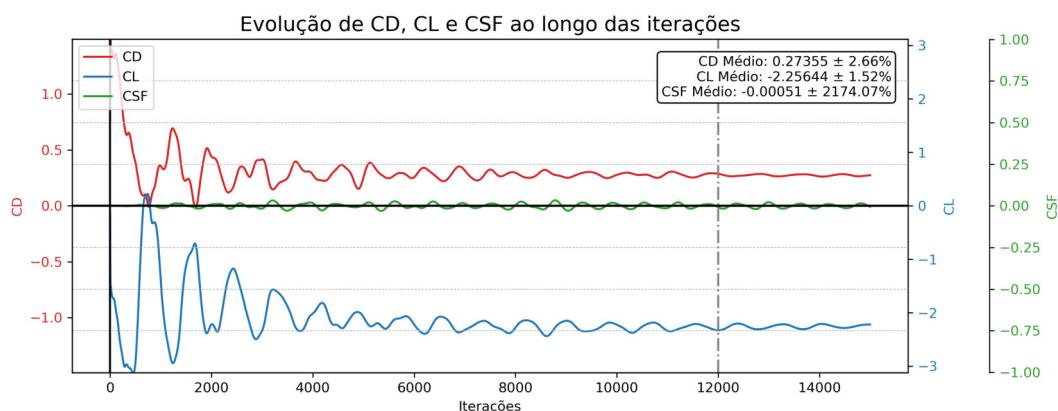


Figura B.15: Convergência do caso h80 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h85

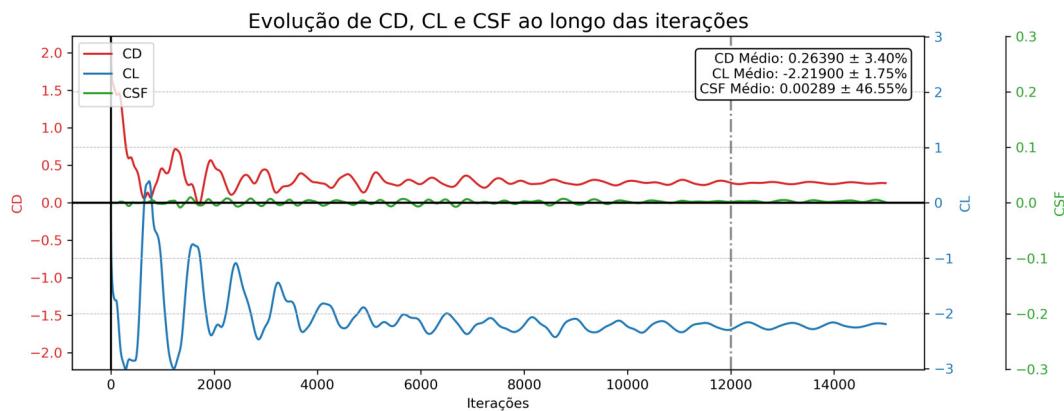


Figura B.16: Convergência do caso h85 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h90

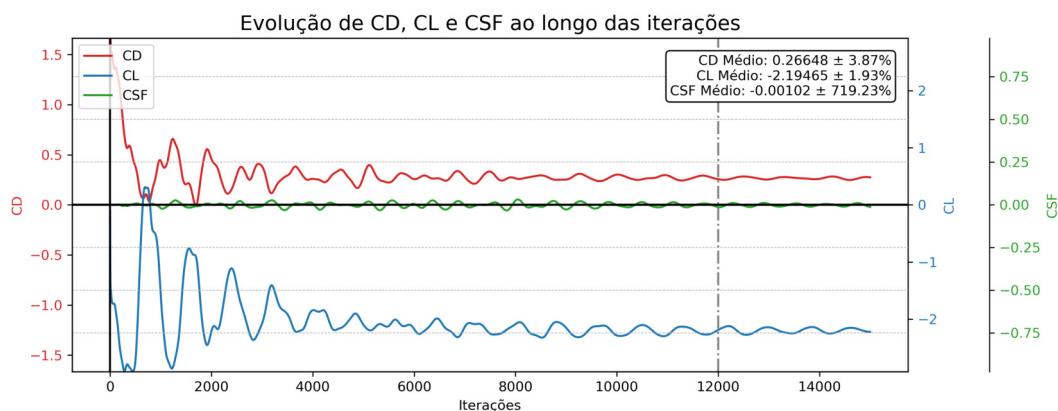


Figura B.17: Convergência do caso h90 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h95

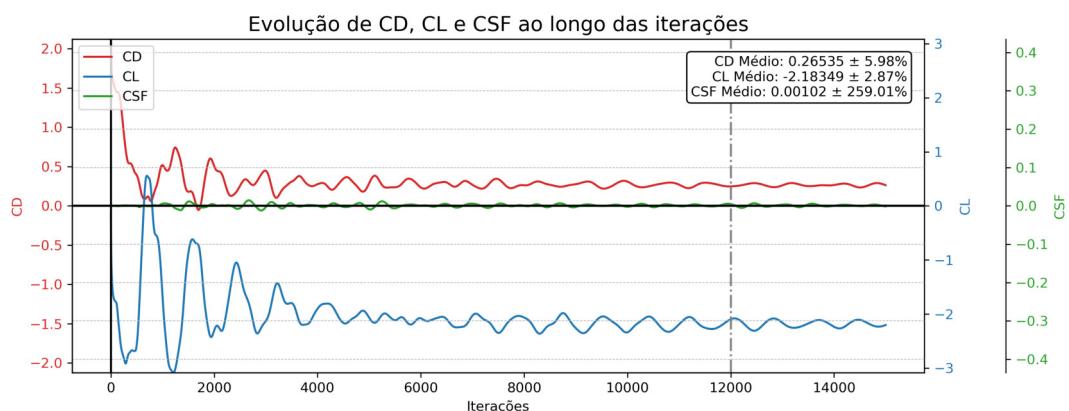


Figura B.18: Convergência do caso h95 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h100

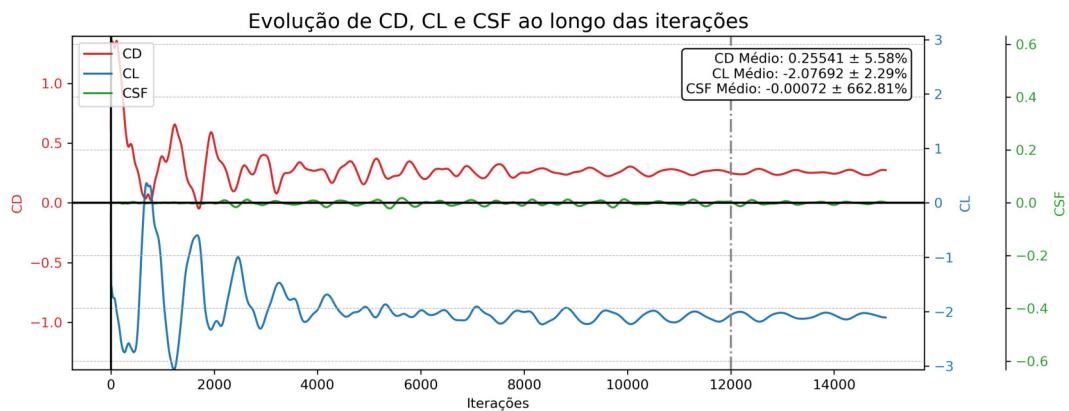


Figura B.19: Convergência do caso h100 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h110

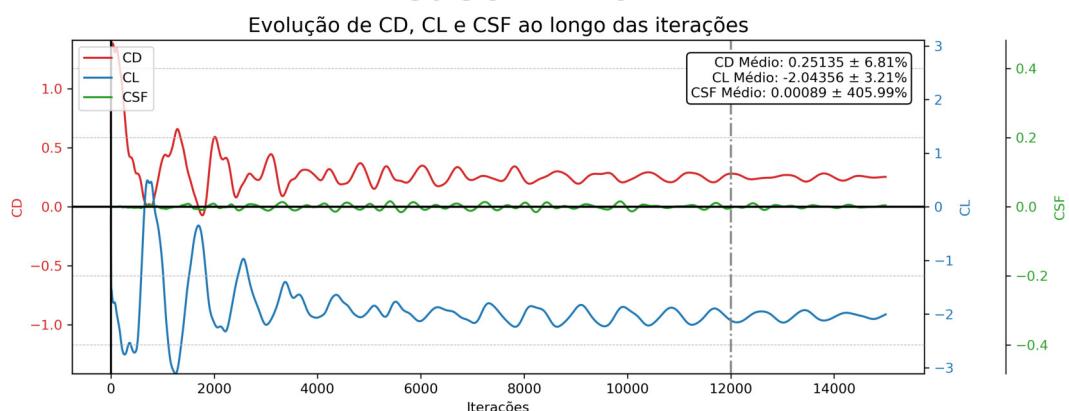


Figura B.20: Convergência do caso h110 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h120

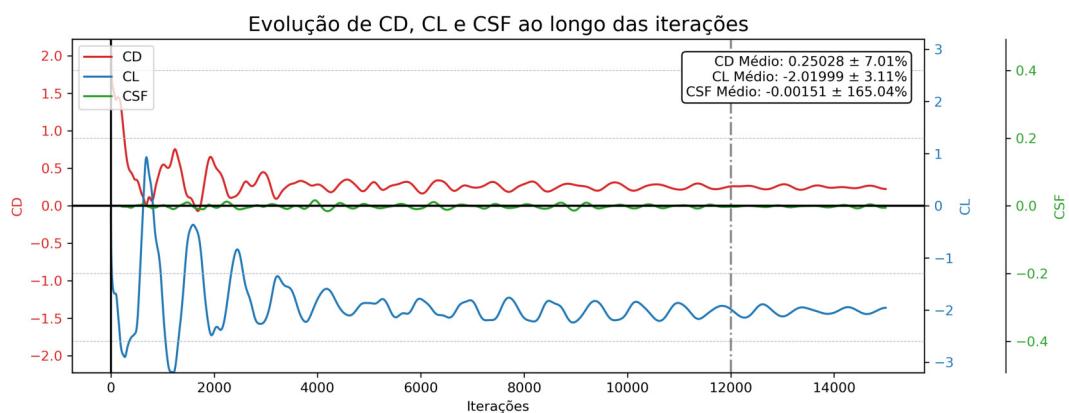


Figura B.21: Convergência do caso h120 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h130

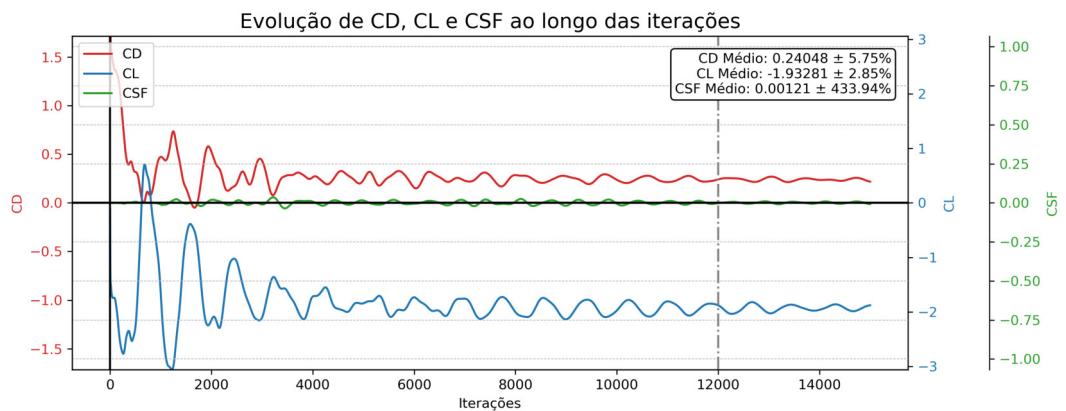


Figura B.22: Convergência do caso h130 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h150

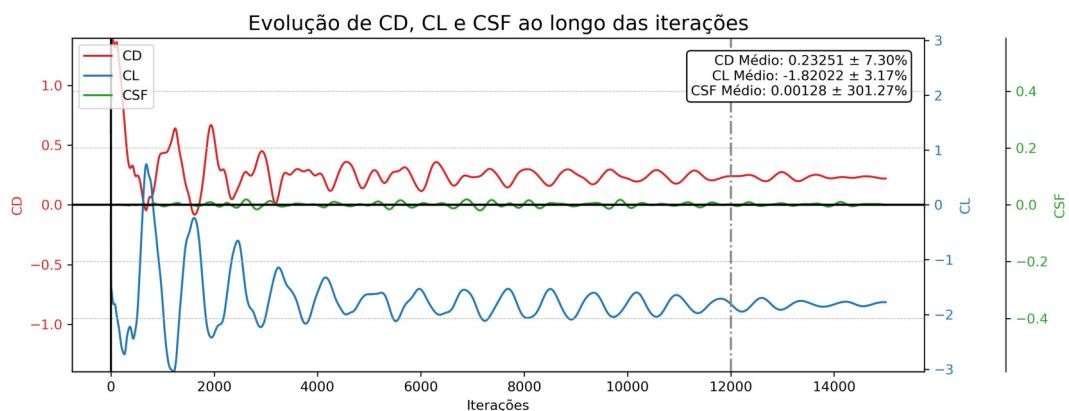


Figura B.23: Convergência do caso h150 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

Caso h225

Evolução de CD, CL e CSF ao longo das iterações

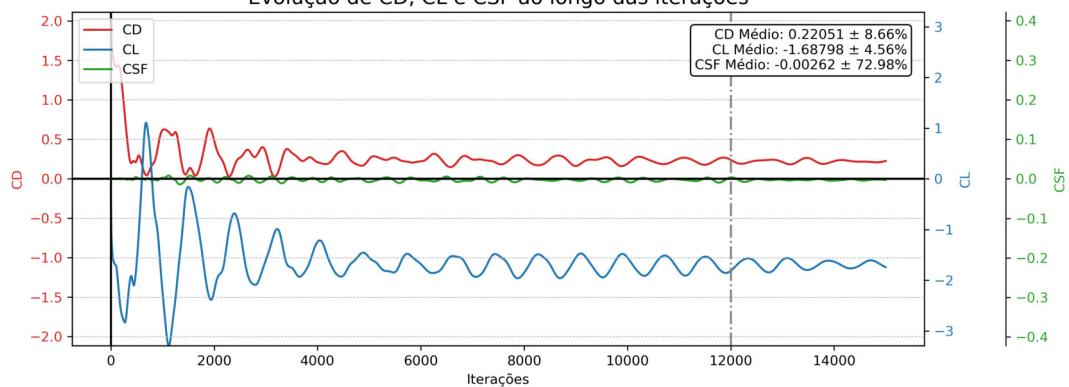


Figura B.24: Convergência do caso h225 para CD, CL e CSF ao longo das iterações

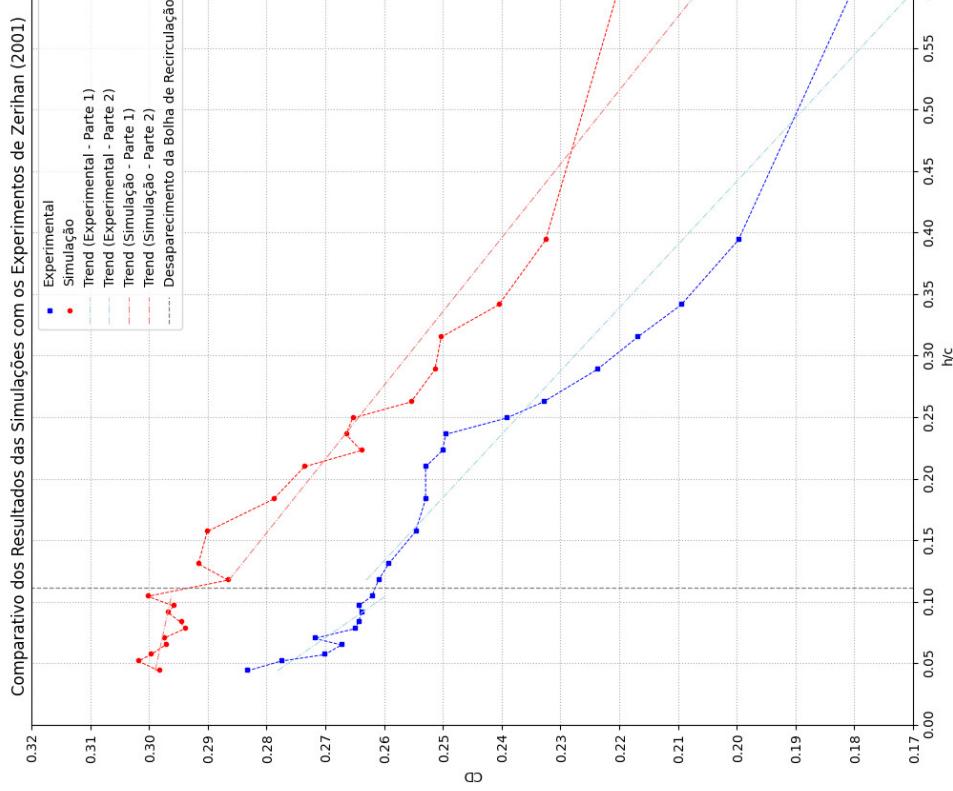
APÊNDICE C

Comparativo dos Resultados de Simulação com os Resultados Experimentais de Zerihan

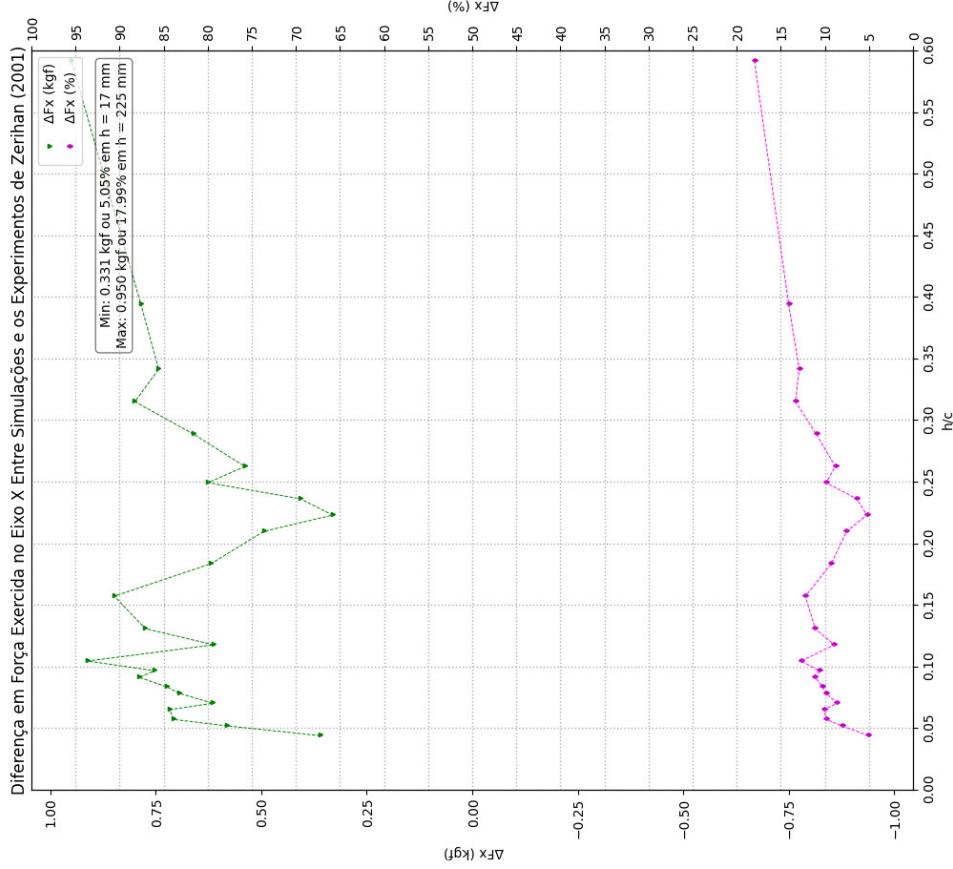
h	h/c	CL - Zerihan	CD - Zerihan	CL - Simulation	Delta CL	CD - Simulation	Delta CD
17	0.04527	2.56022	0.28326	-2.30938	-0.25084	0.29832	0.01506
20	0.05358	2.65305	0.27754	-2.33452	-0.31853	0.30179	0.02425
22	0.05912	2.64552	0.27010	-2.29744	-0.34808	0.29967	0.02957
25	0.06651	2.66559	0.26724	-2.37236	-0.29323	0.29717	0.02993
27	0.07206	2.99176	0.27182	-2.36733	-0.62443	0.29751	0.02569
30	0.07945	3.02186	0.26495	-2.35118	-0.67068	0.29391	0.02896
32	0.08499	3.01685	0.26438	-2.40047	-0.61638	0.29458	0.03020
35	0.09330	3.00179	0.26381	-2.42275	-0.57904	0.29678	0.03297
37	0.09792	2.98925	0.26438	-2.44992	-0.53933	0.29580	0.03142
40	0.10624	2.96165	0.26209	-2.50390	-0.45775	0.30019	0.03810
45	0.11917	2.91900	0.26094	-2.52723	-0.39177	0.28655	0.02561
50	0.13210	2.88387	0.25923	-2.44383	-0.44004	0.29160	0.03237
60	0.15889	2.79857	0.25465	-2.40459	-0.39398	0.29009	0.03544
70	0.18568	2.71075	0.25293	-2.28624	-0.42451	0.27881	0.02588
80	0.21155	2.63799	0.25293	-2.25644	-0.38155	0.27355	0.02062
85	0.22448	2.61792	0.25007	-2.222550	-0.39242	0.26633	0.01626
90	0.23741	2.66559	0.24950	-2.12249	-0.54310	0.26968	0.02018
95	0.25035	2.59534	0.23920	-1.63974	-0.95560	0.25288	0.01368
100	0.26420	2.53763	0.23290	-2.14627	-0.39136	1.28244	1.04954
110	0.29007	2.42222	0.22375	-1.93141	-0.49081	0.36419	0.14044
120	0.31594	2.32688	0.21688	0.00000	-2.32688	0.00000	-0.21688
130	0.34273	2.24659	0.20944	0.00000	-2.24659	0.00000	-0.20944
150	0.39538	2.12366	0.19971	0.00000	-2.12366	0.00000	-0.19971
225	0.59222	1.86954	0.18083	-1.68798	-0.18156	0.22051	0.03968

Tabela C.1: Comparativo dos resultados das simulações com os experimentos de Zerihan (2001)

Coeficiente de Arrasto



Comparativo dos Valores de ΔF_x

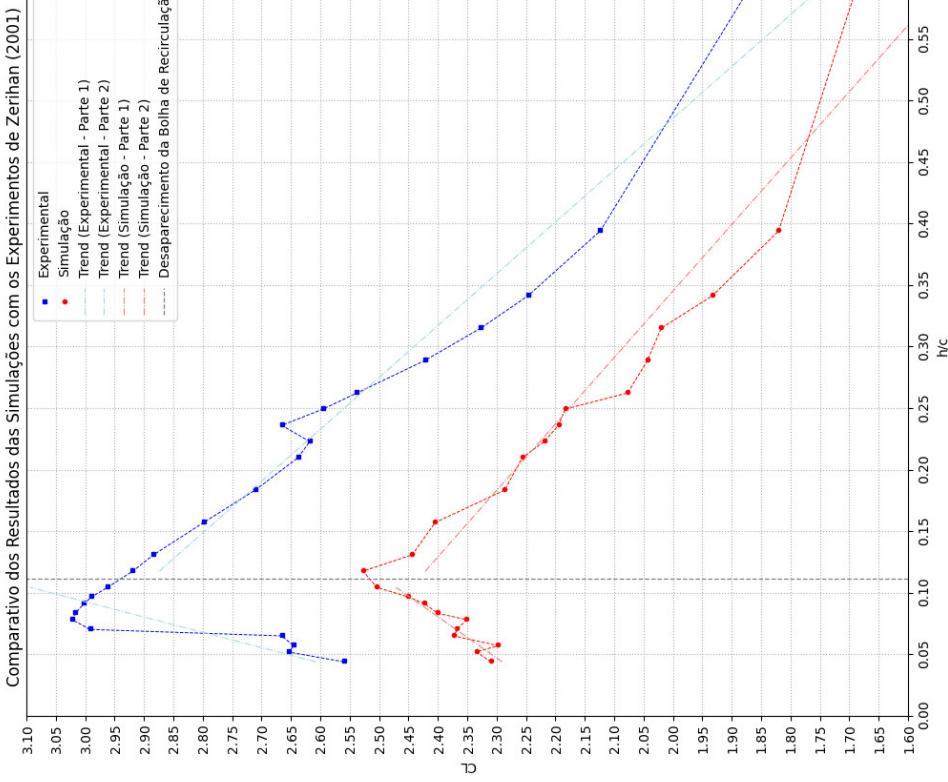


(a) Comparativo do Coeficiente de Arrasto

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

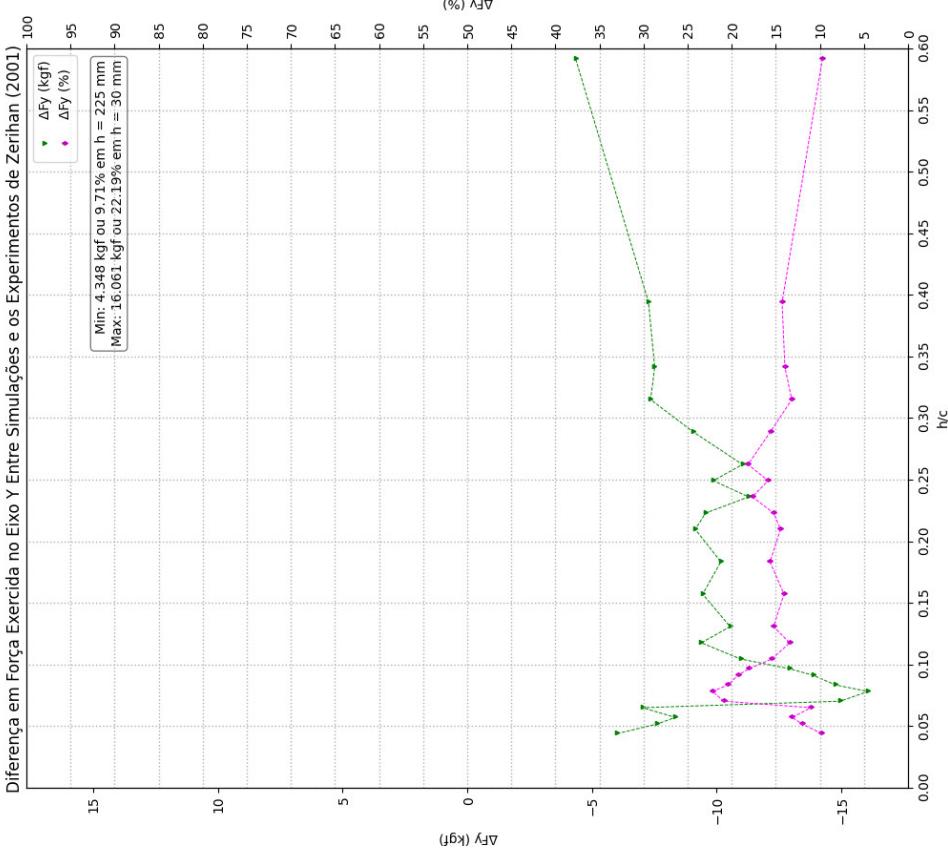
Figura C.1: Coeficiente de arrasto sobre altura adimensionalizada h/c

Coeficiente de Sustentação



(a) Comparativo do Coeficiente de Sustentação

Comparativo dos Valores de ΔF_y



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

Figura C.2. Coeficiente de sustentação sobre altura adimensionalizada h/c

APÊNDICE D

Visualizações de Velocidade - Plano xy

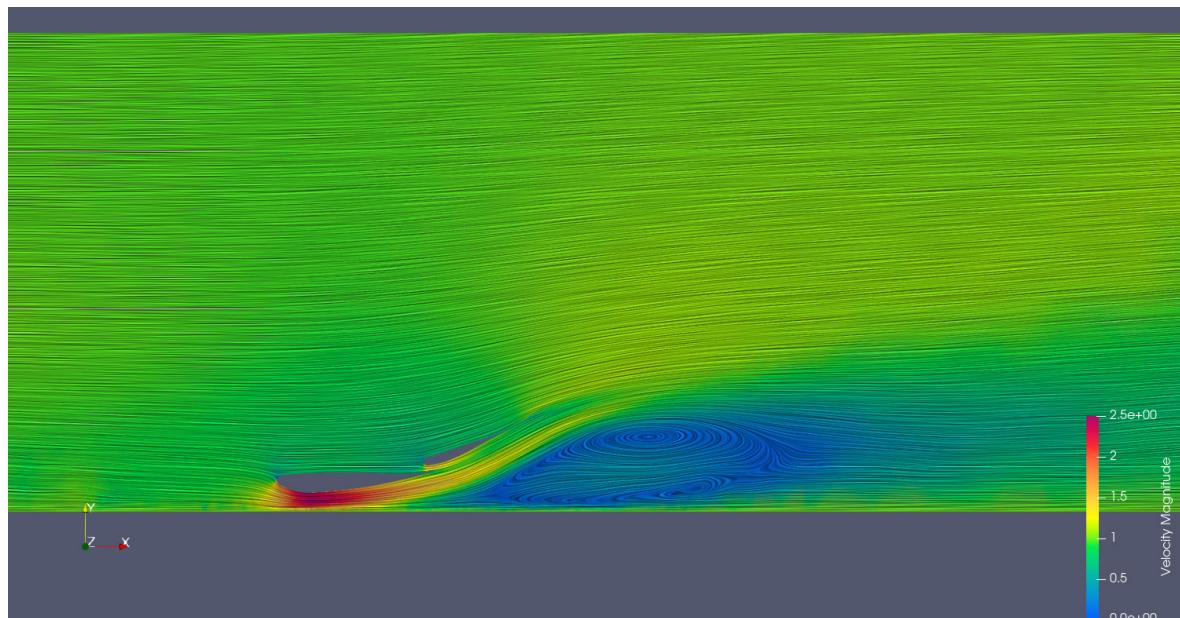


Figura D.1: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h17

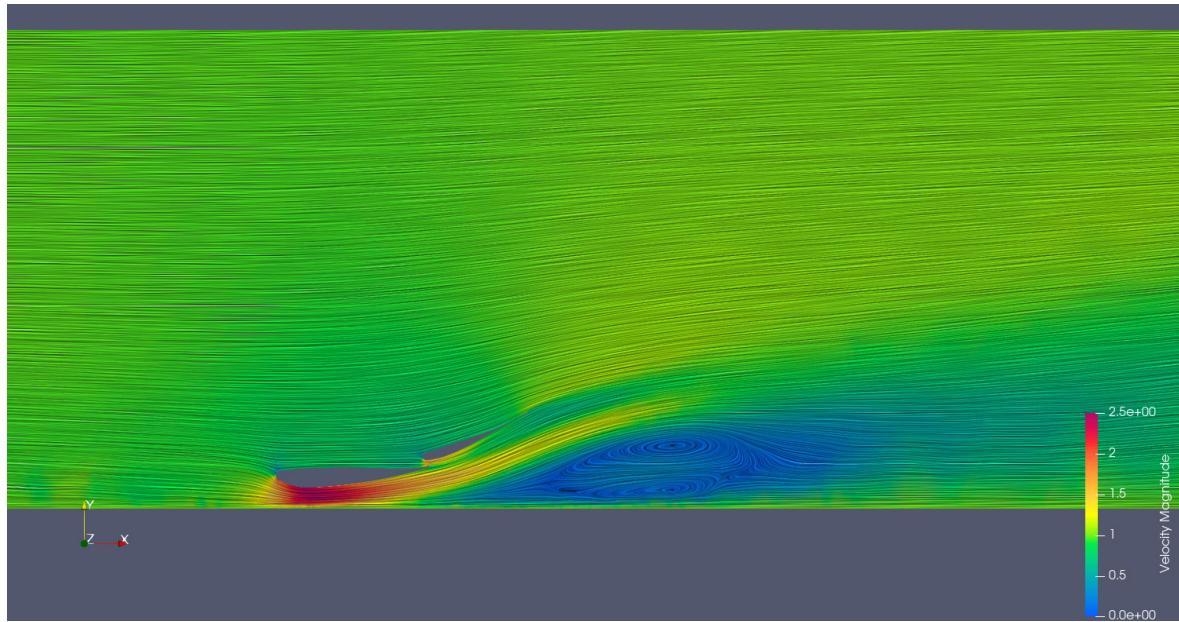


Figura D.2: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h20

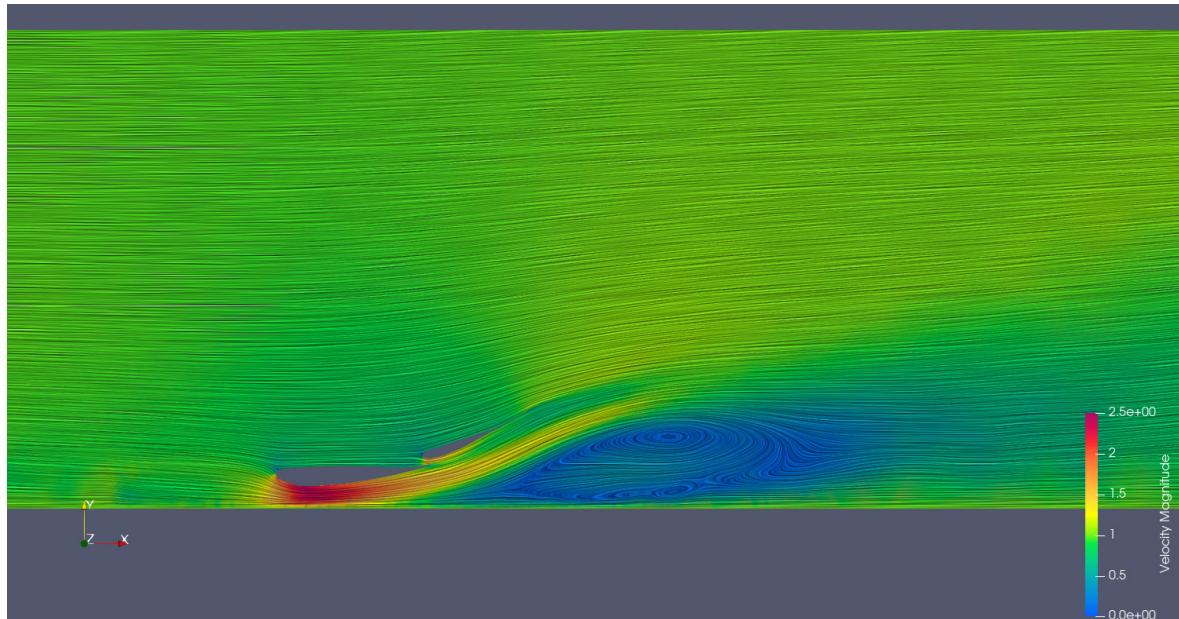


Figura D.3: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h22

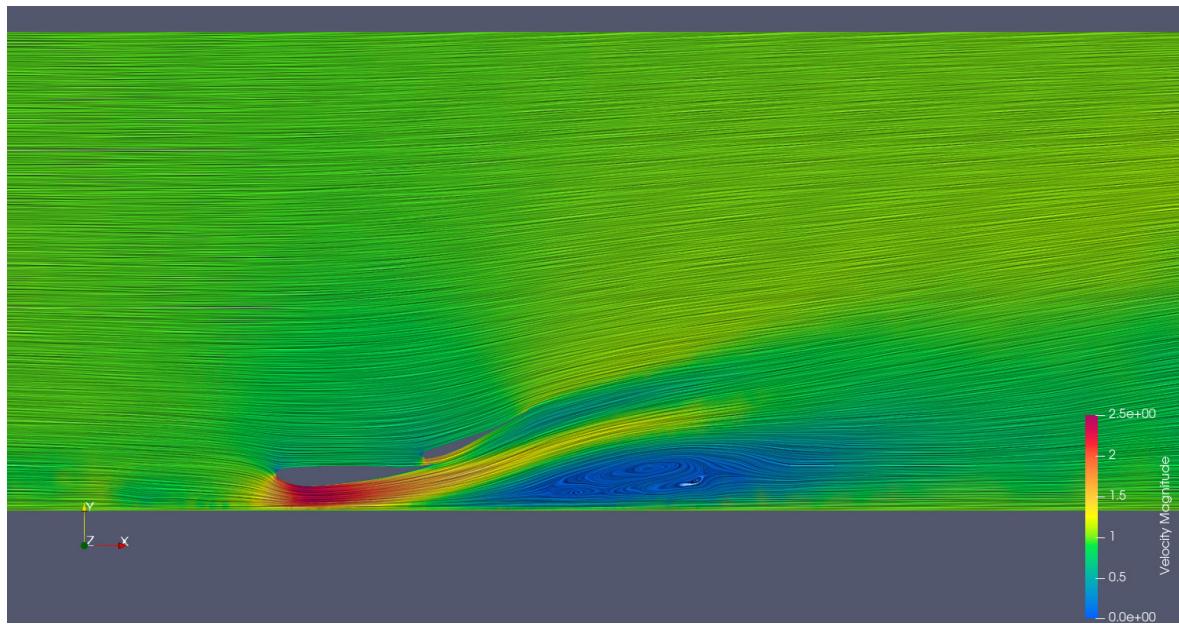


Figura D.4: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h25

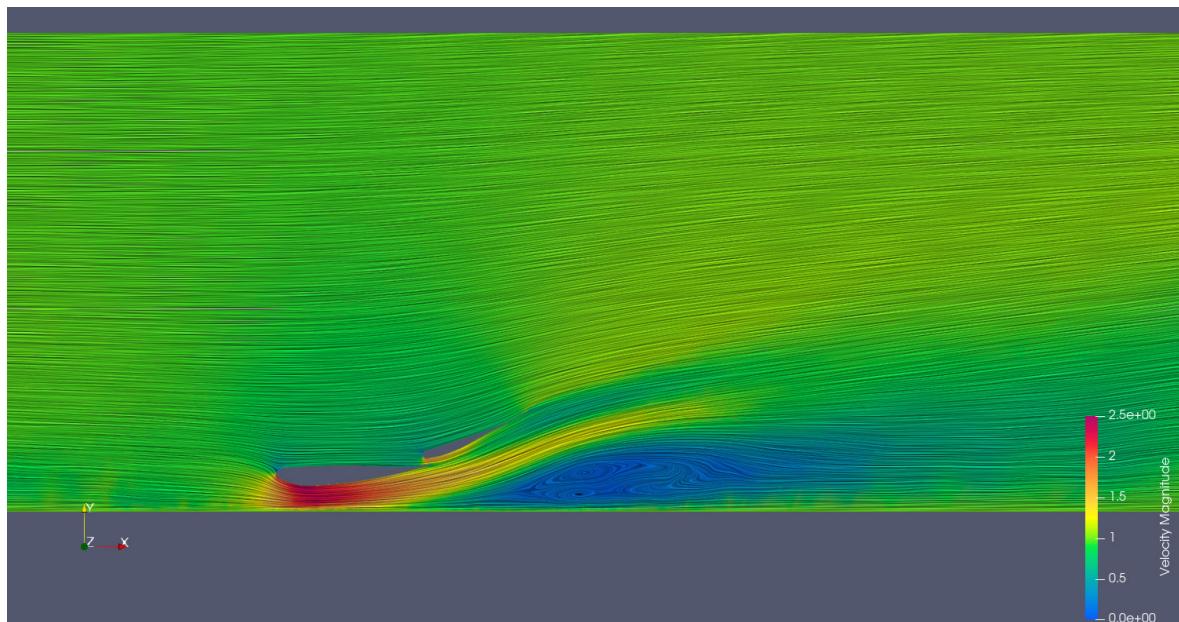


Figura D.5: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h27

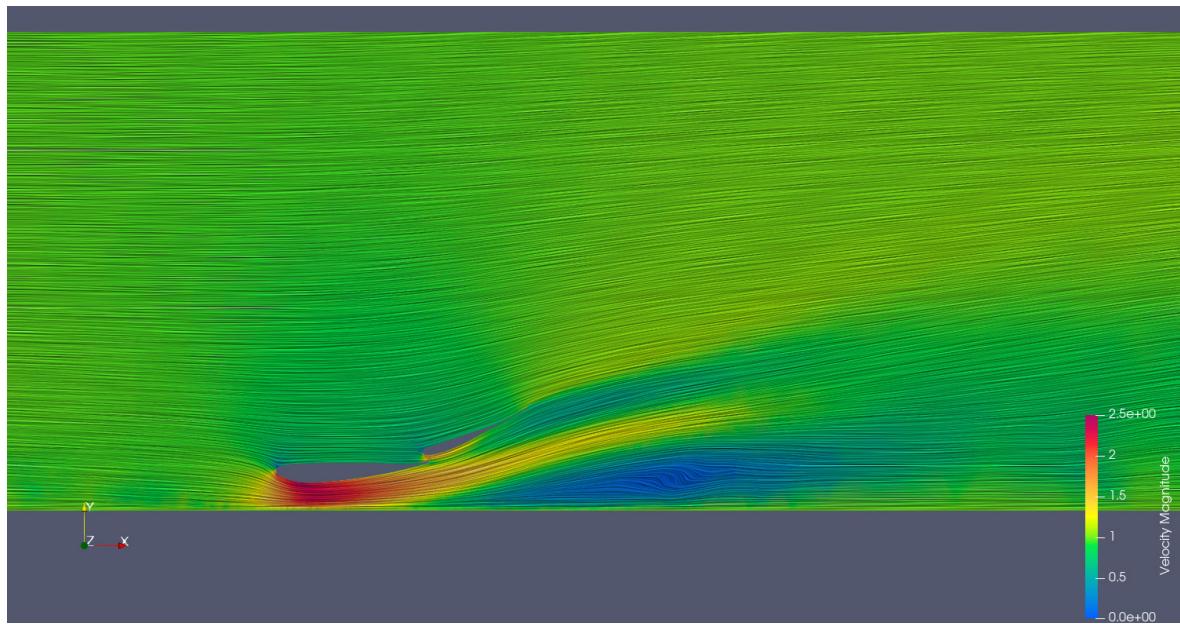


Figura D.6: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h30

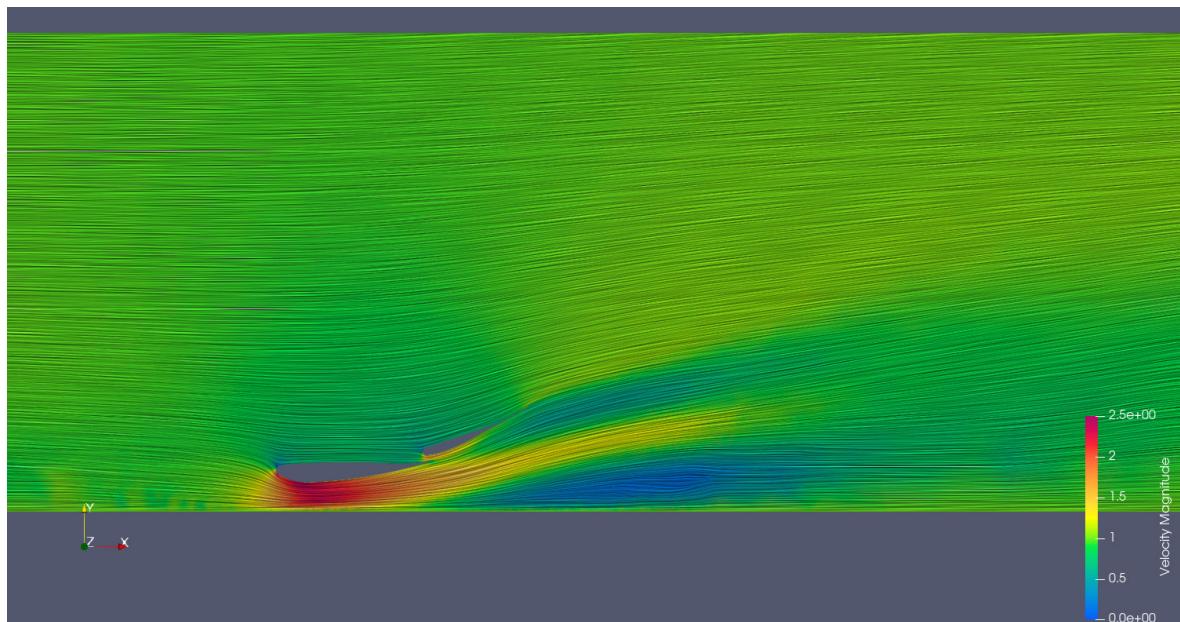


Figura D.7: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h32

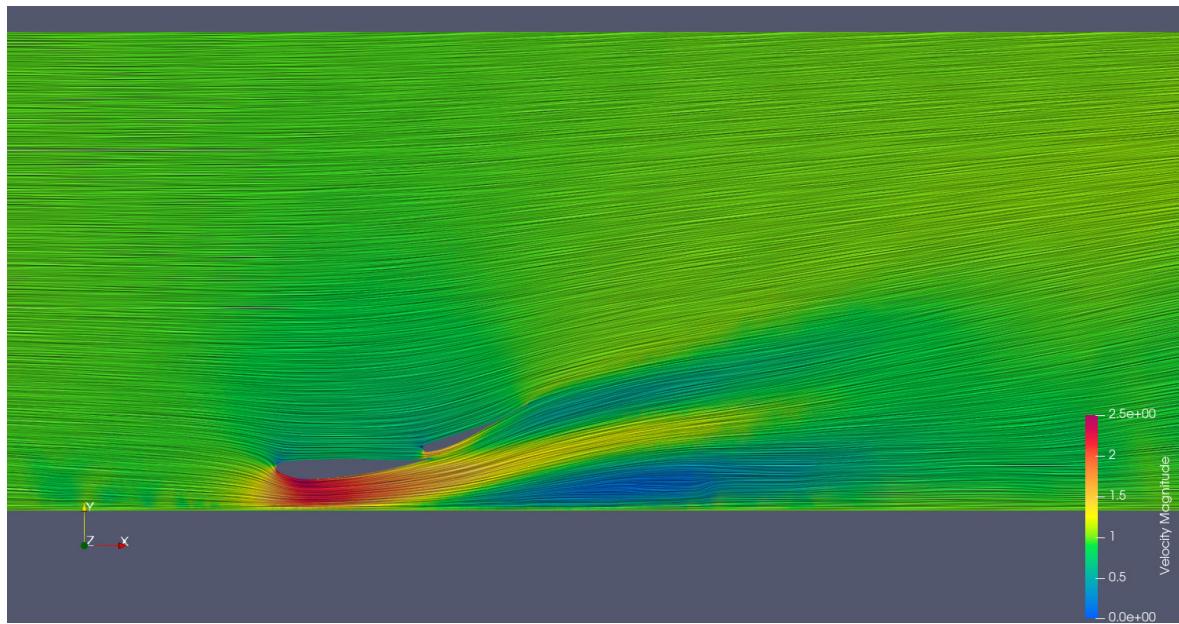


Figura D.8: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h35

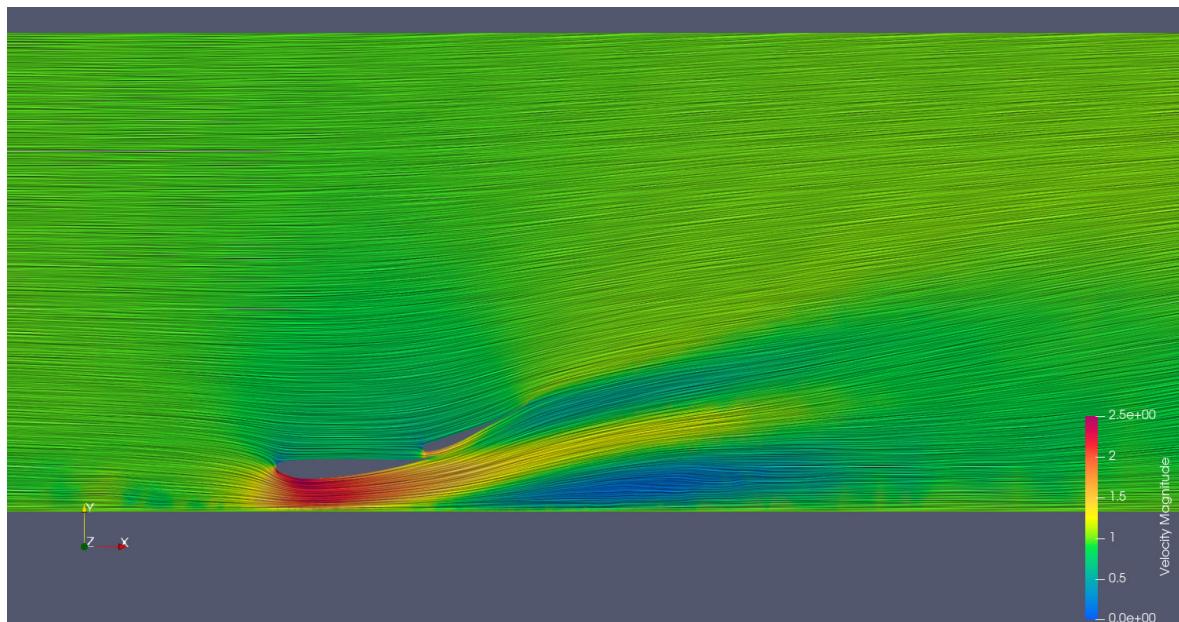


Figura D.9: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h37

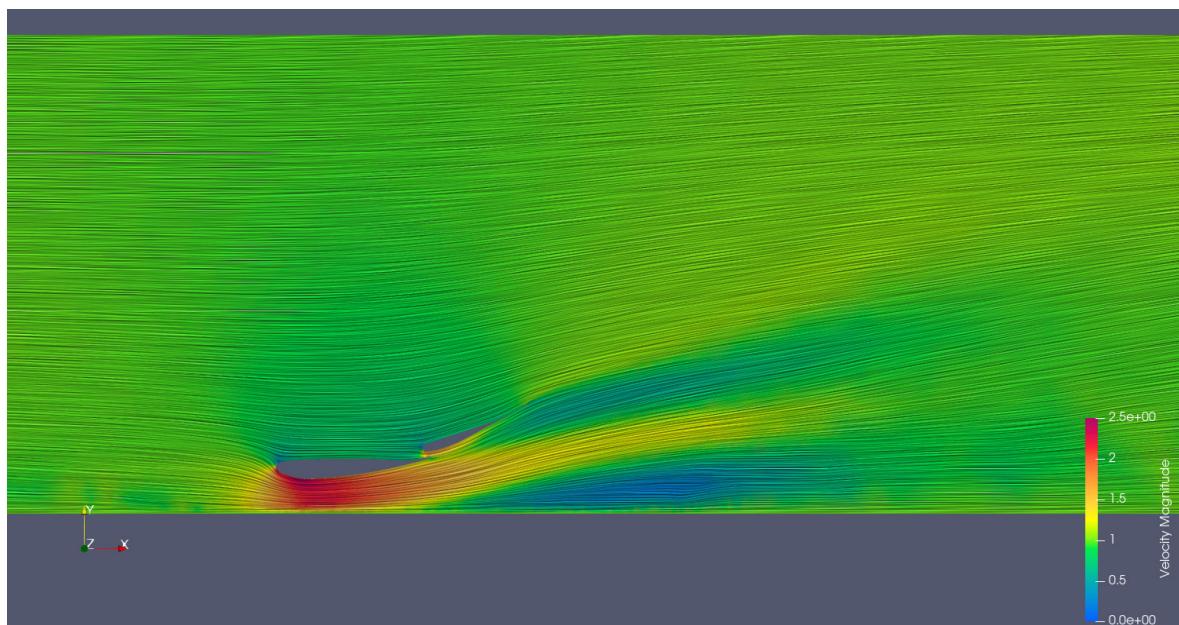


Figura D.10: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h40

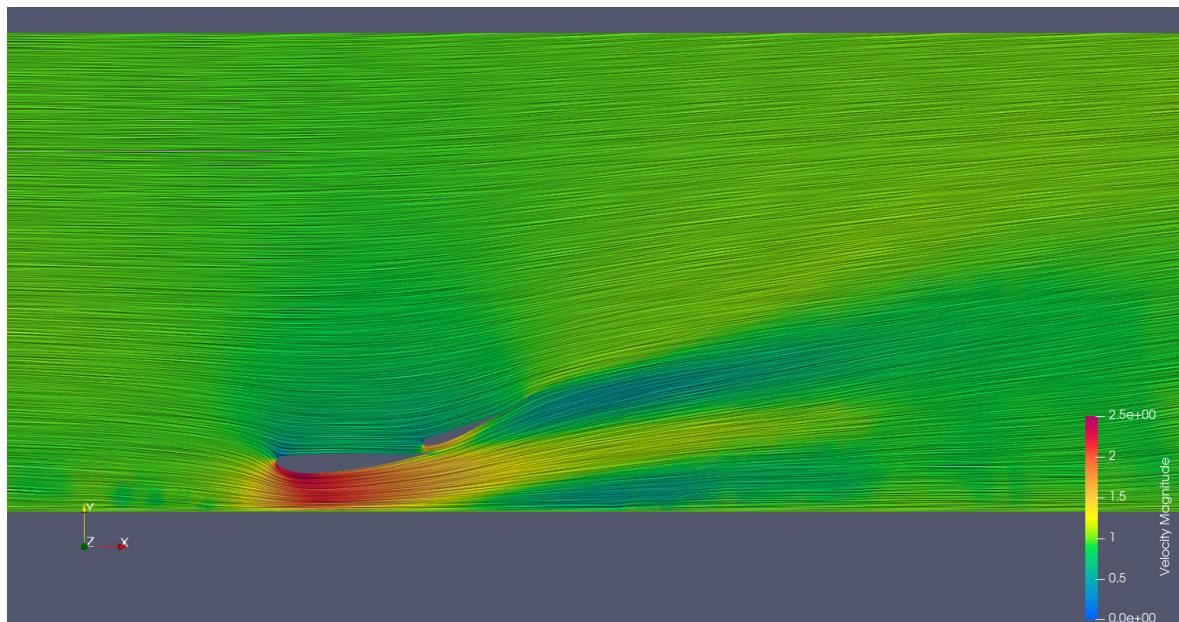


Figura D.11: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h45

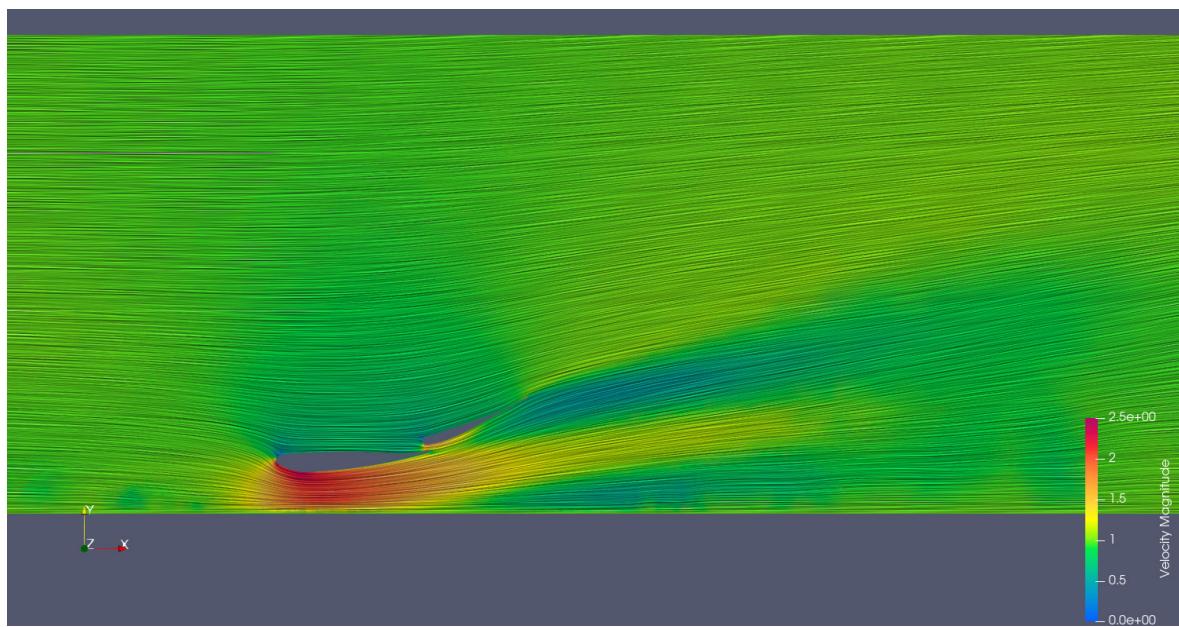


Figura D.12: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h50

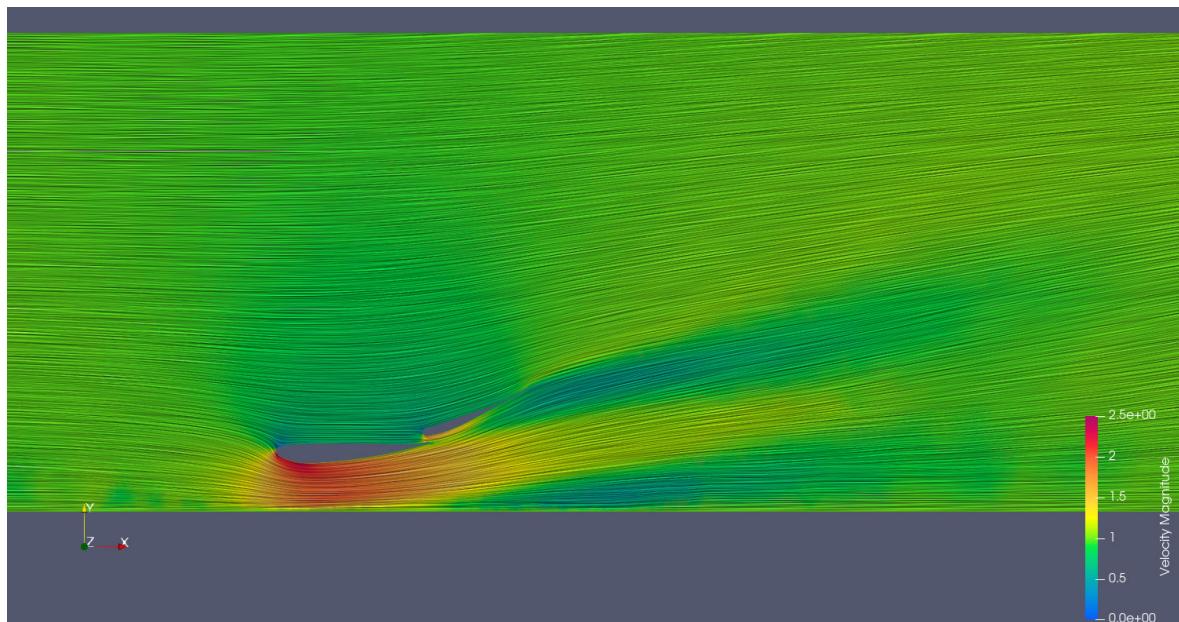


Figura D.13: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h60

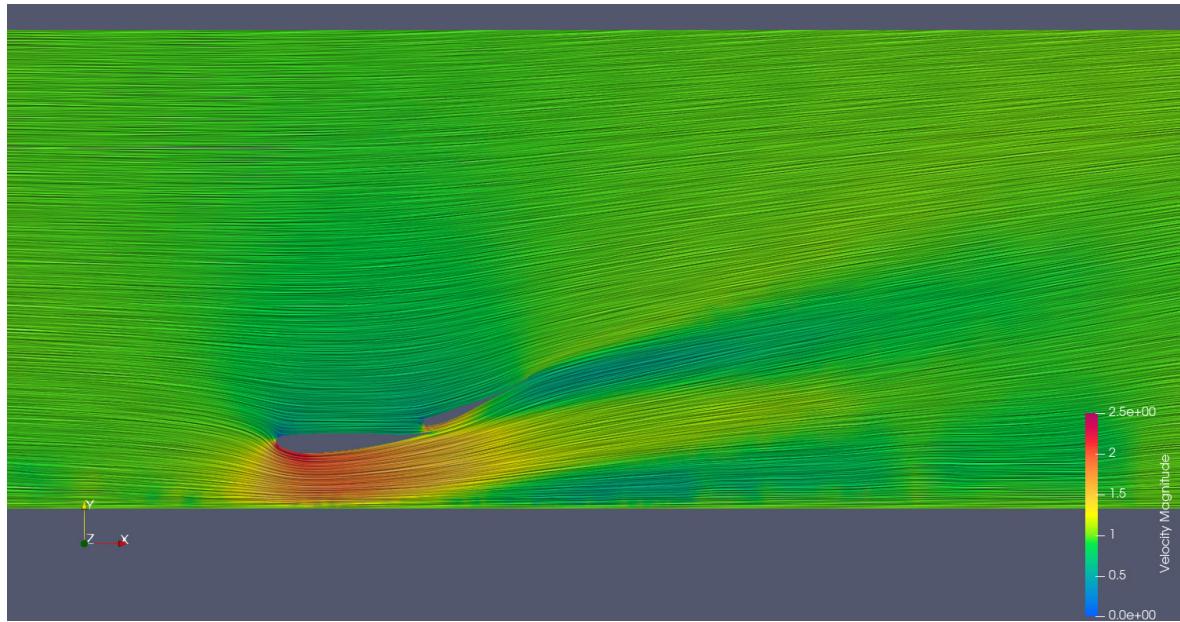


Figura D.14: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h70

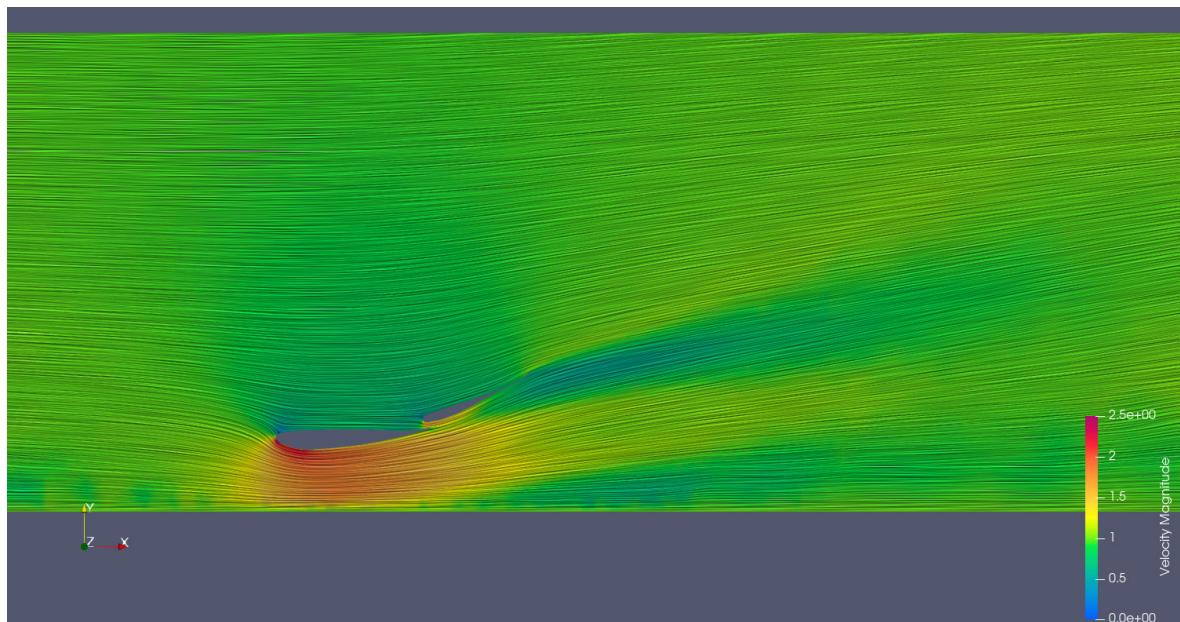


Figura D.15: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h80

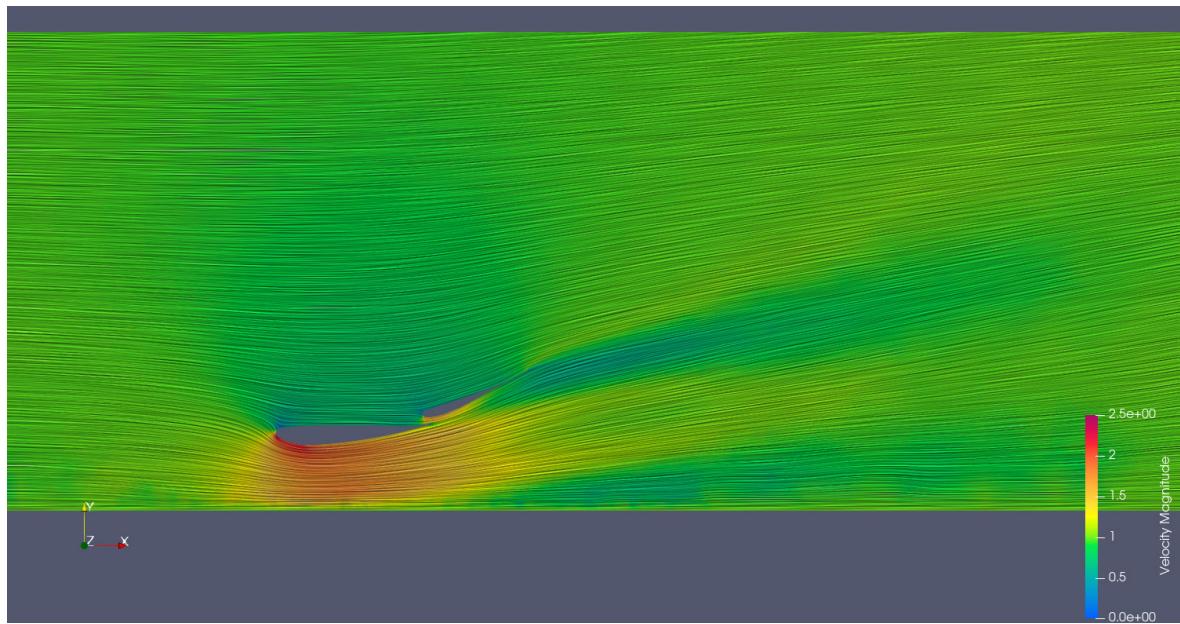


Figura D.16: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h85

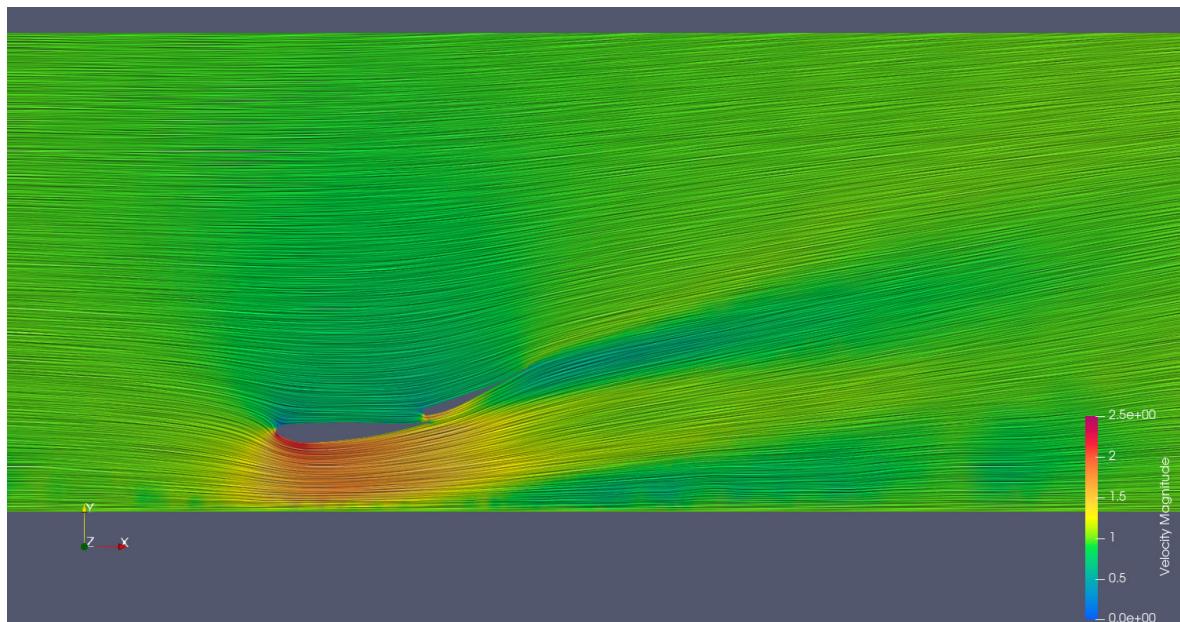


Figura D.17: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h90

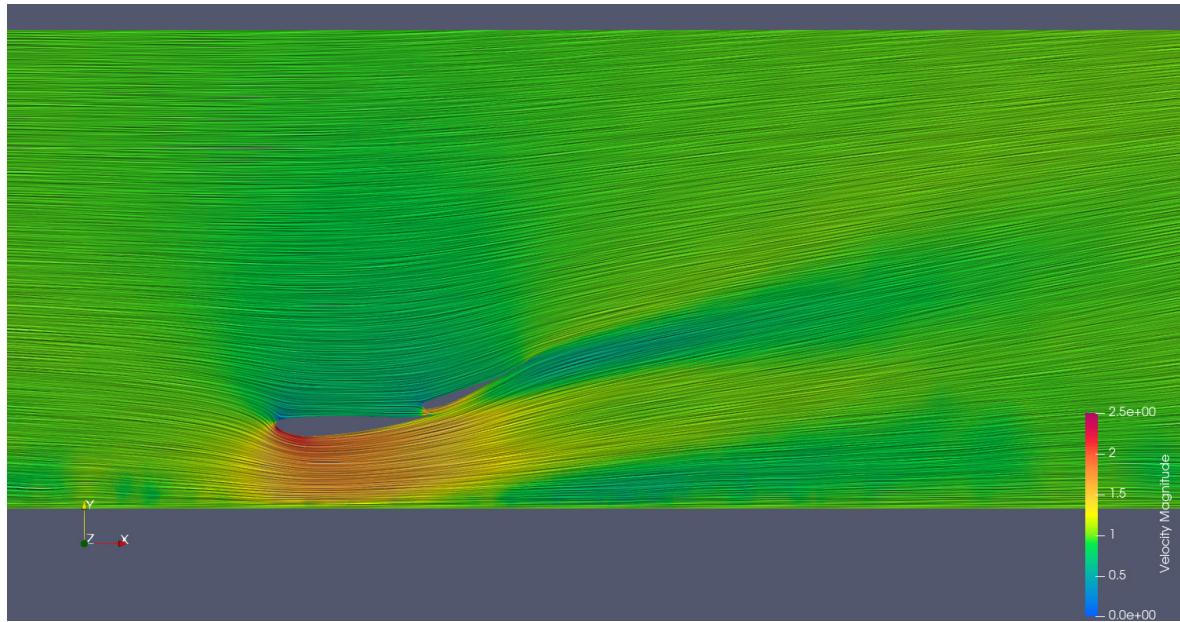


Figura D.18: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h95

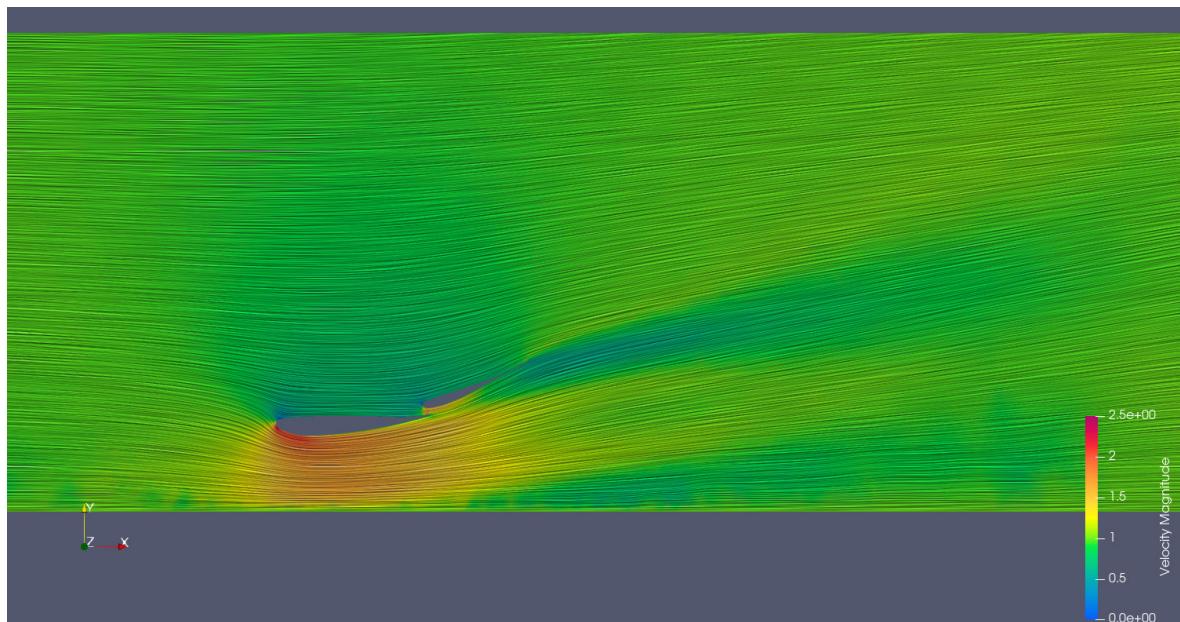


Figura D.19: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h100

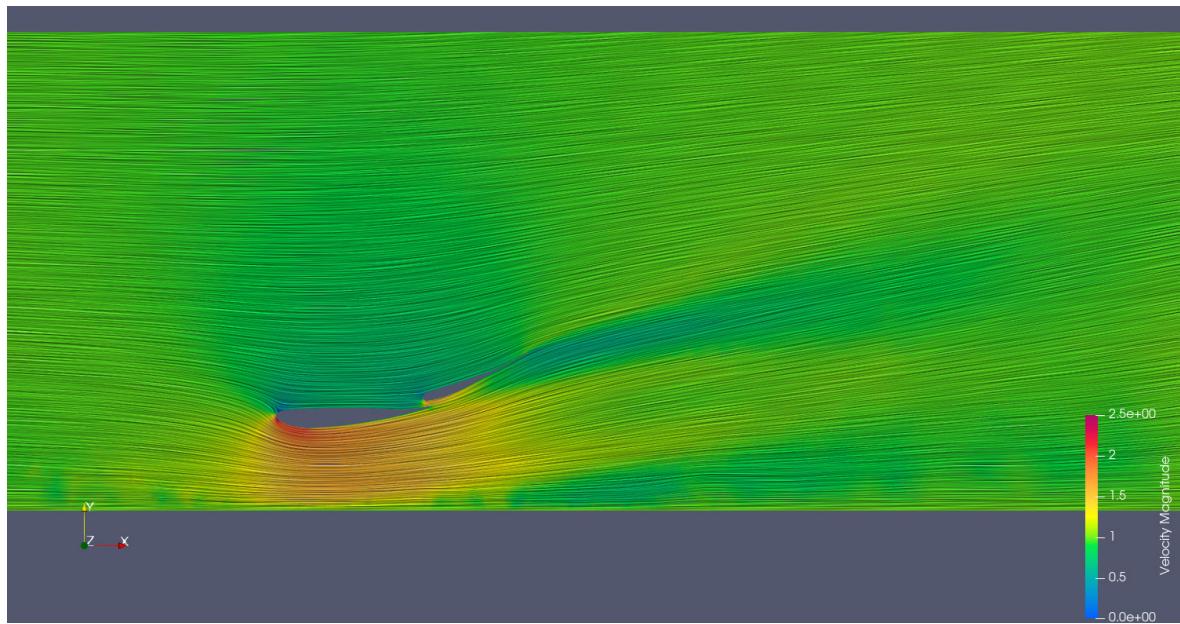


Figura D.20: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h110

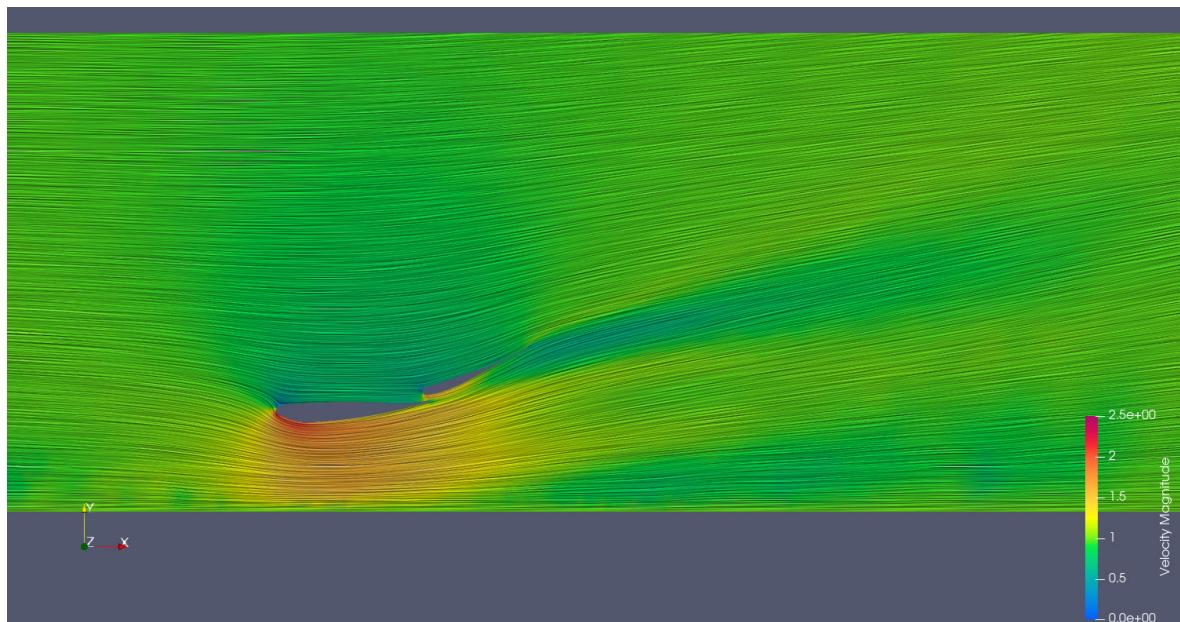


Figura D.21: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h120

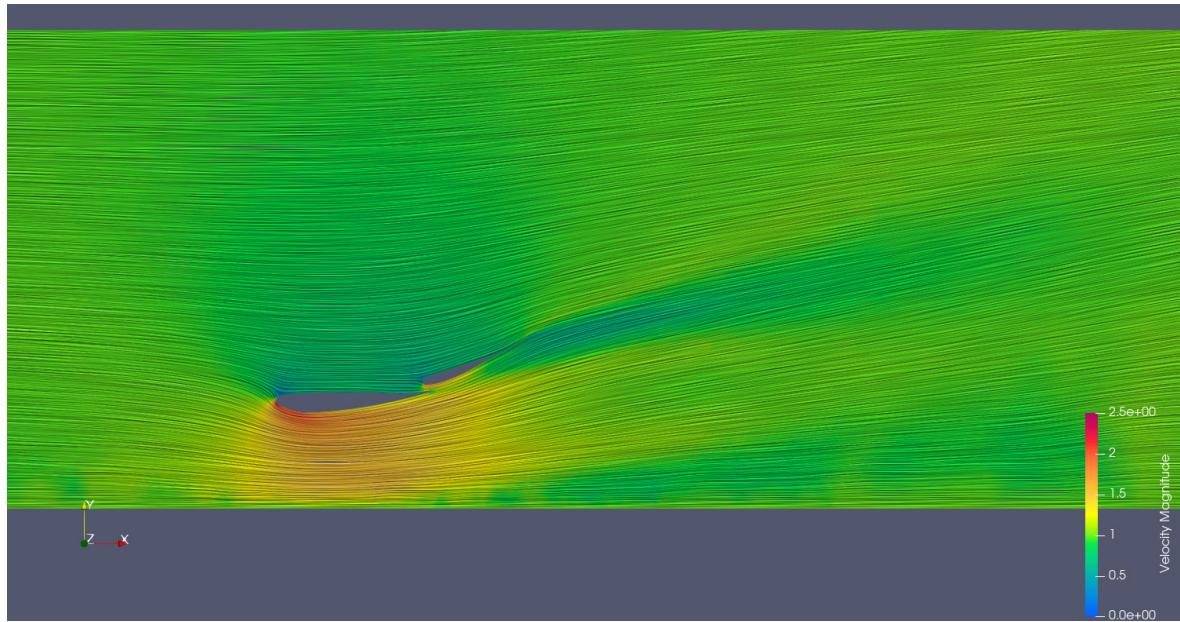


Figura D.22: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h130

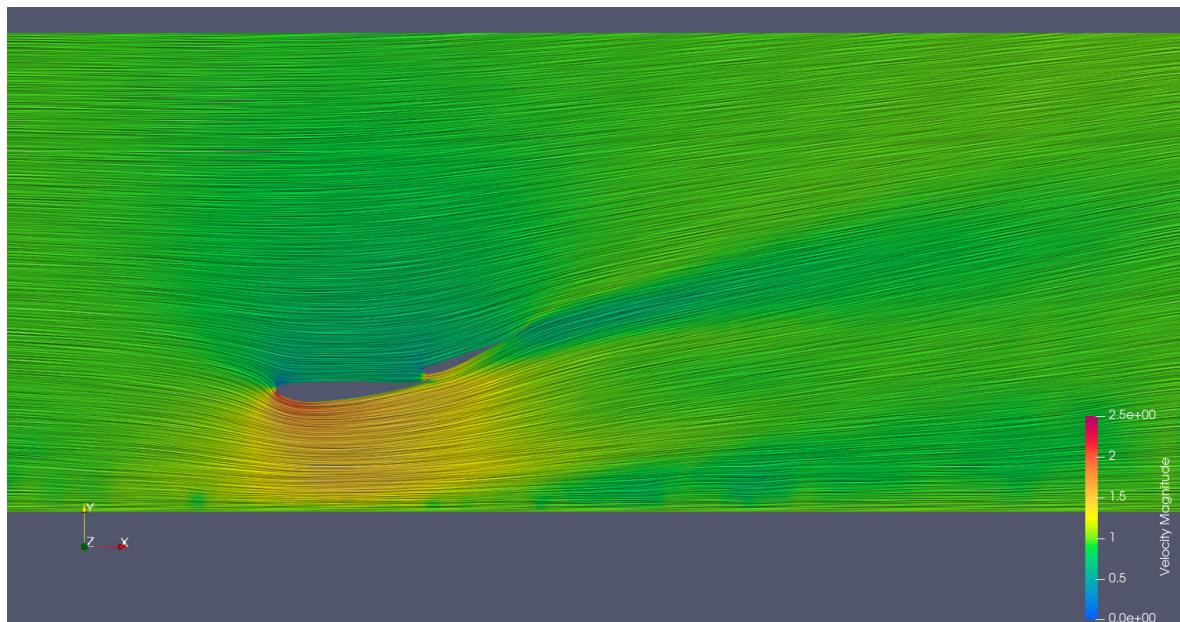


Figura D.23: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h150

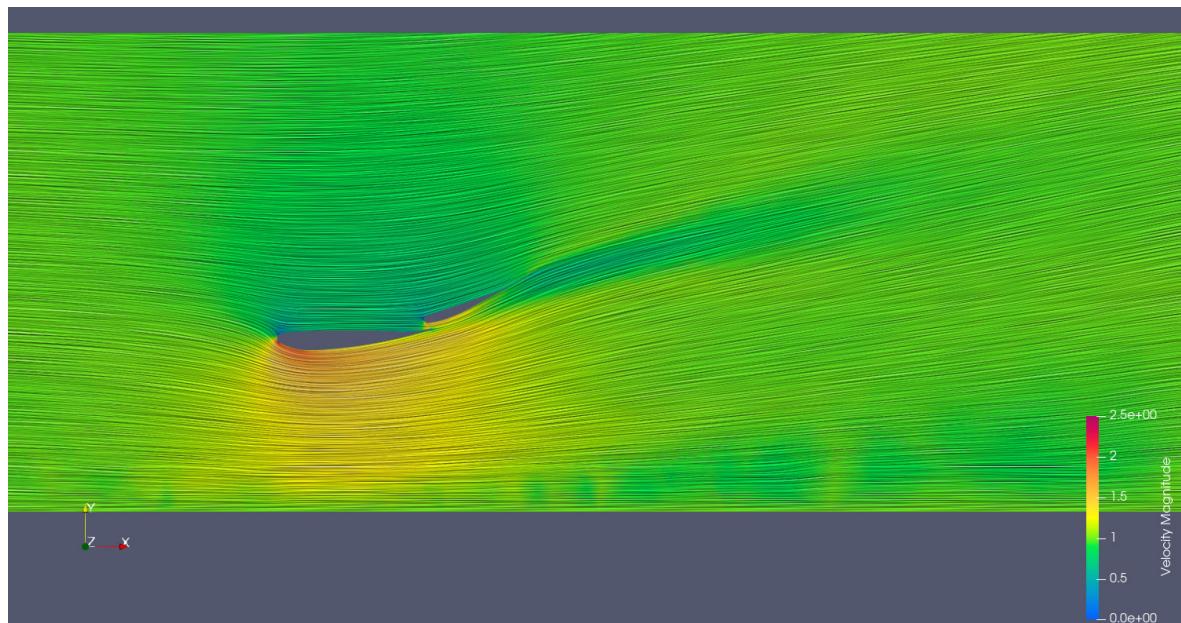


Figura D.24: Visualização de velocidade do escoamento no plano xy do caso h225

APÊNDICE E

Visualizações de Velocidade - Plano yz - Visão Geral

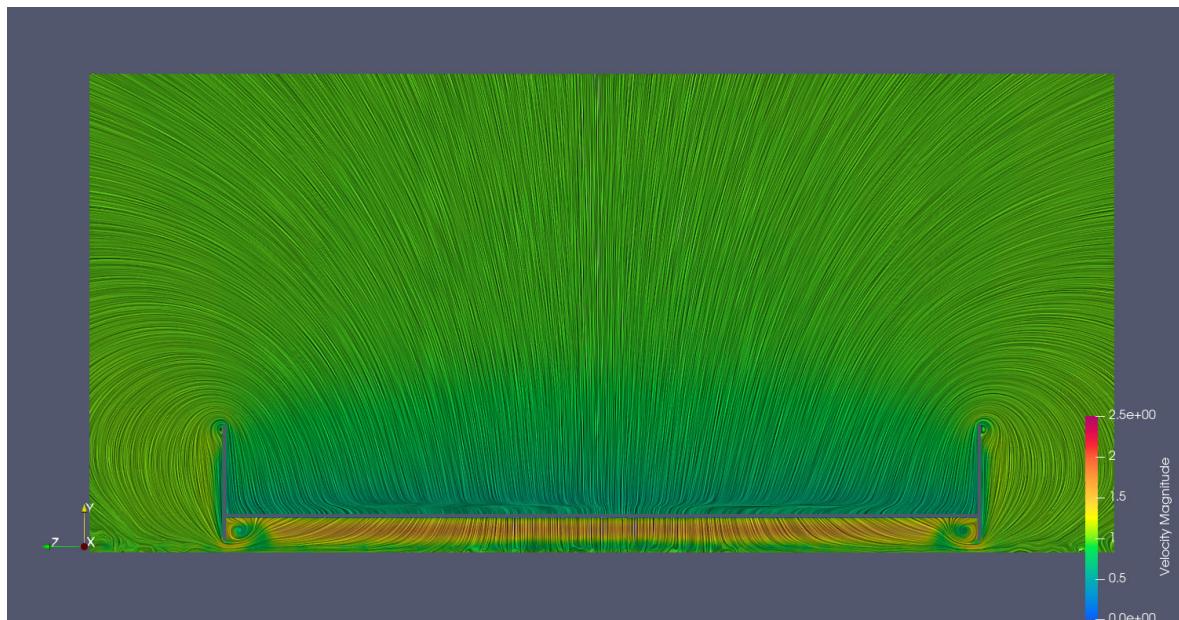


Figura E.1: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h17

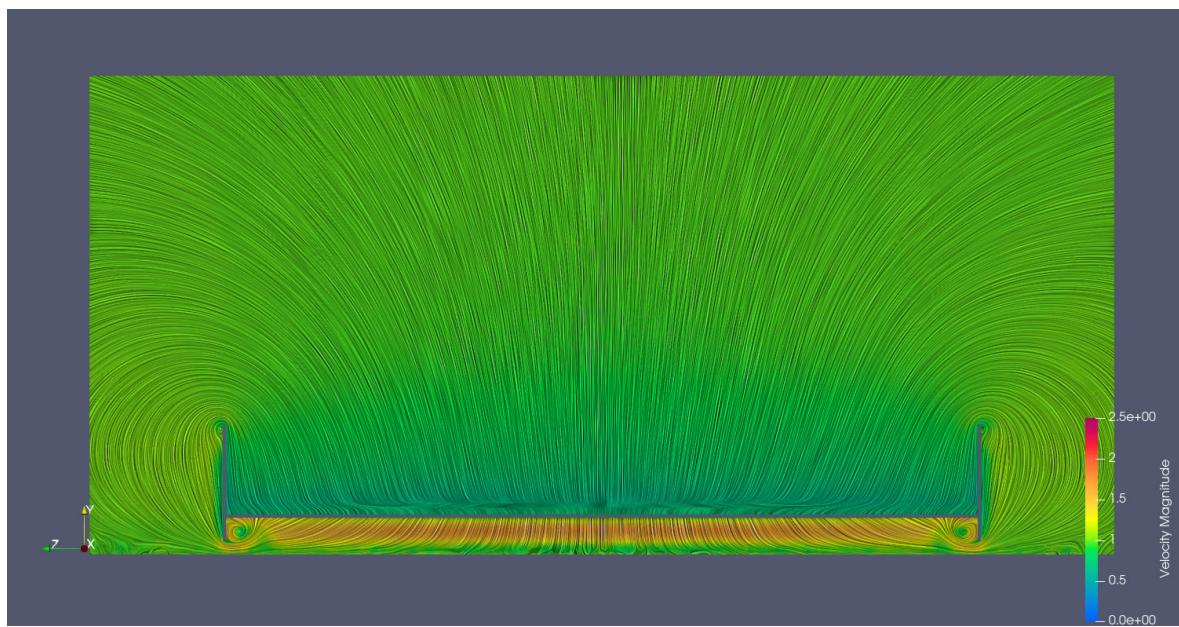


Figura E.2: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h20

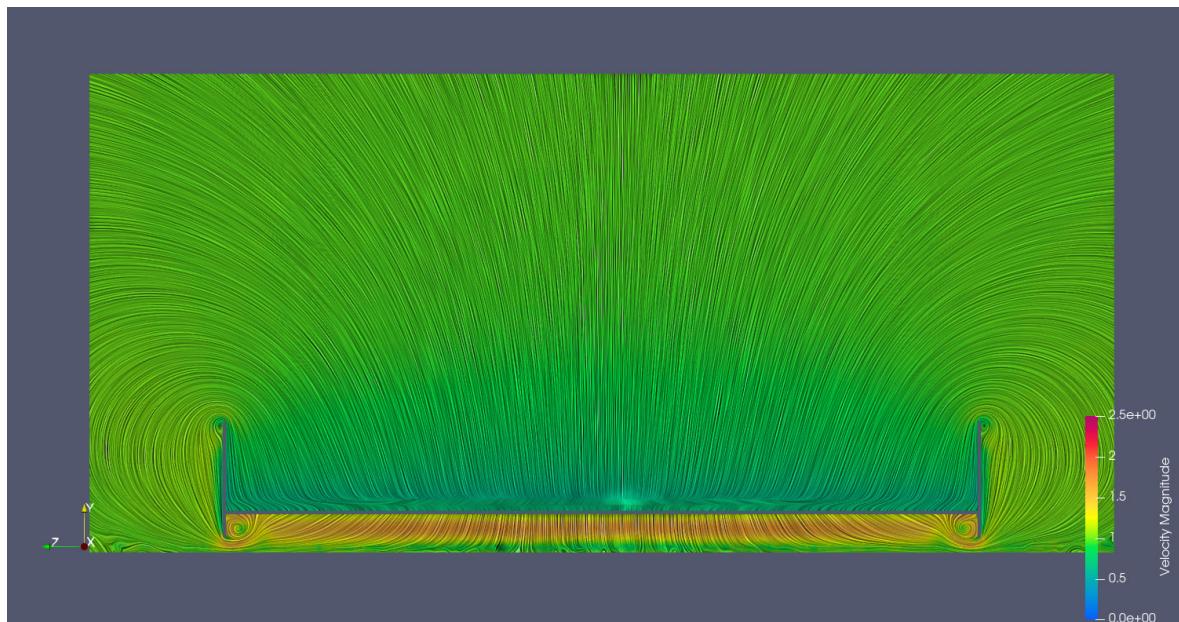


Figura E.3: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h22

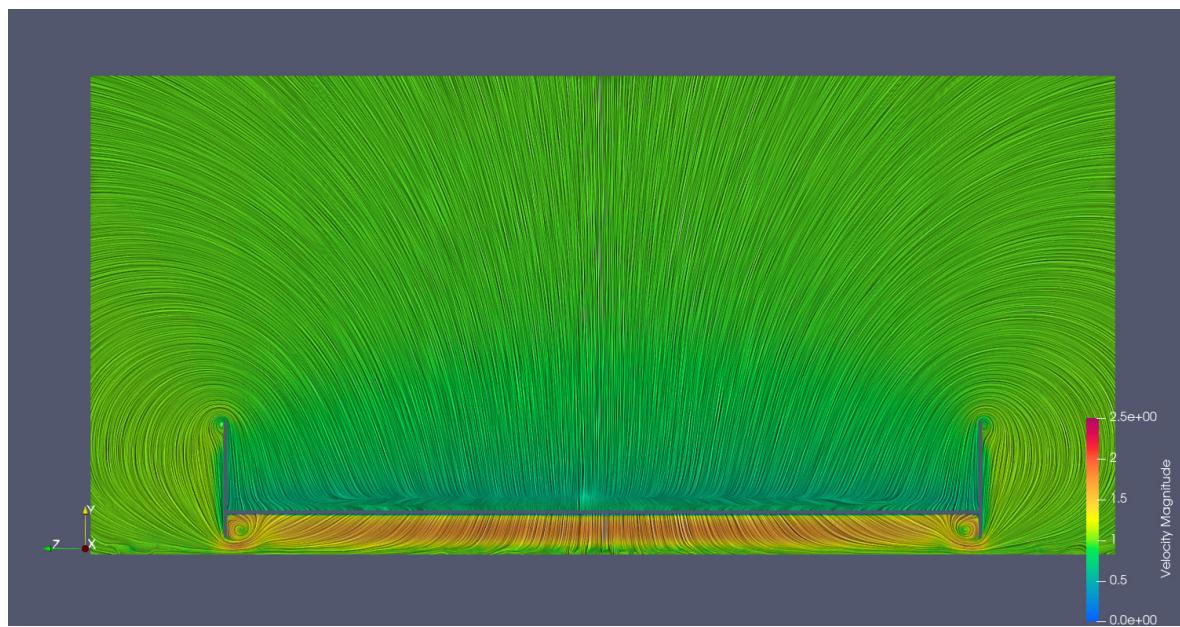


Figura E.4: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h25

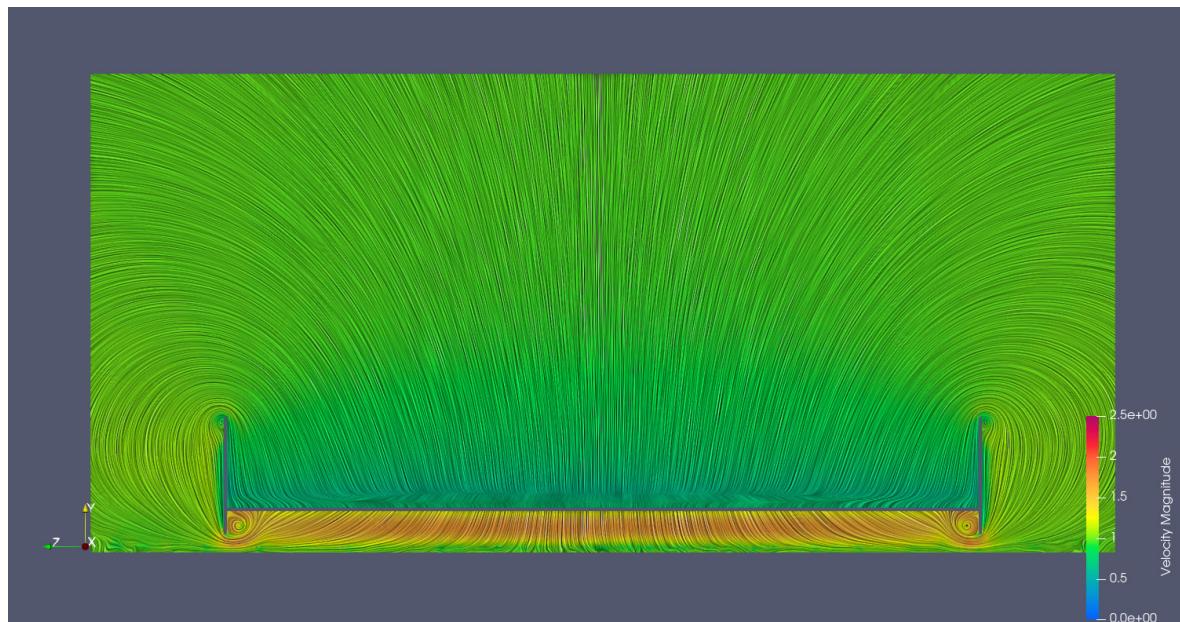


Figura E.5: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h27

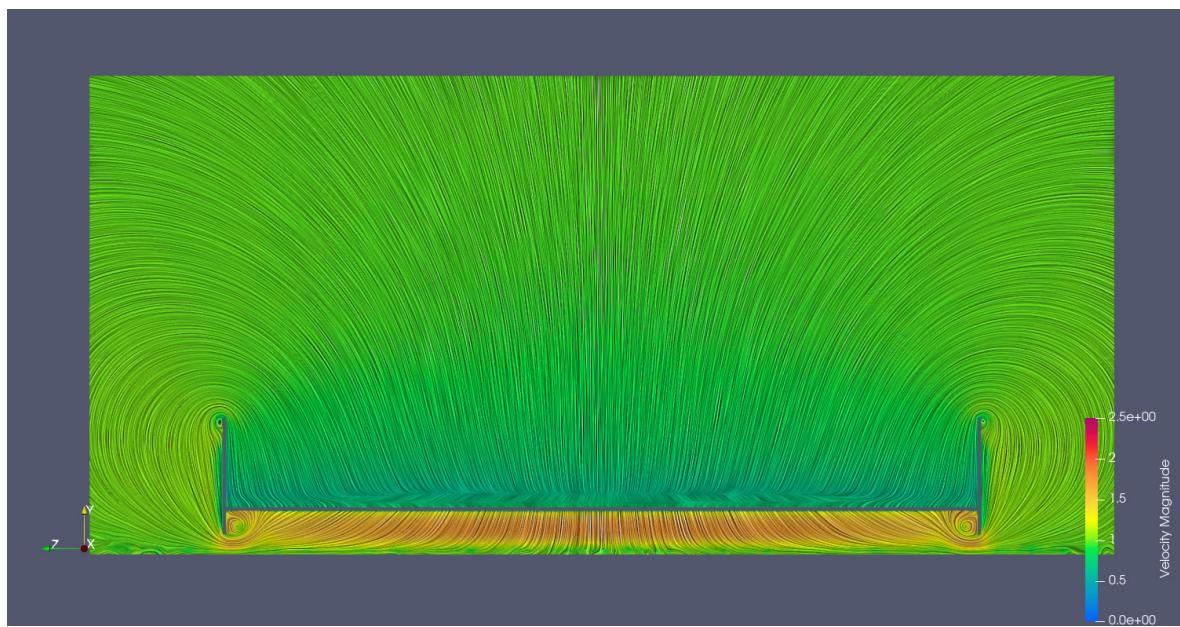


Figura E.6: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h30

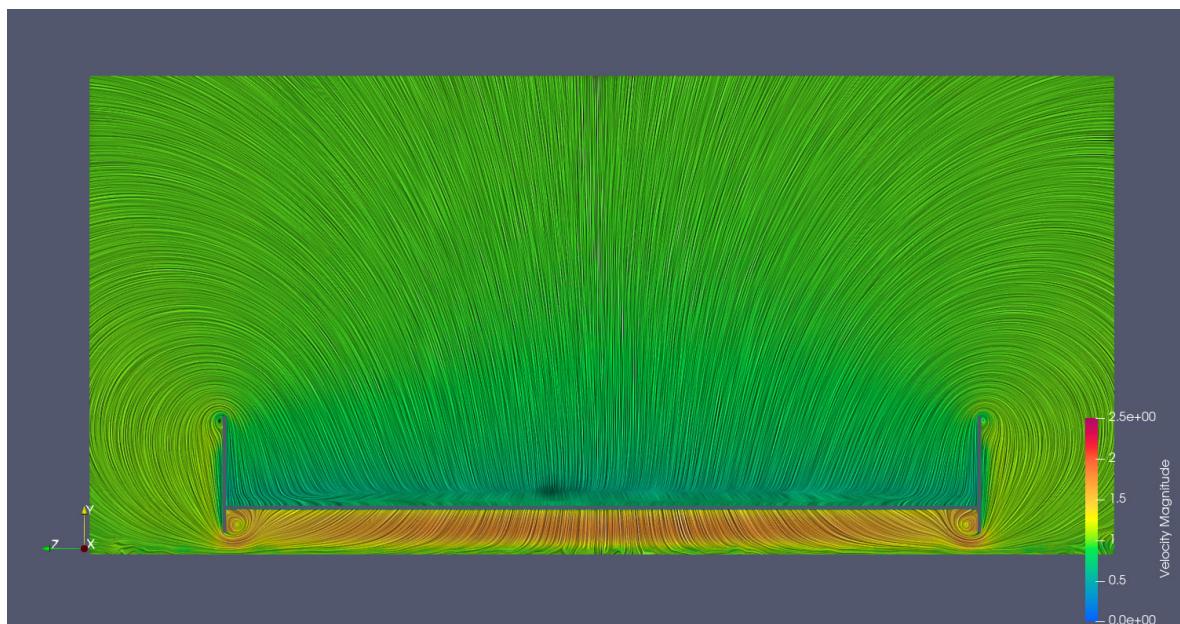


Figura E.7: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h32

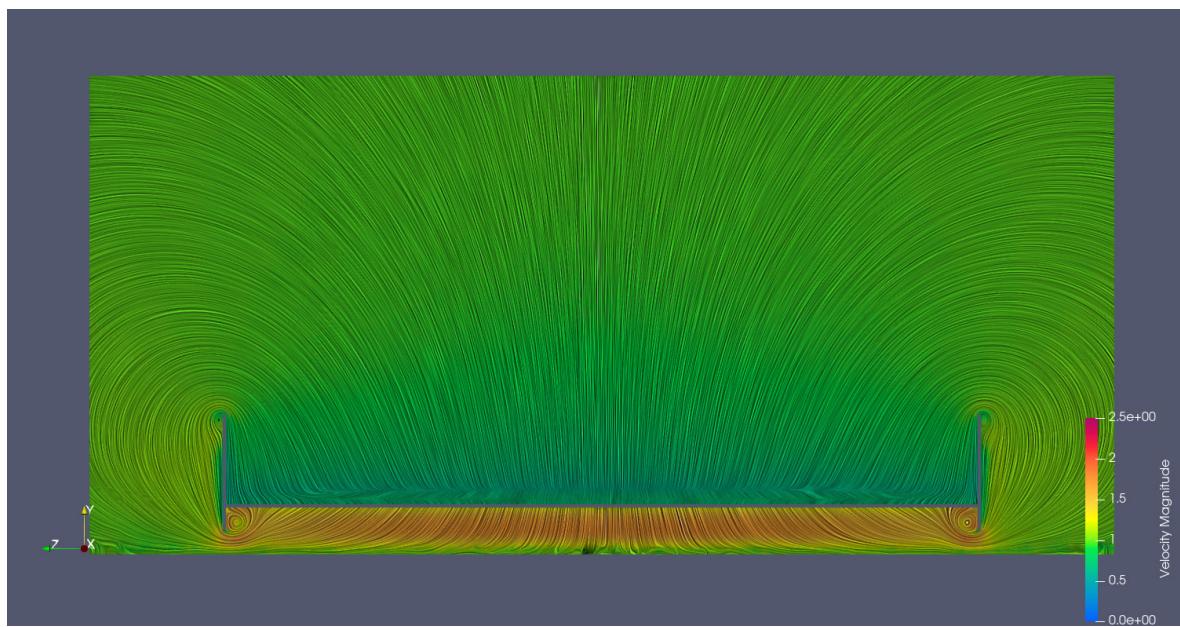


Figura E.8: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h35

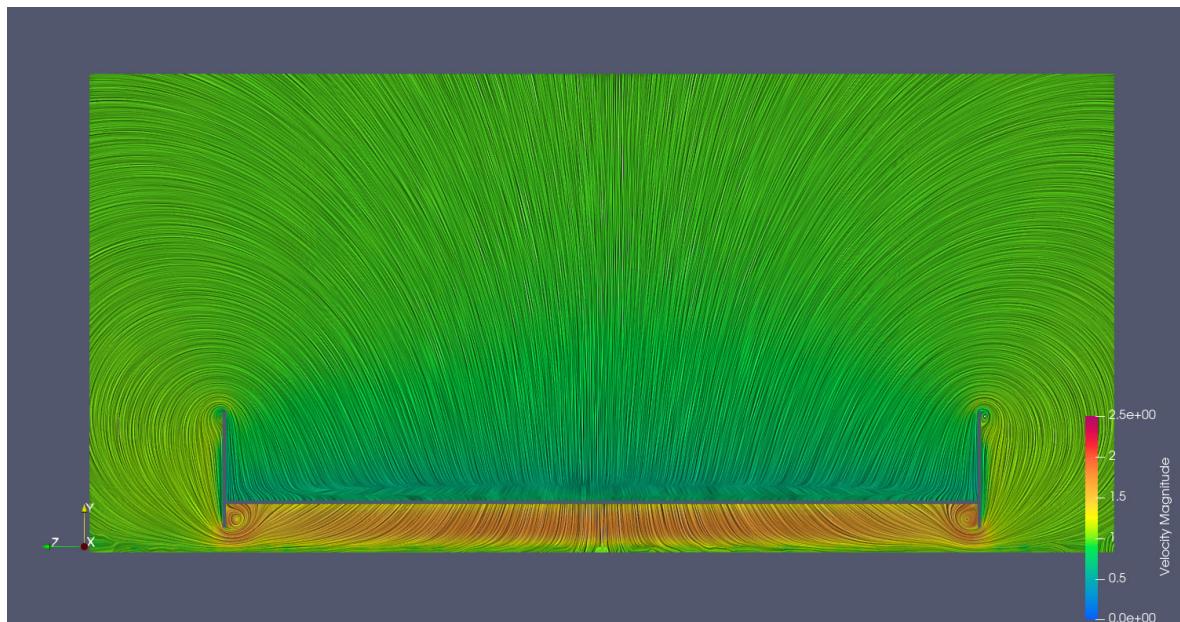


Figura E.9: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h37

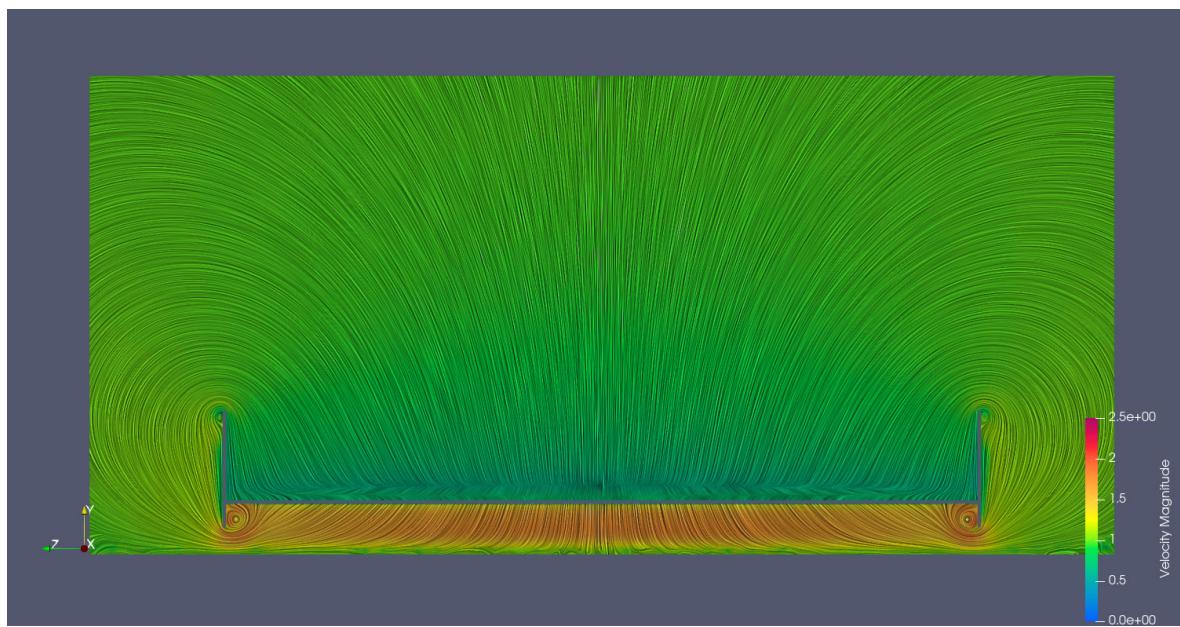


Figura E.10: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h40

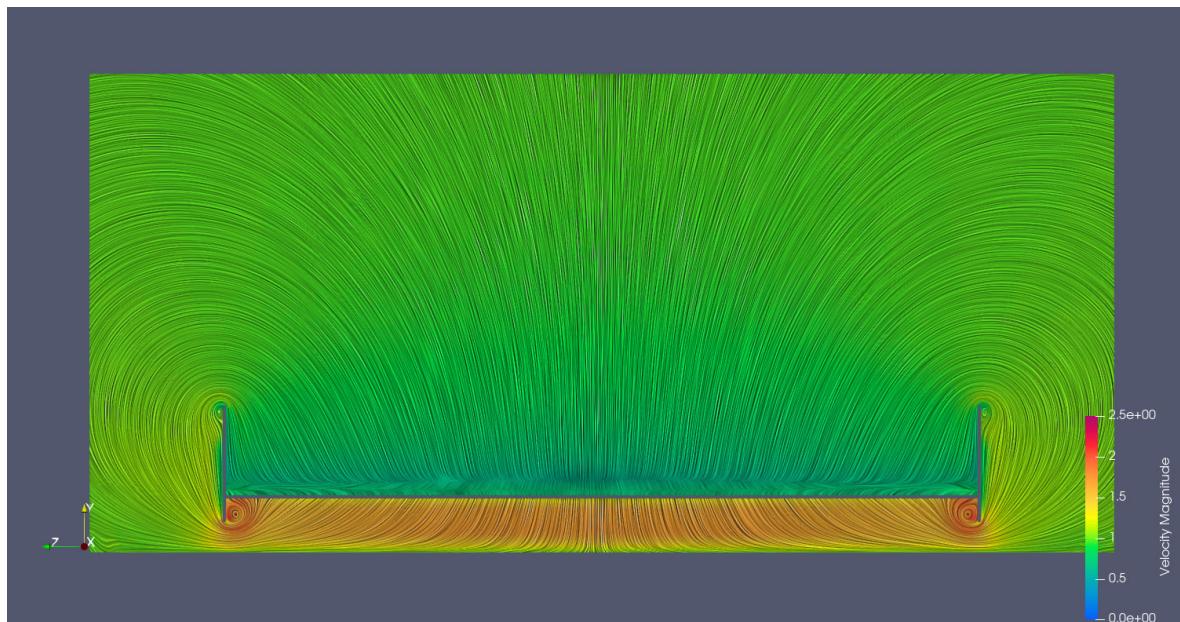


Figura E.11: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h45

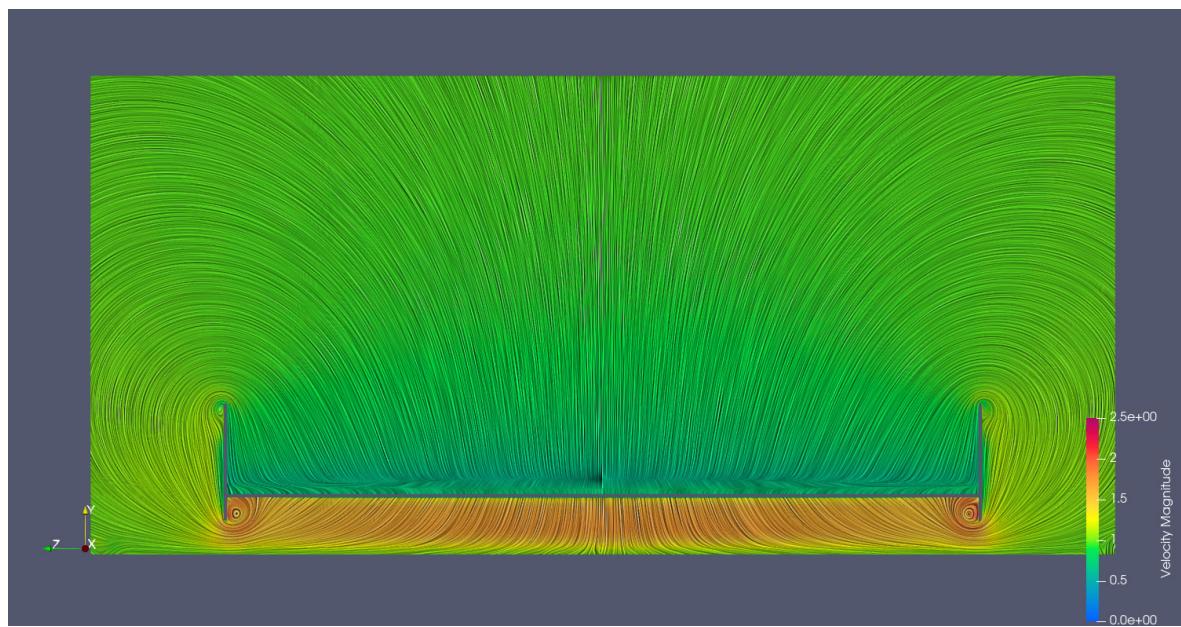


Figura E.12: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h50

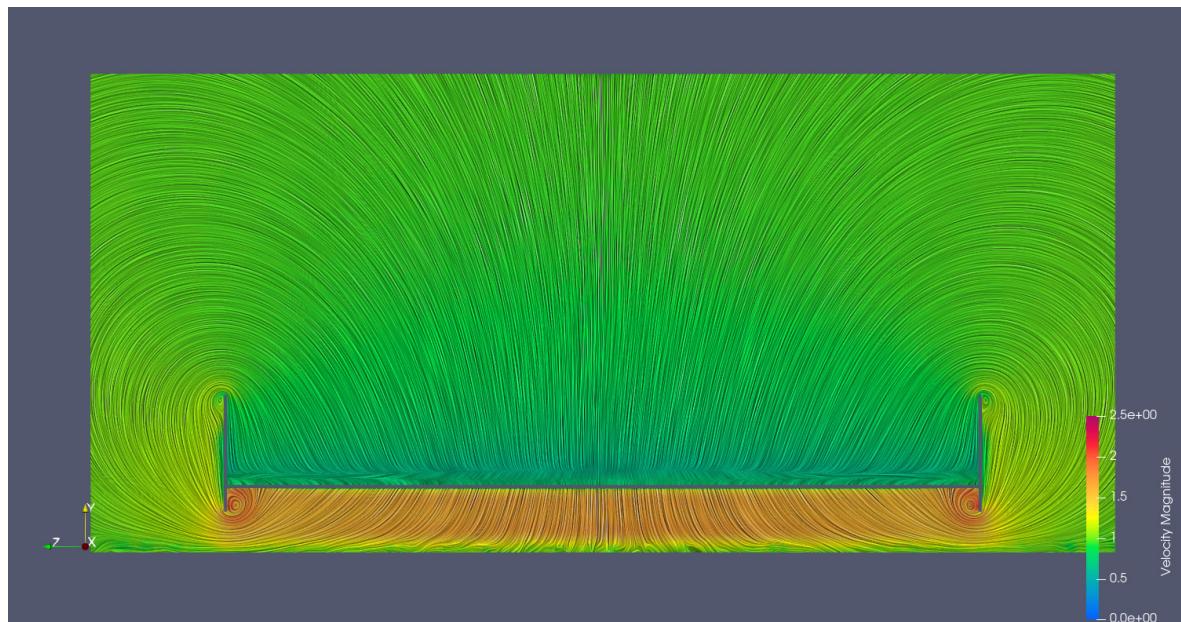


Figura E.13: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h60

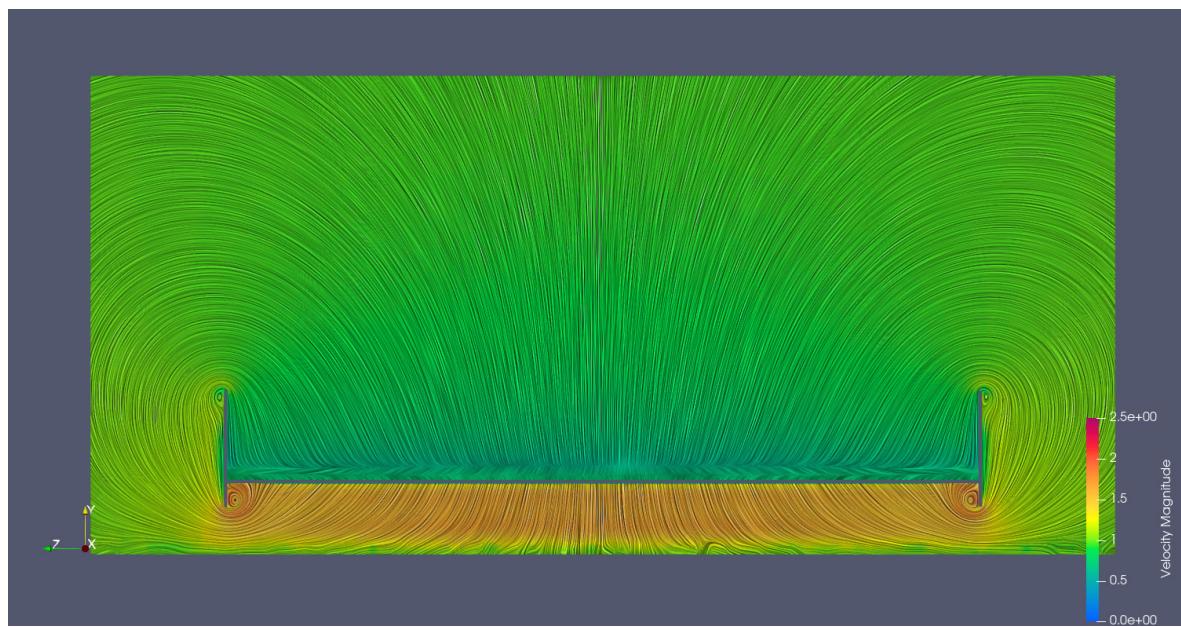


Figura E.14: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h70

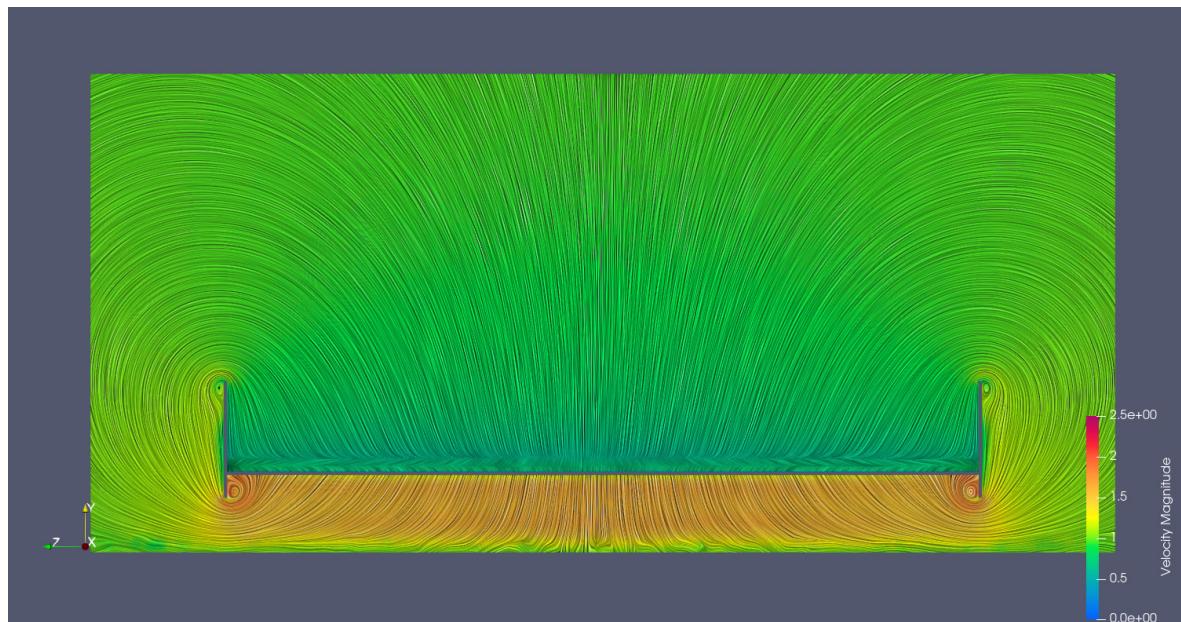


Figura E.15: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h80

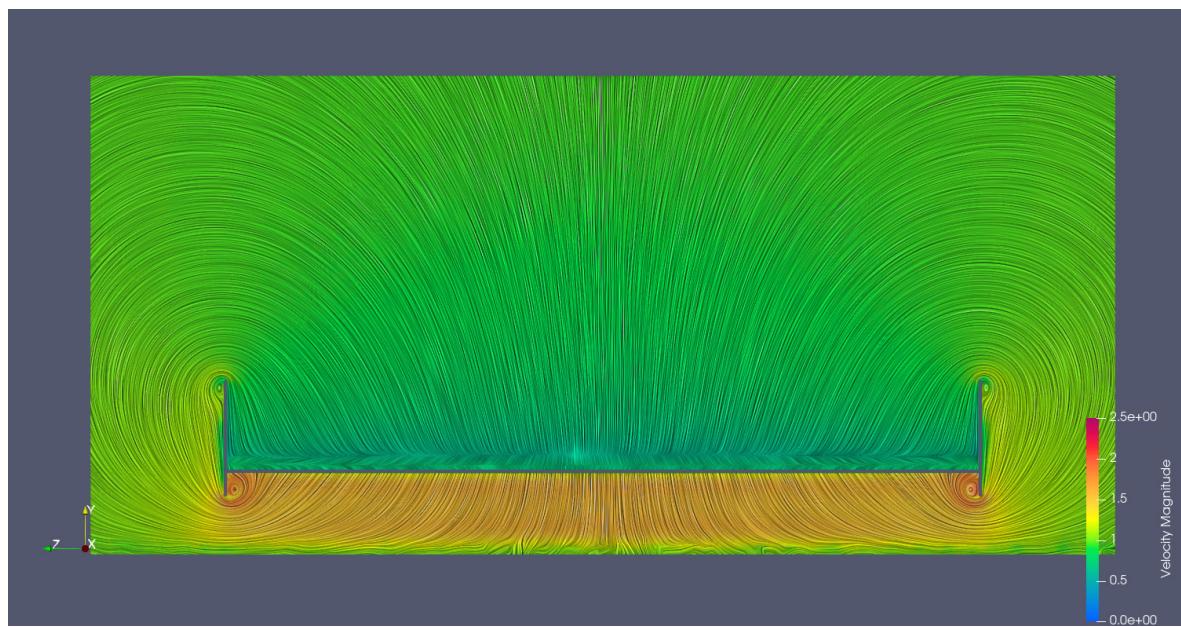


Figura E.16: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h85

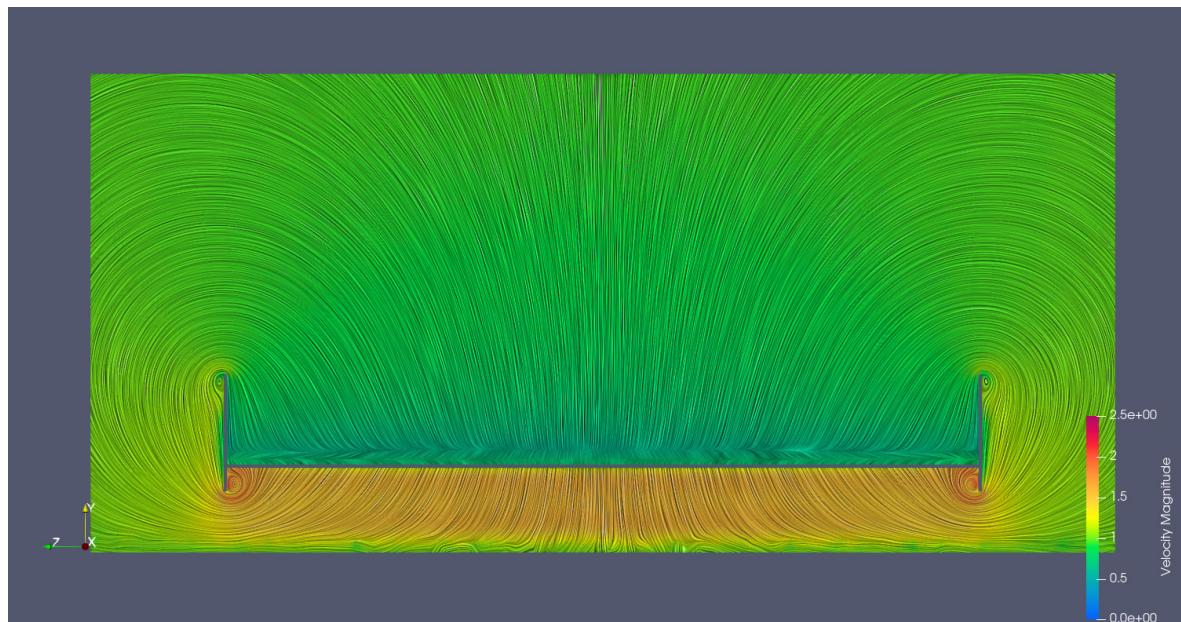


Figura E.17: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h90

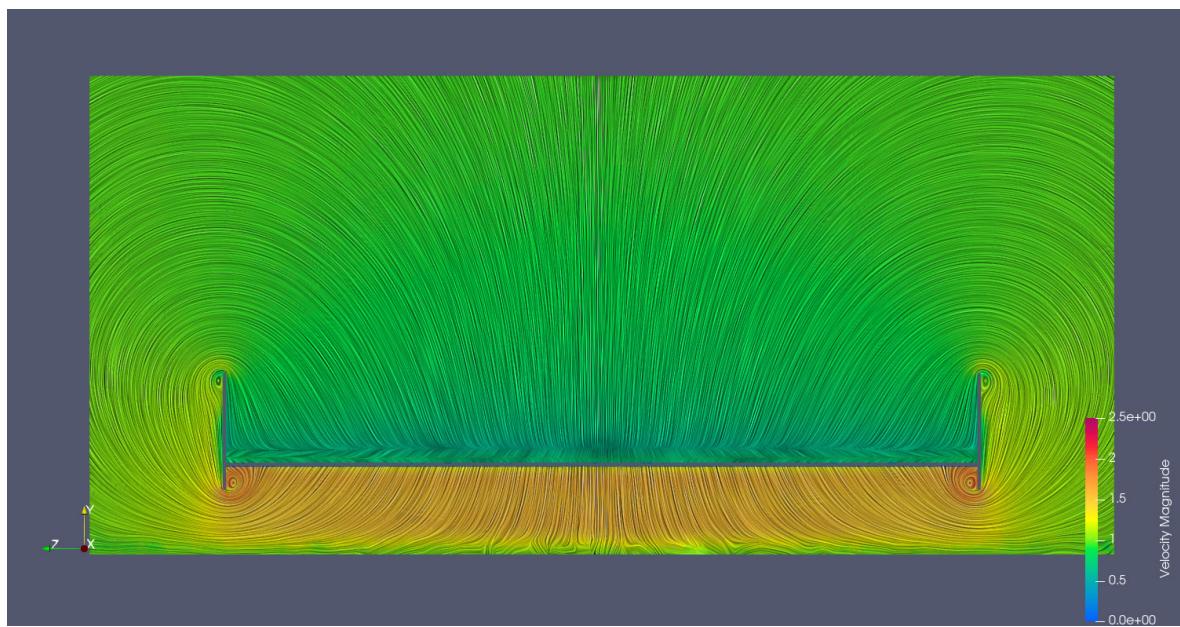


Figura E.18: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h95

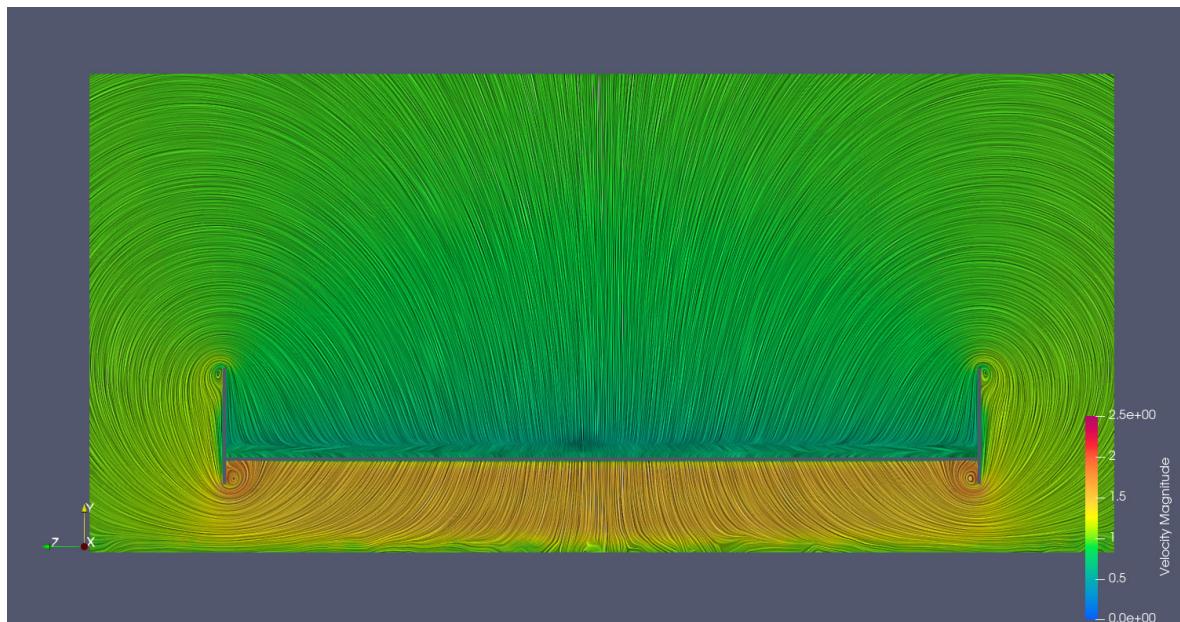


Figura E.19: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h100

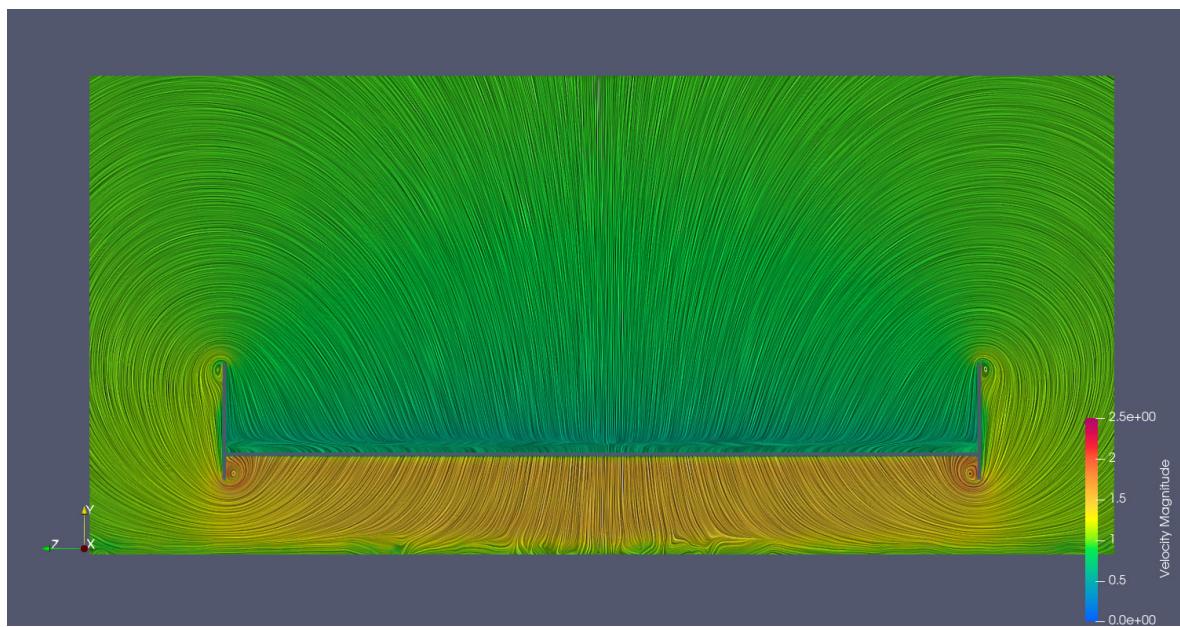


Figura E.20: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h110

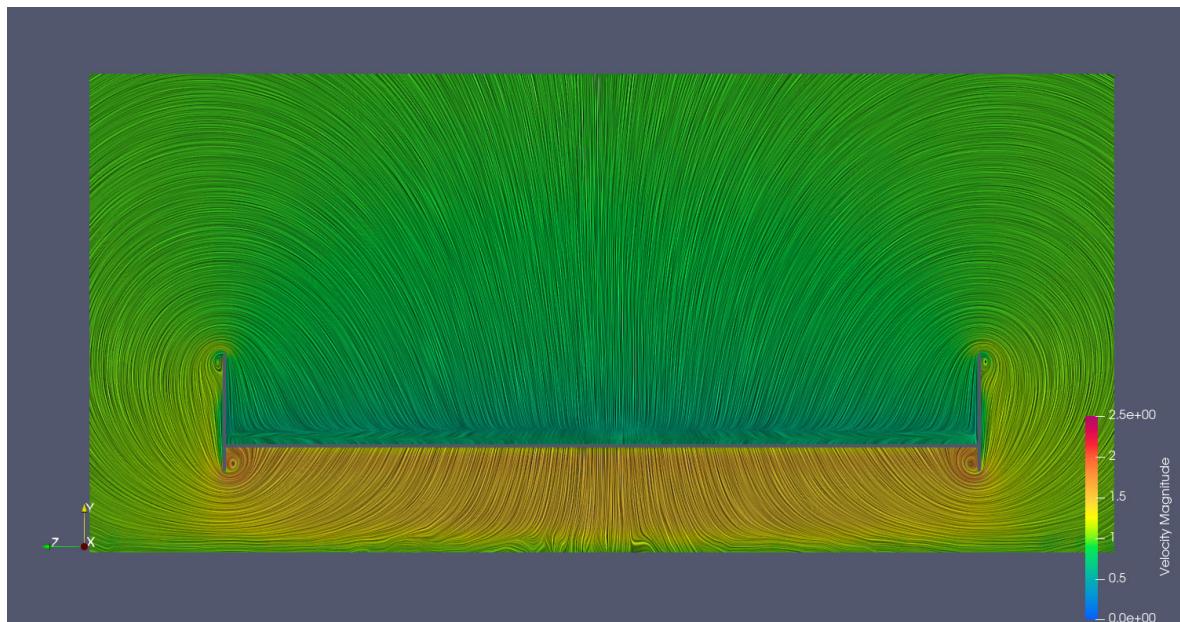


Figura E.21: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h120

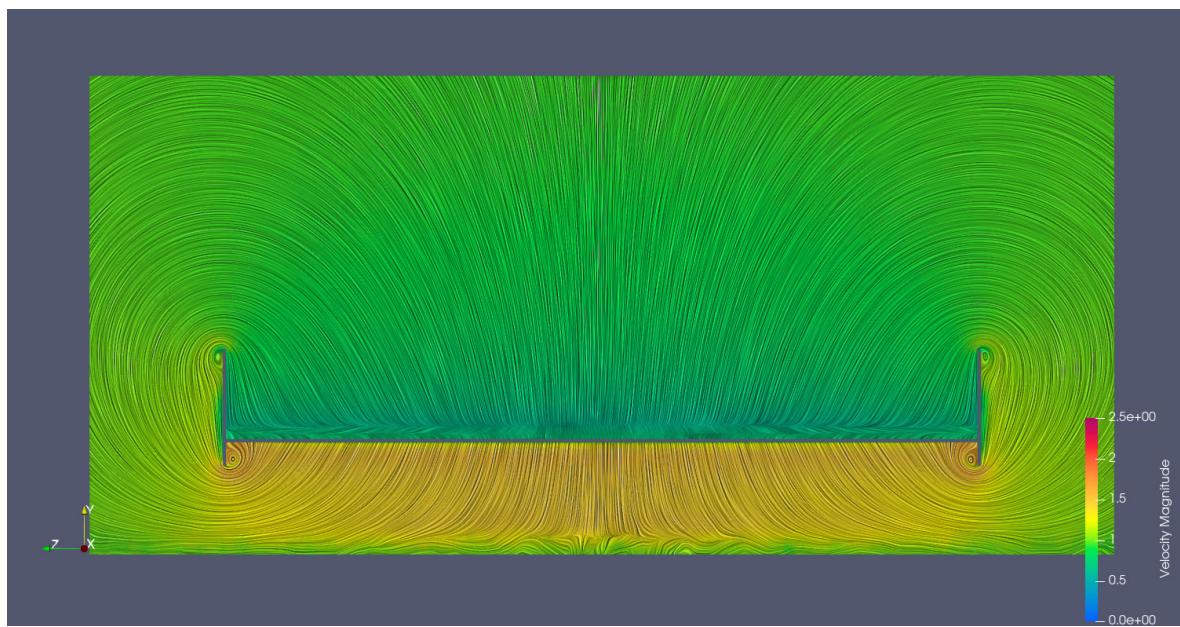


Figura E.22: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h130

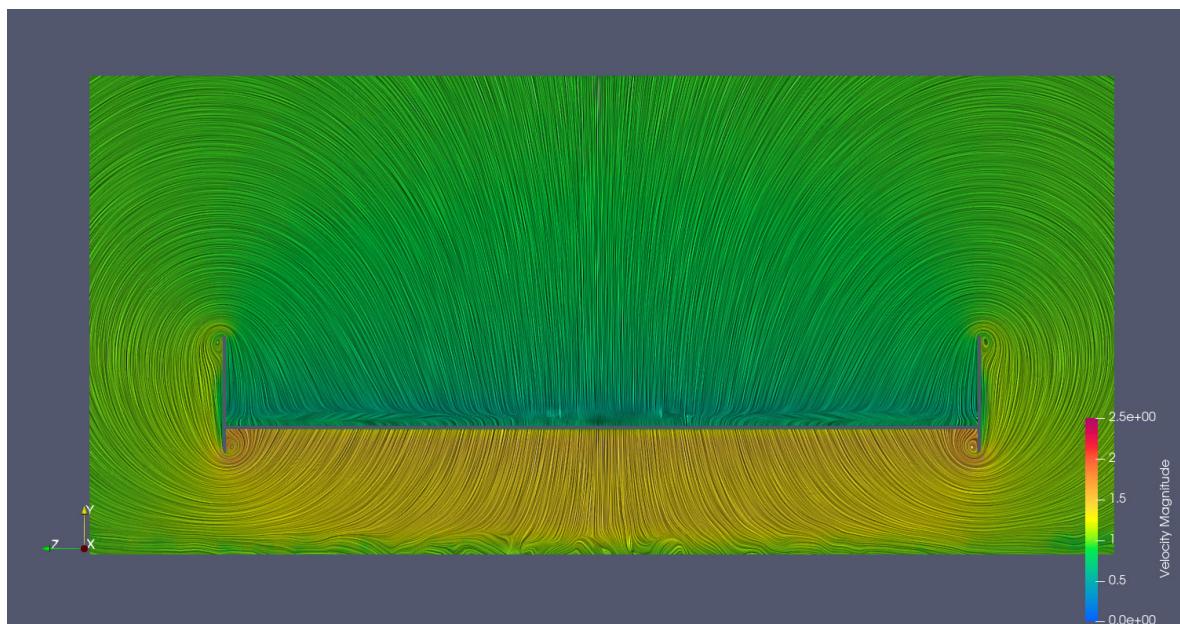


Figura E.23: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h150

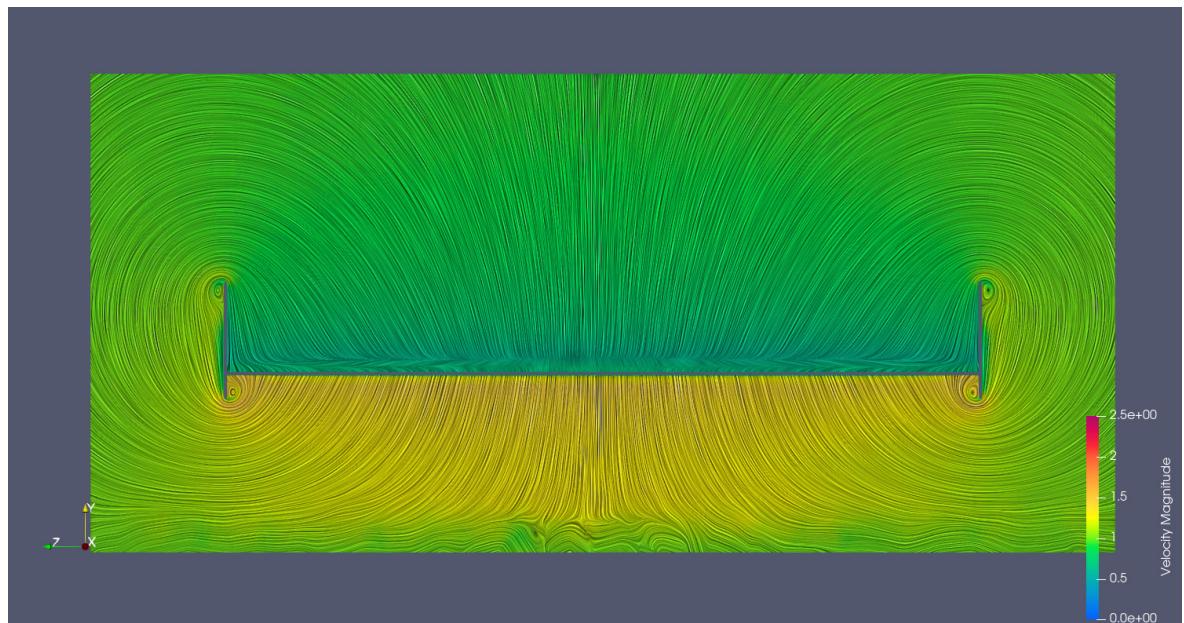


Figura E.24: Visualização de velocidade do escoamento no plano yz do caso h225

APÊNDICE F

Visualizações de Velocidade - Plano yz - Detalhe dos Vórtices de Ponta de Asa

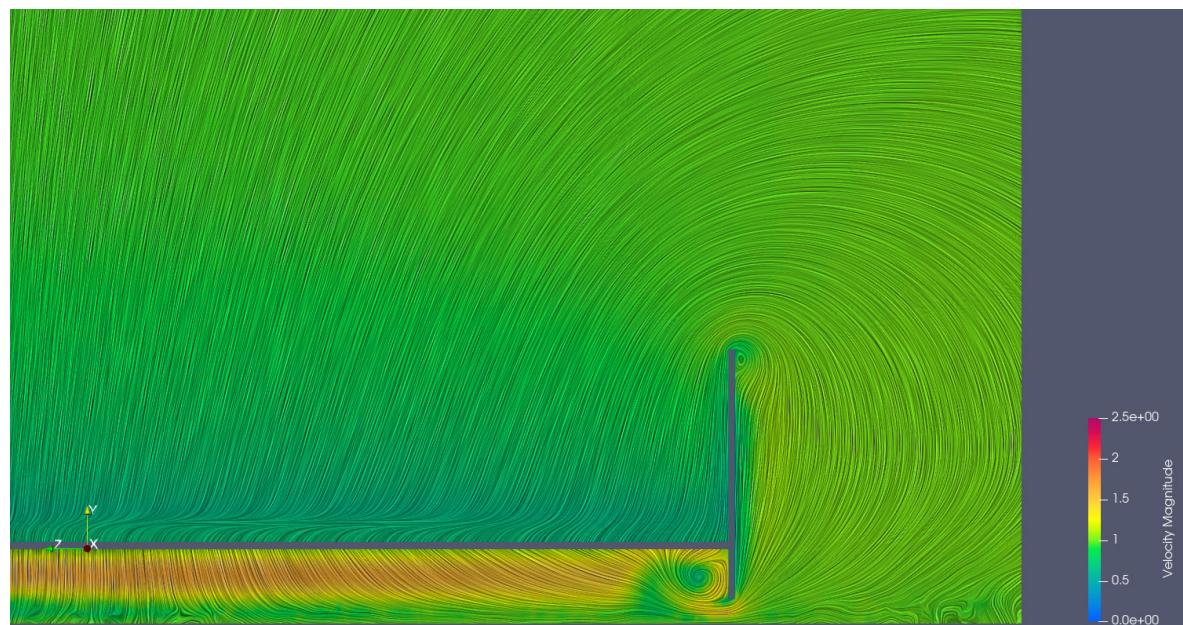


Figura F.1: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h17

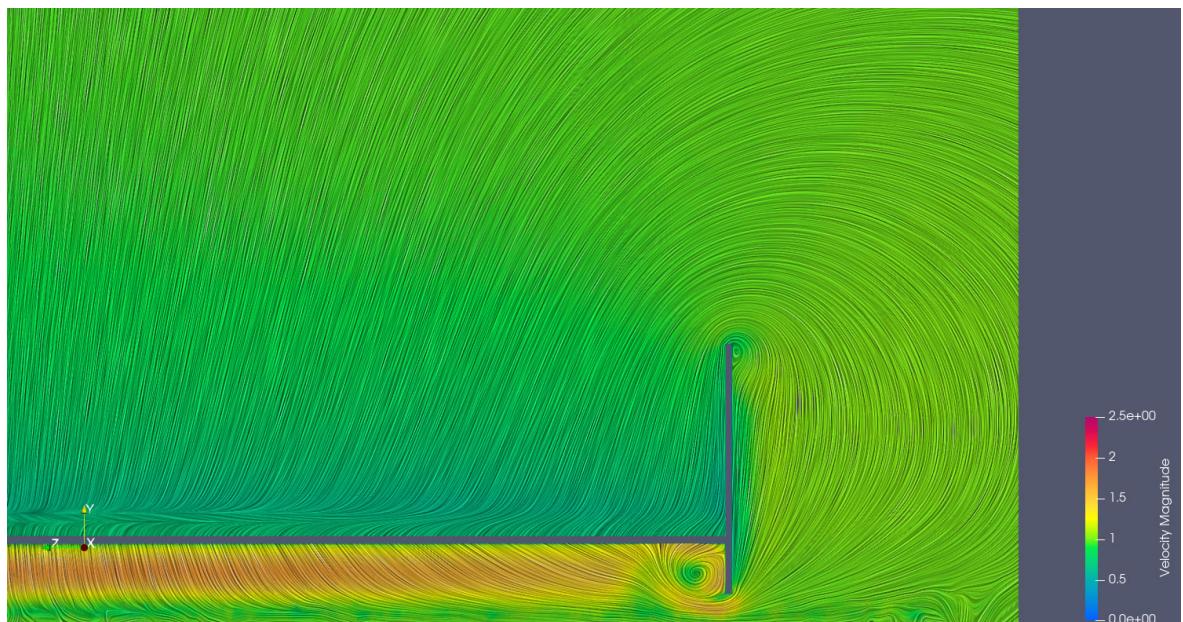


Figura F.2: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h20

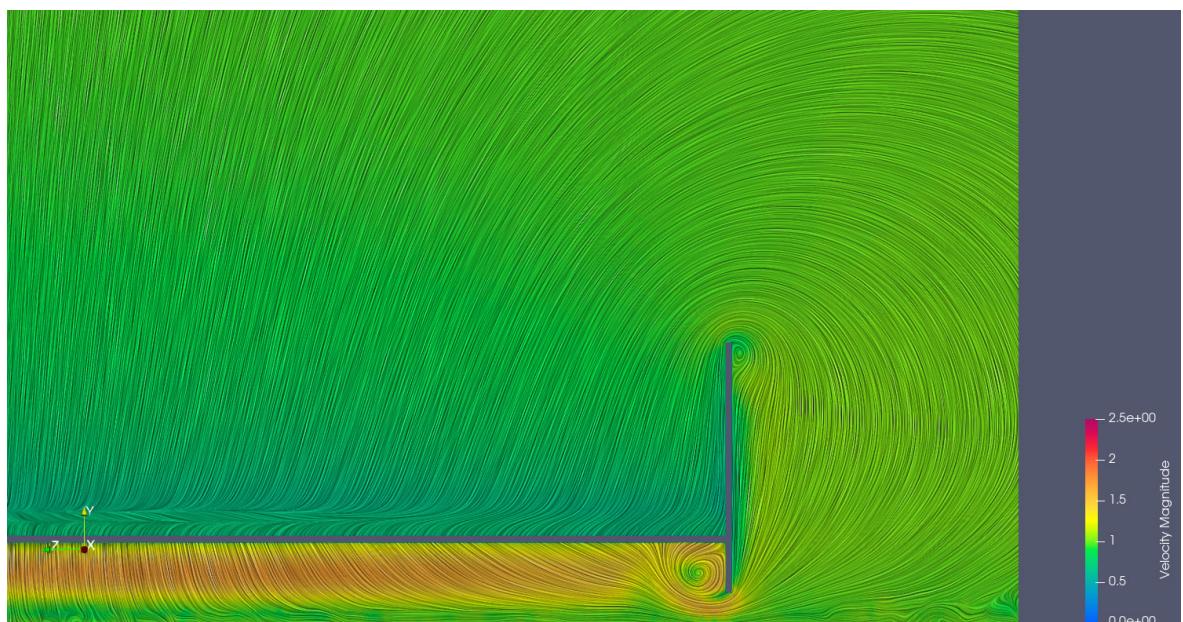


Figura F.3: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h22

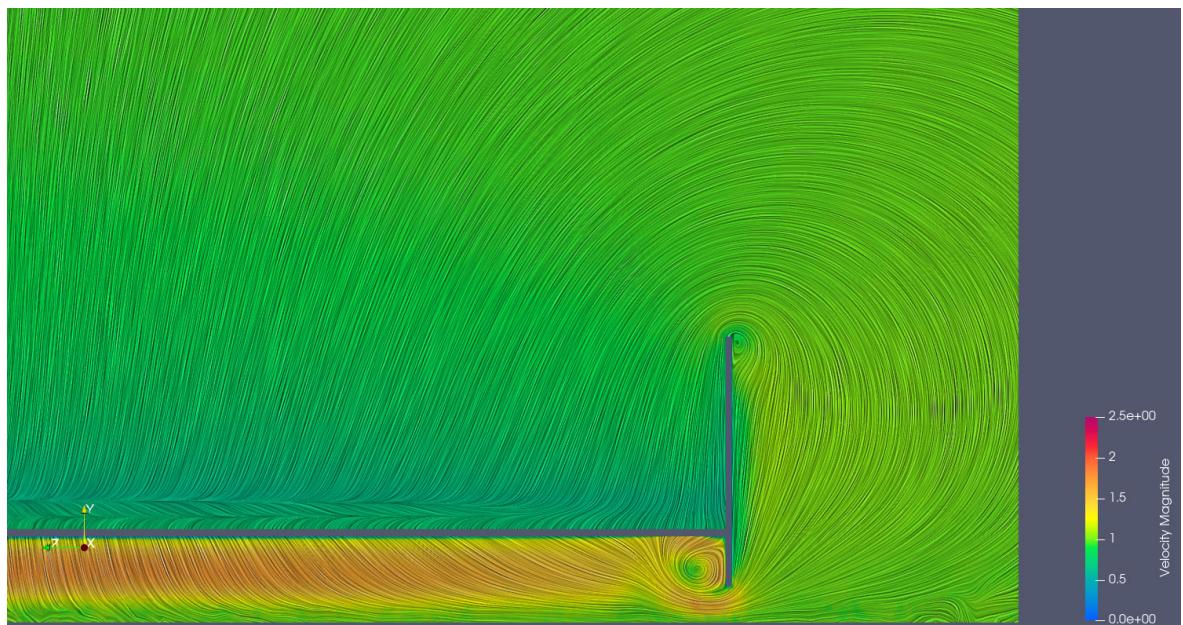


Figura F.4: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h25

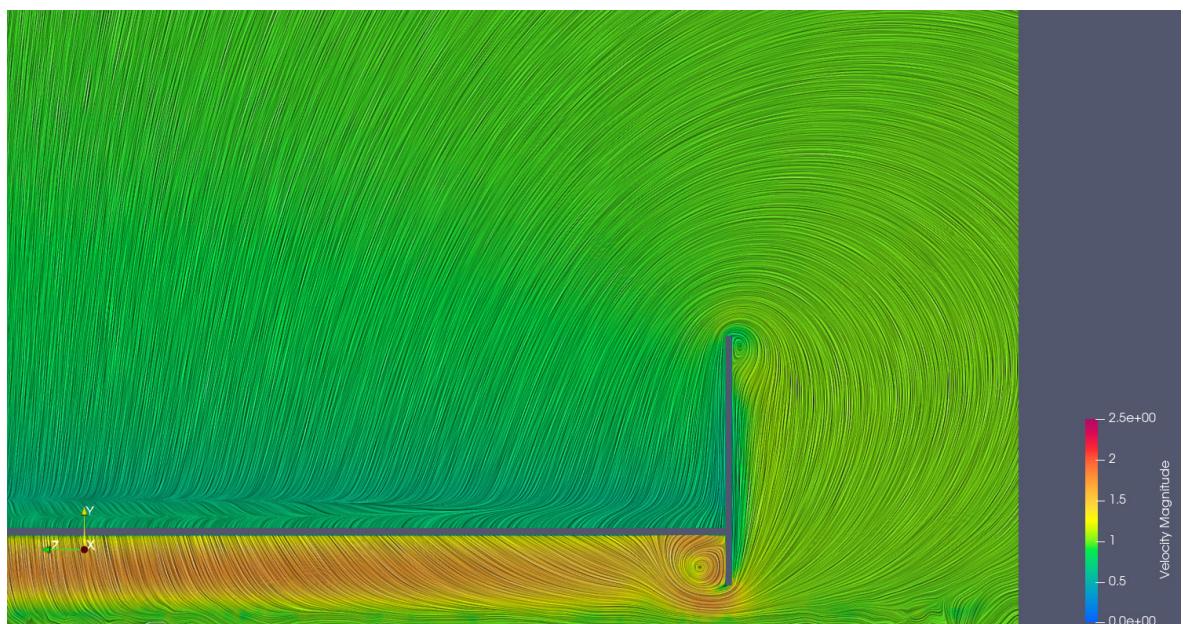


Figura F.5: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h27

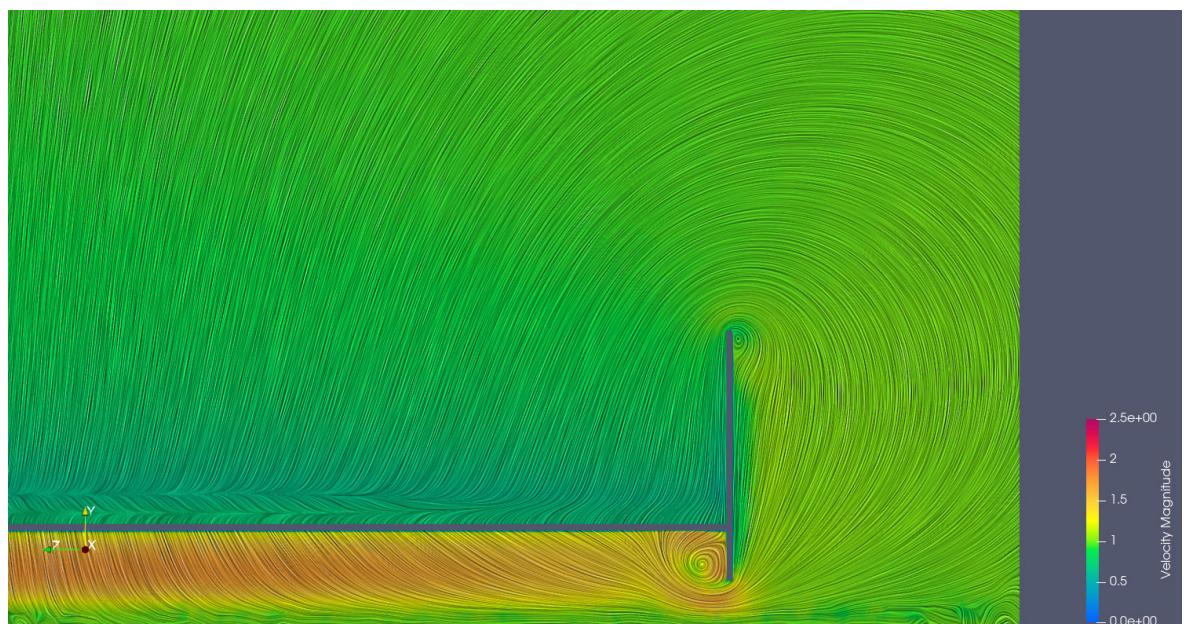


Figura F.6: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h30

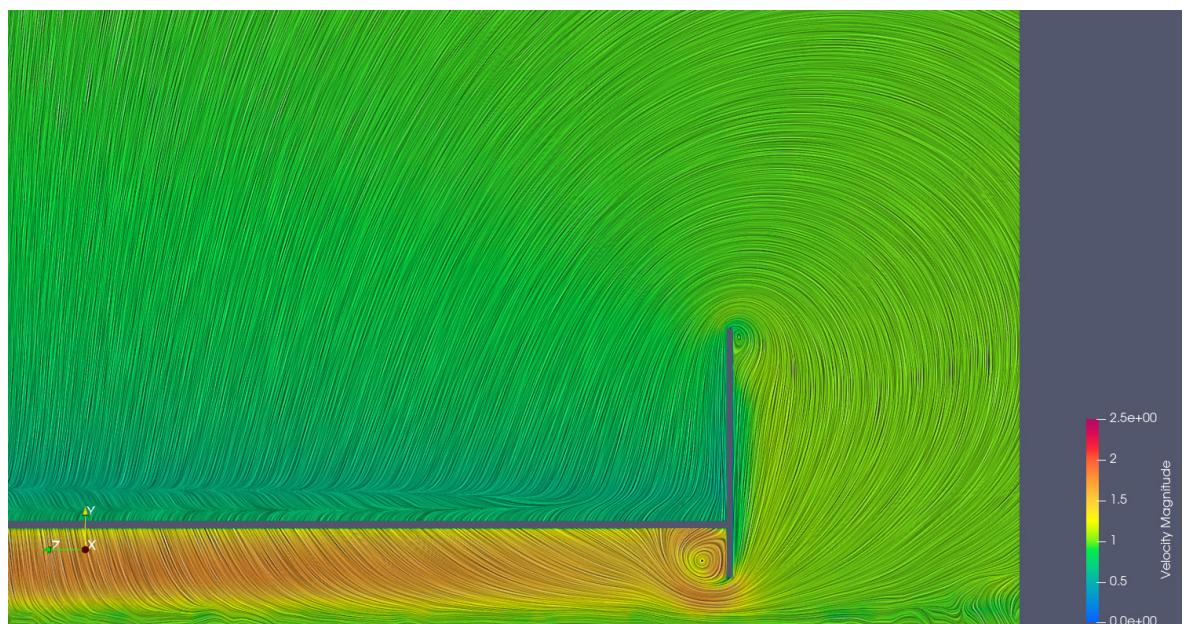


Figura F.7: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h32

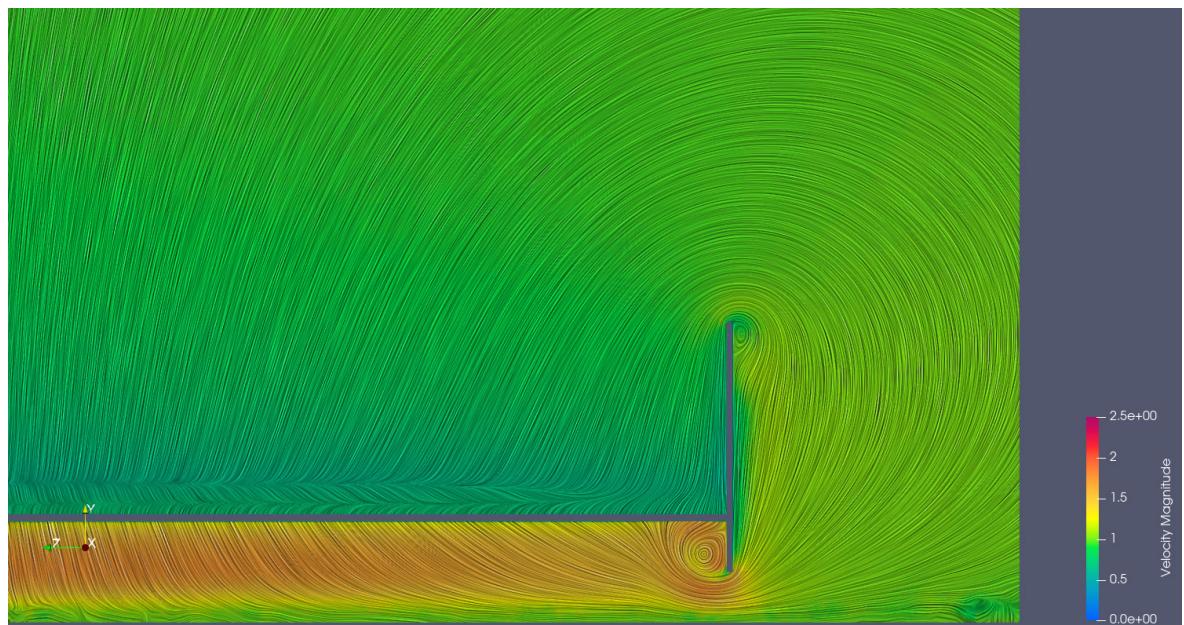


Figura F.8: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h35

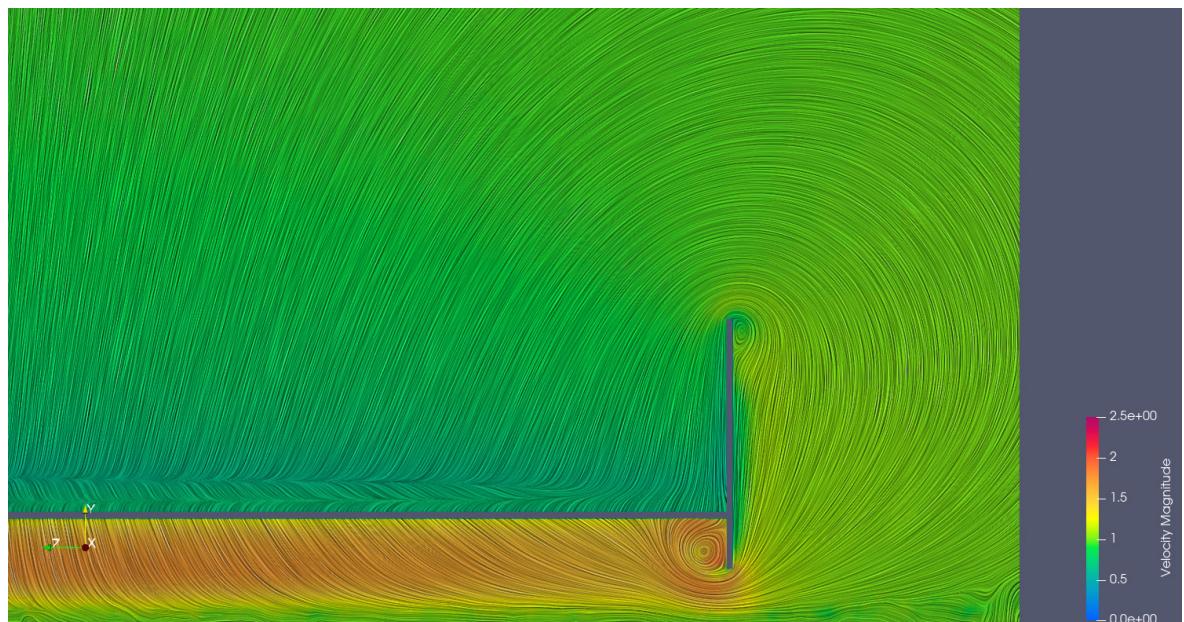


Figura F.9: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h37

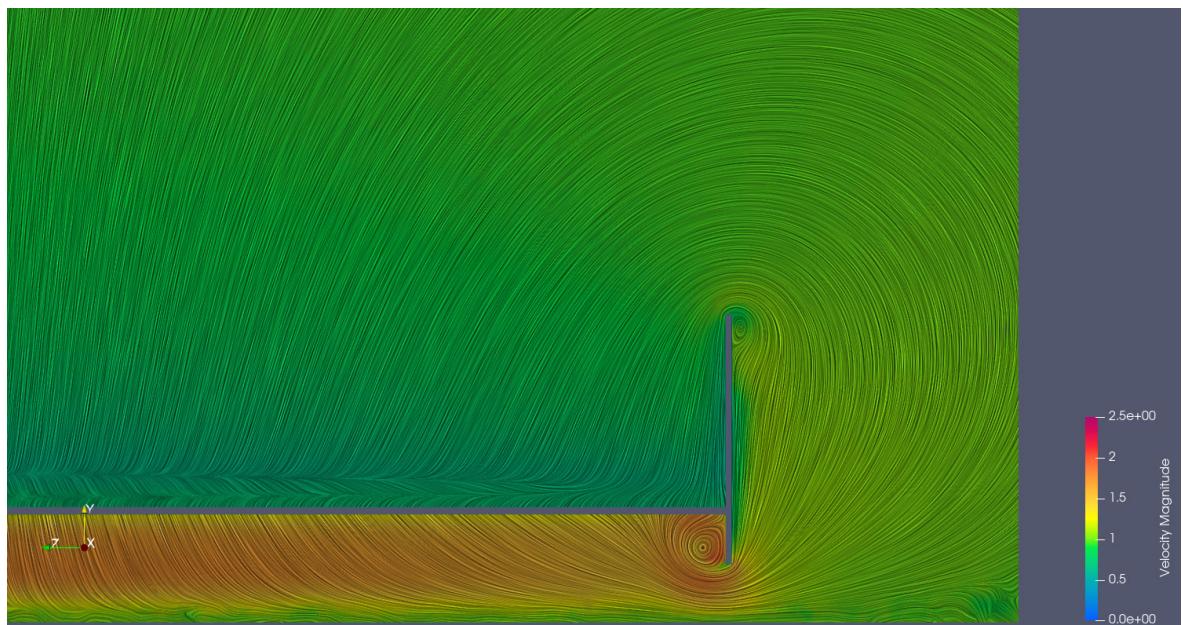


Figura F.10: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h40

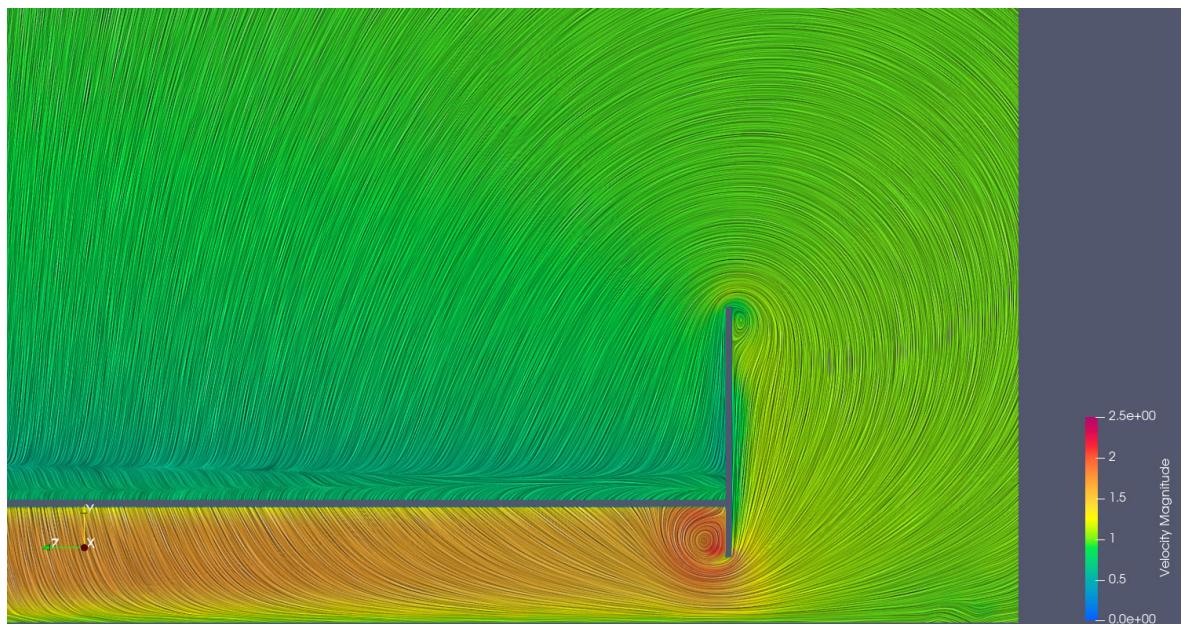


Figura F.11: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h45

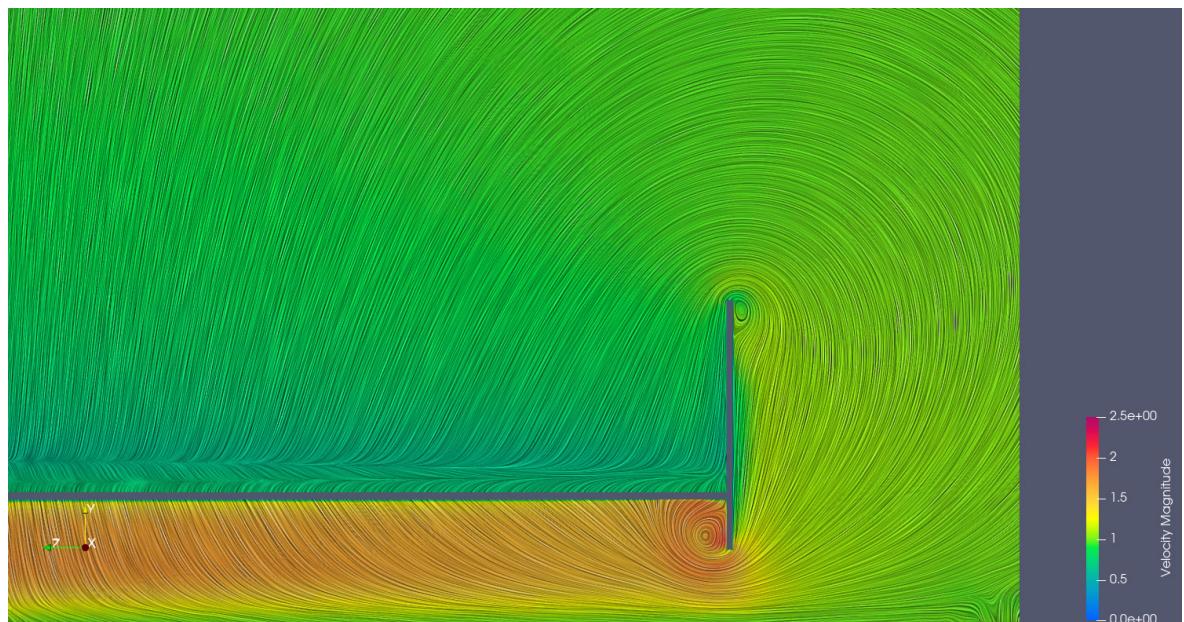


Figura F.12: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h50

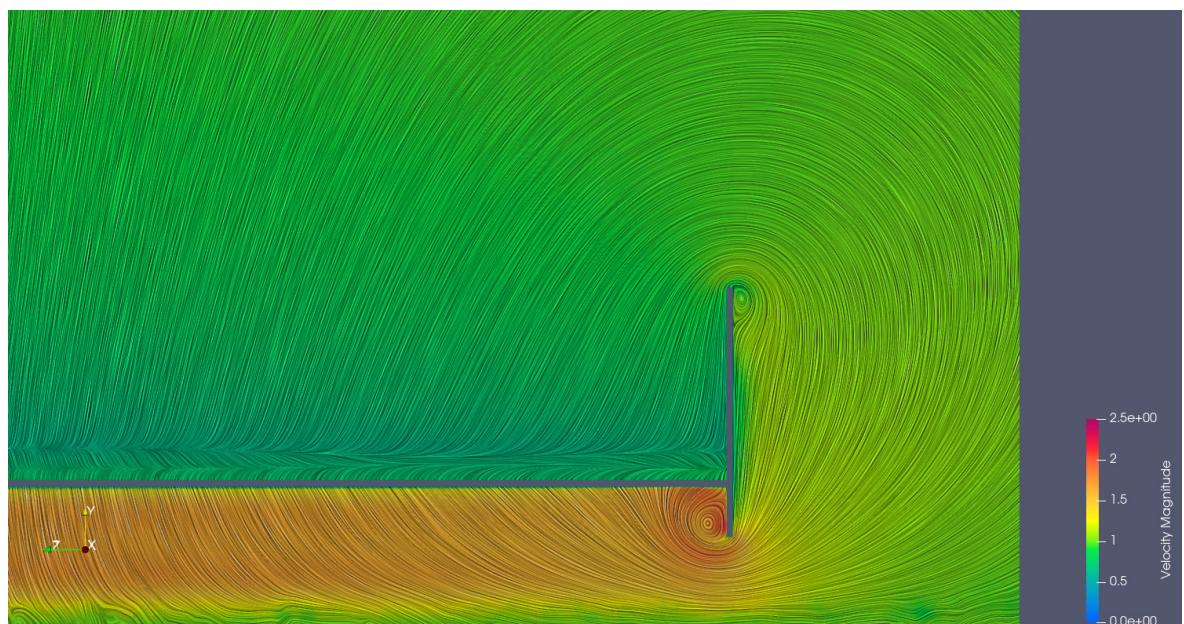


Figura F.13: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h60

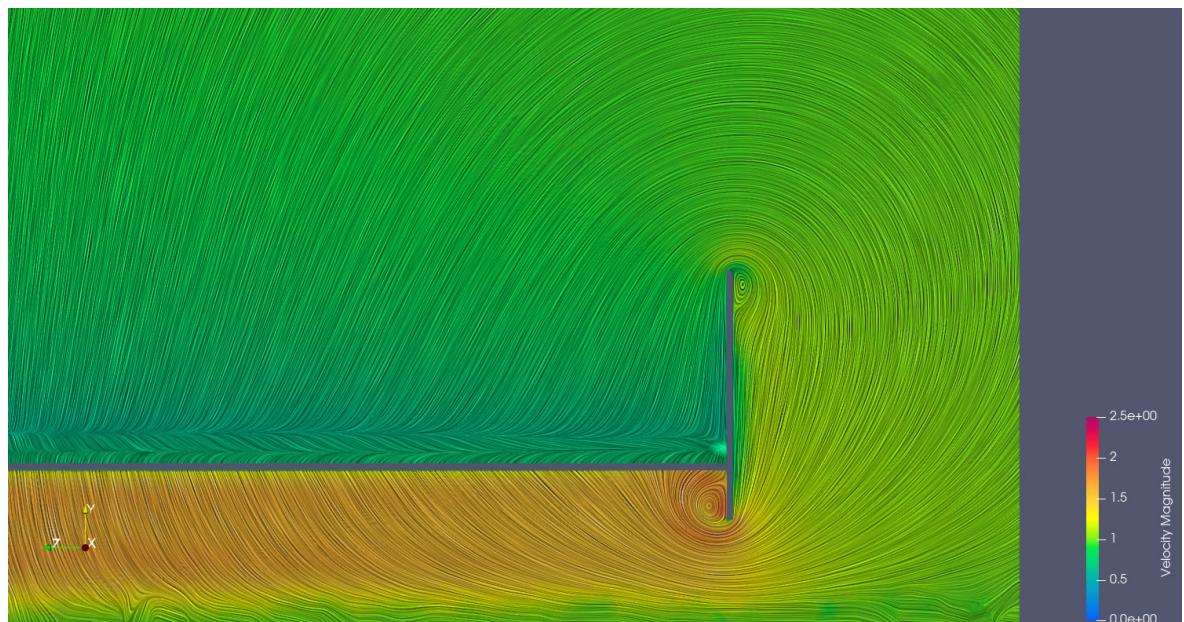


Figura F.14: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h70

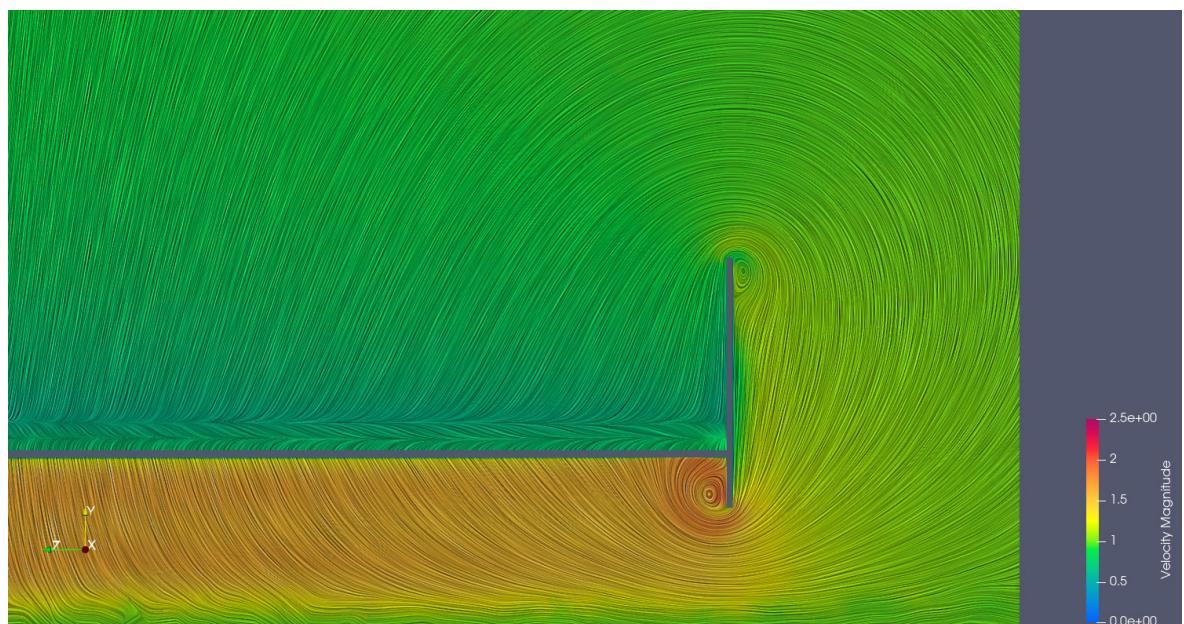


Figura F.15: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h80

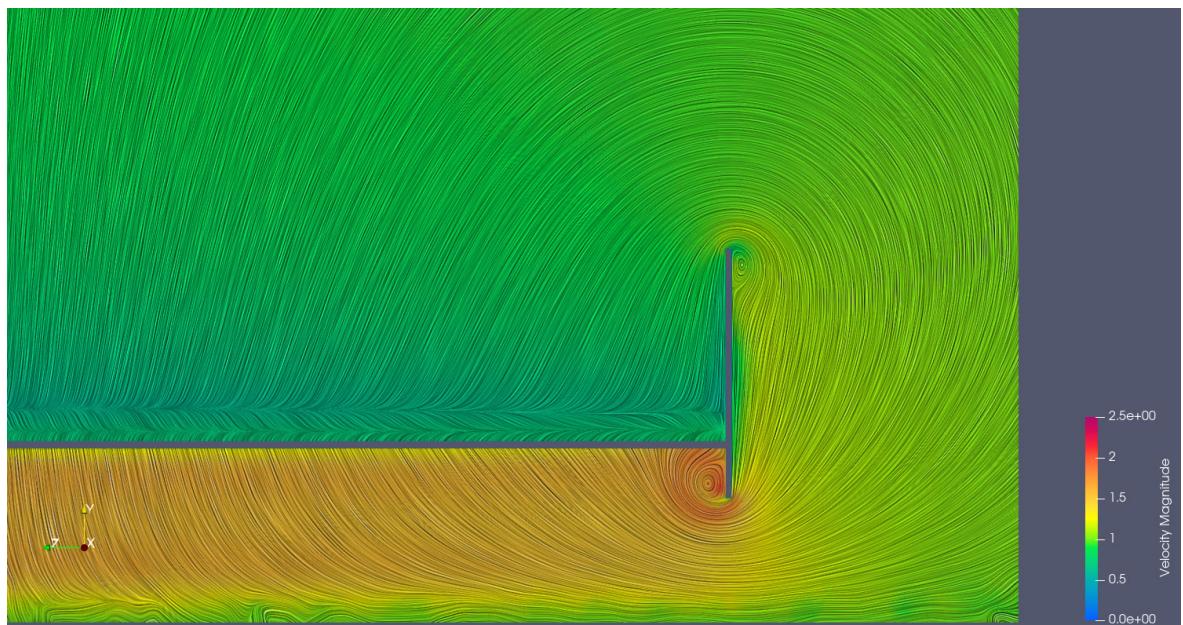


Figura F.16: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h85

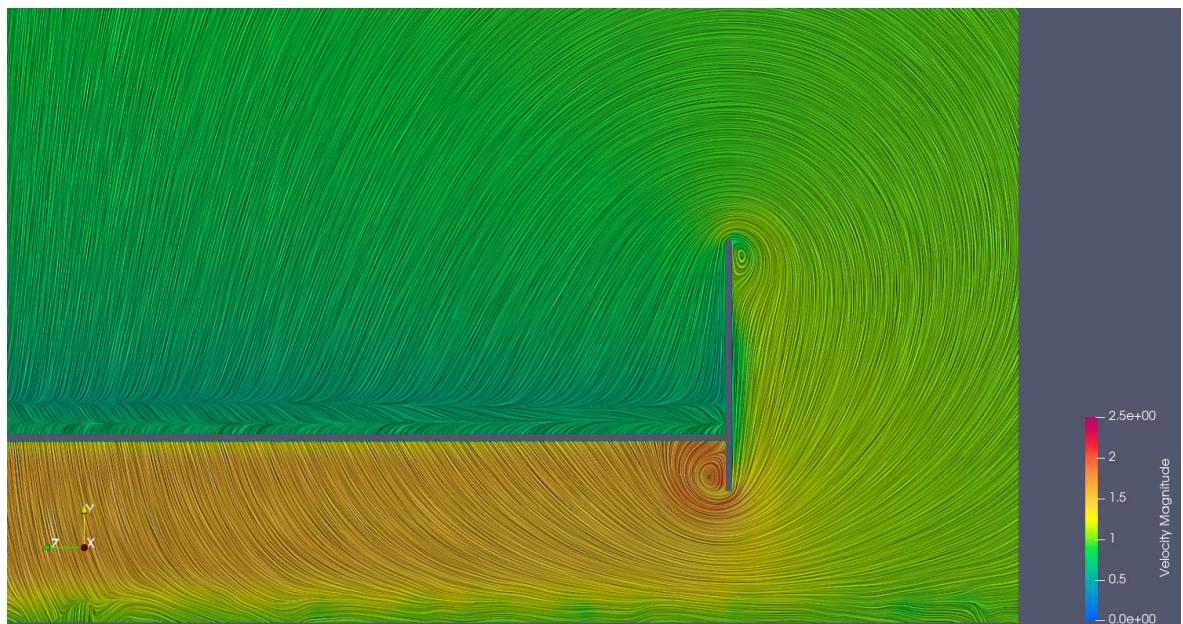


Figura F.17: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h90

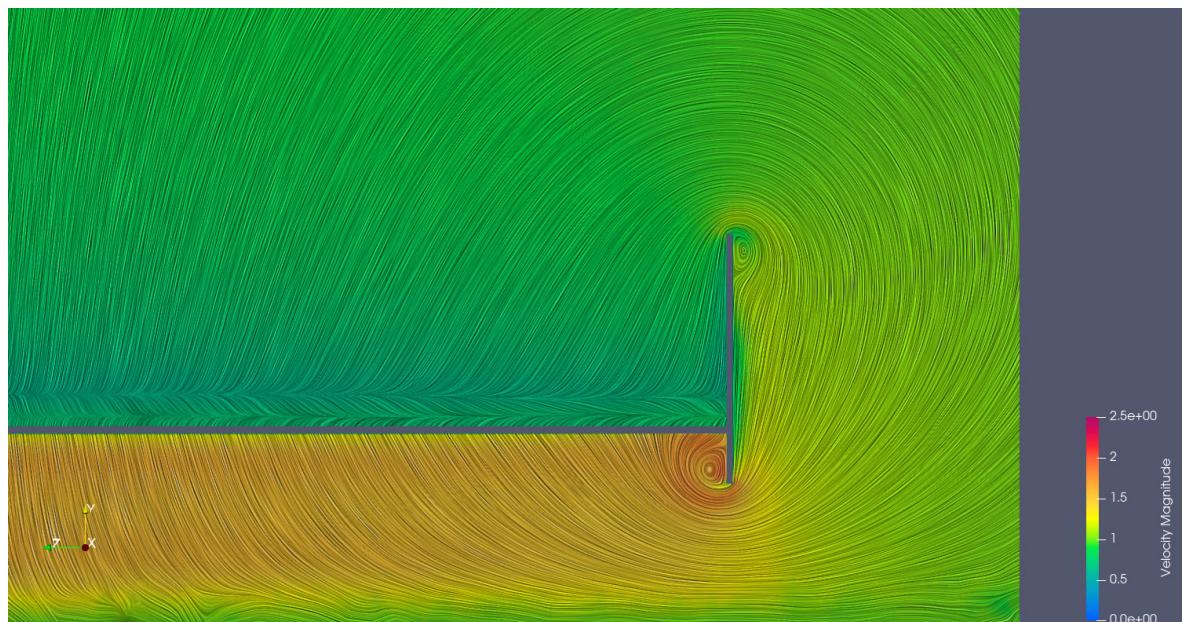


Figura F.18: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h95

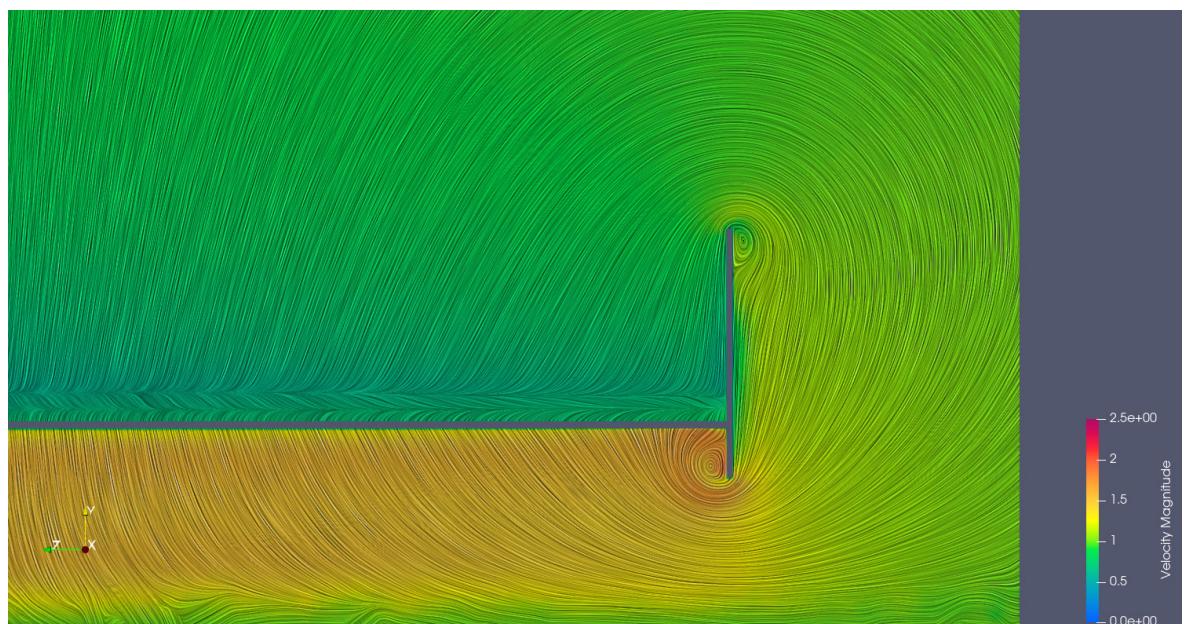


Figura F.19: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h100

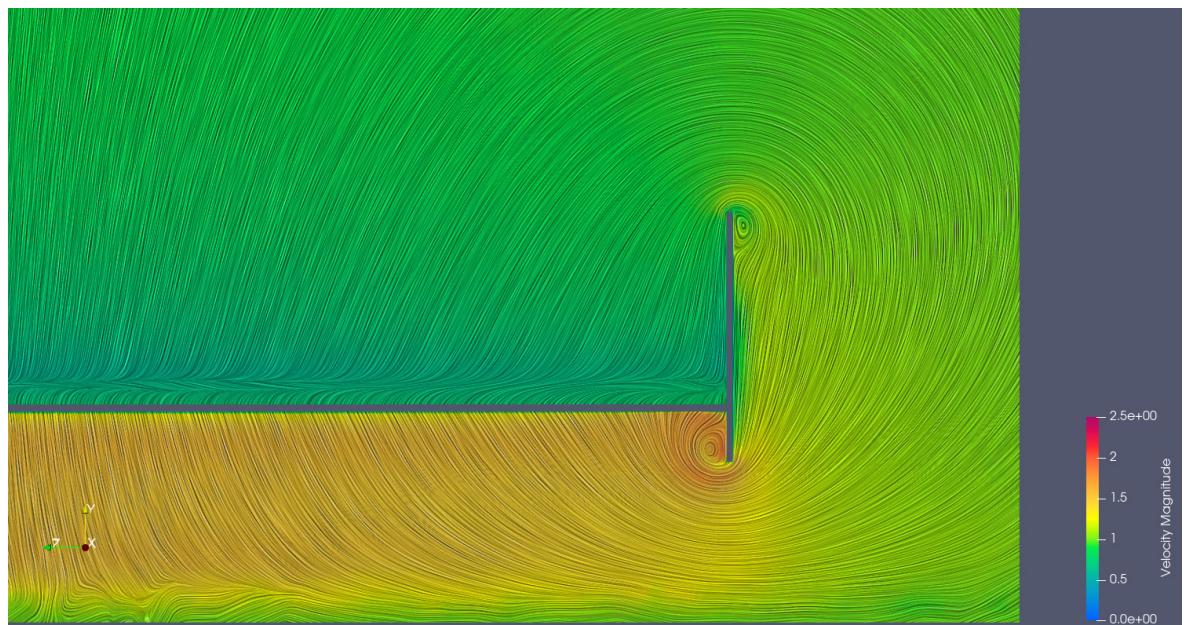


Figura F.20: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h110

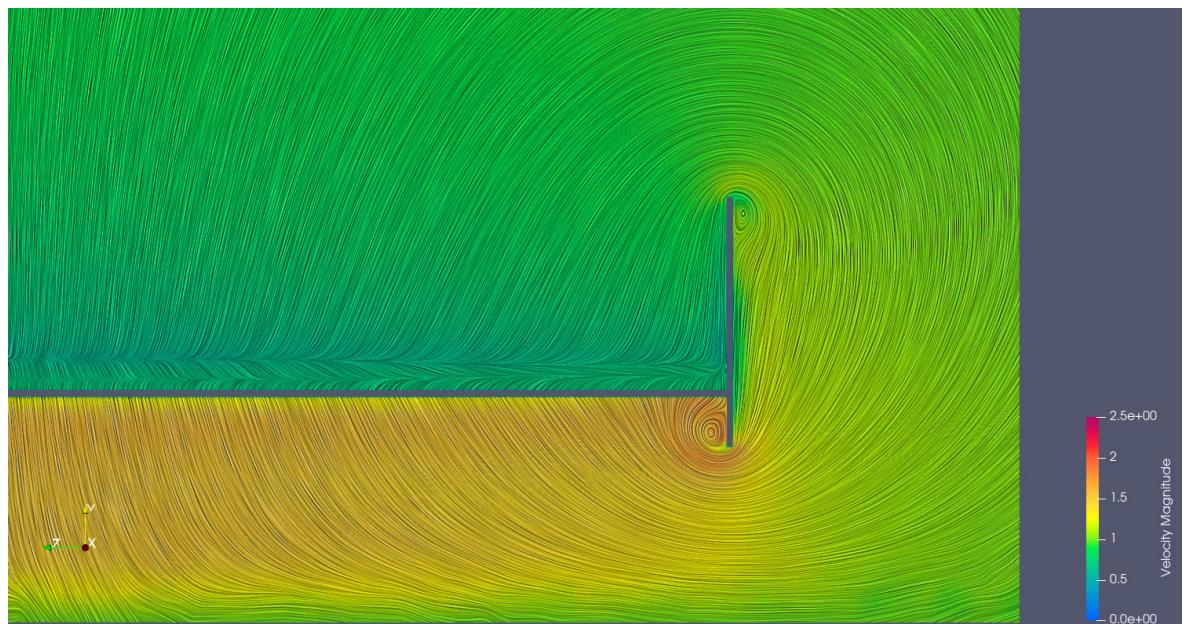


Figura F.21: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h120

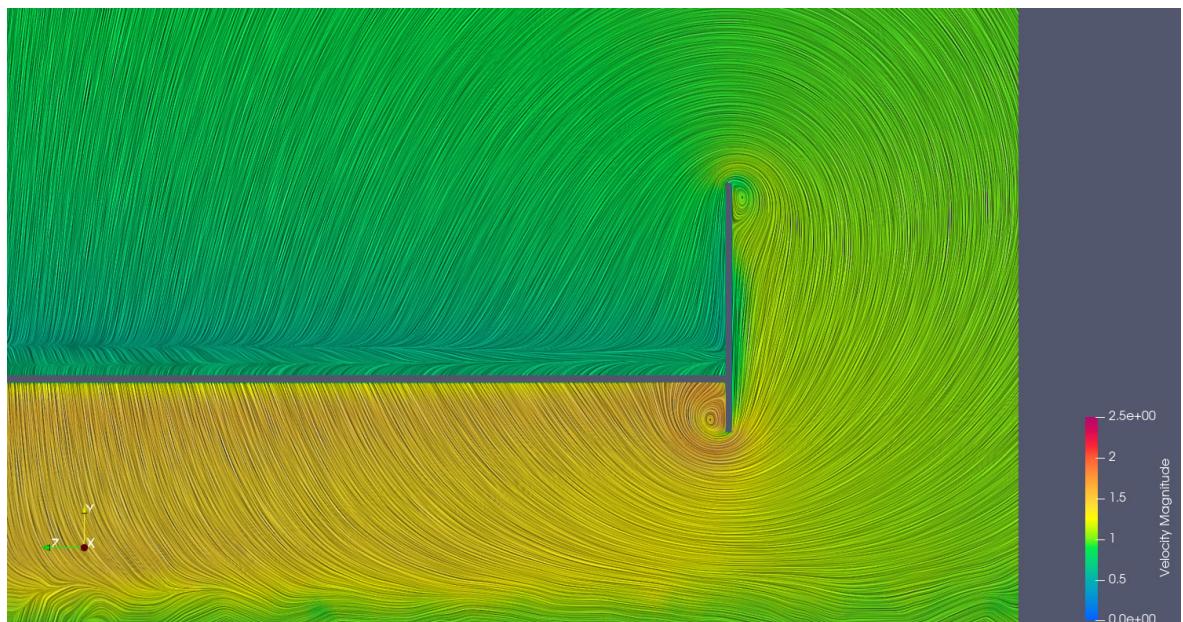


Figura F.22: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h130

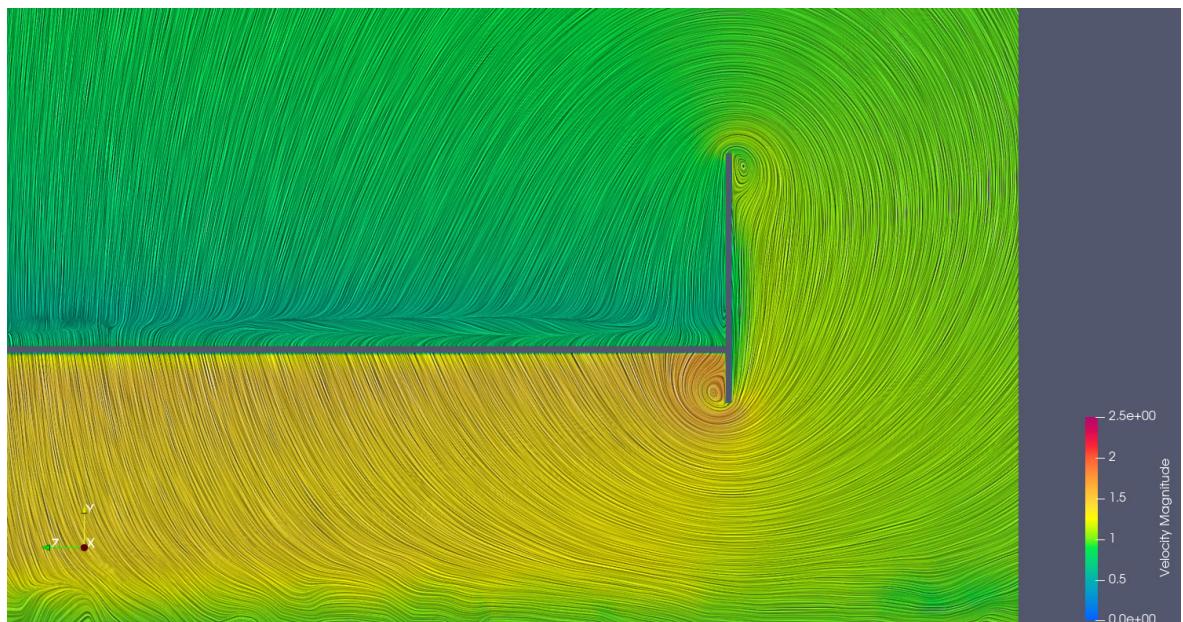


Figura F.23: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h150

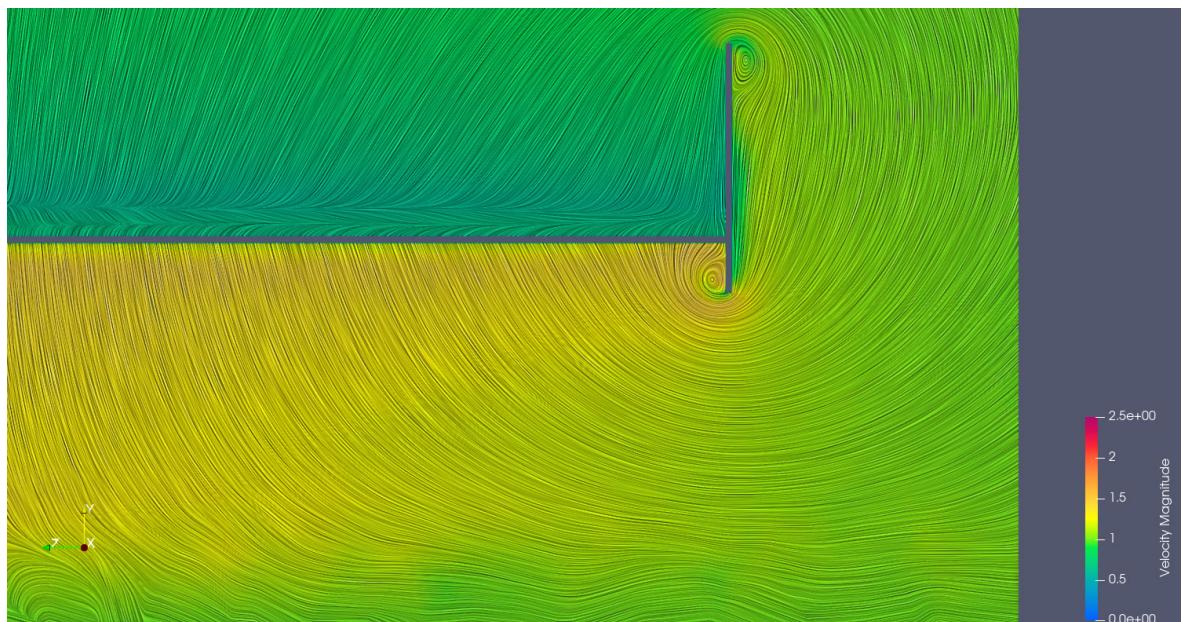


Figura F.24: Detalhe da visualização de velocidade do escoamento no plano yz mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h225

APÊNDICE G

Visualizações 3D das linhas de corrente

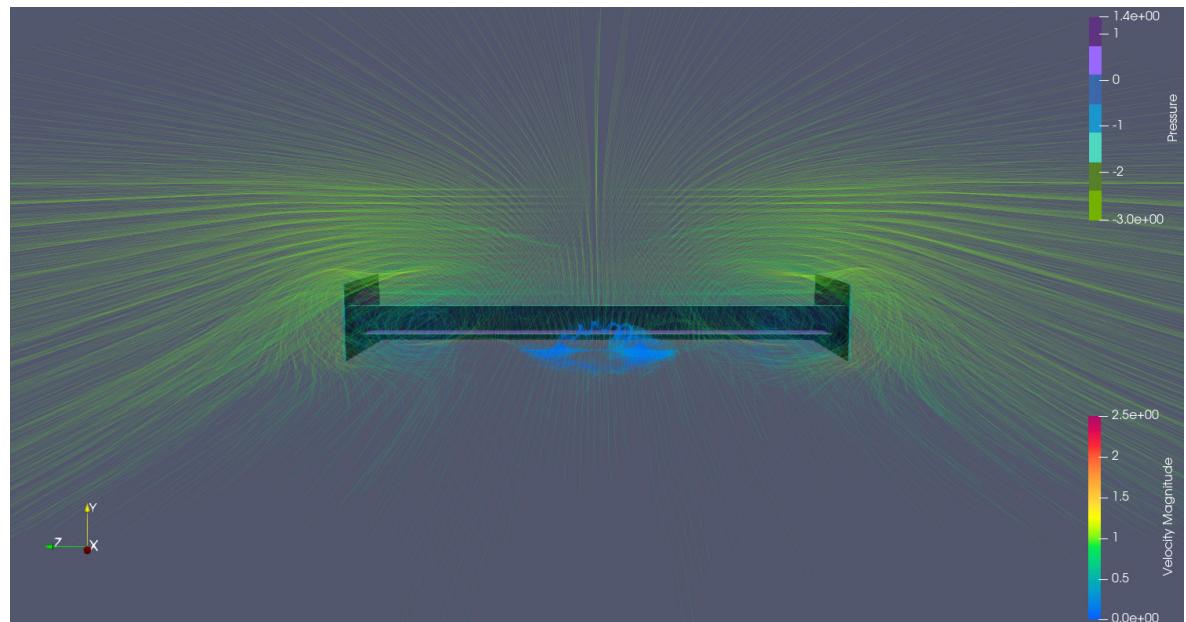


Figura G.1: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h17

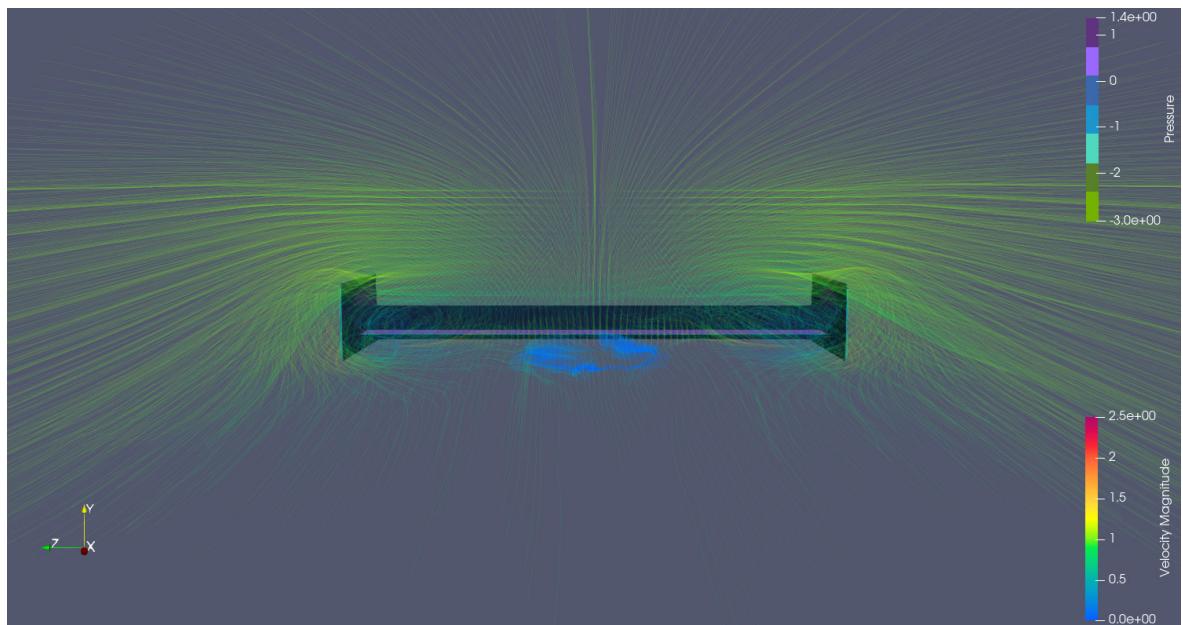


Figura G.2: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h20

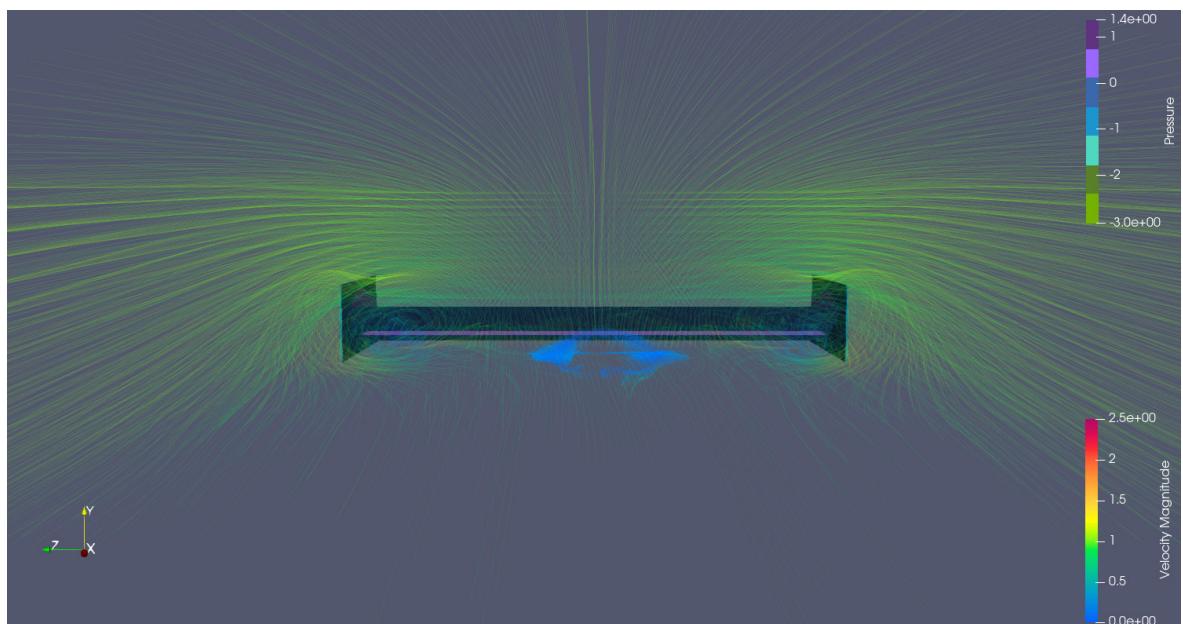


Figura G.3: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h22

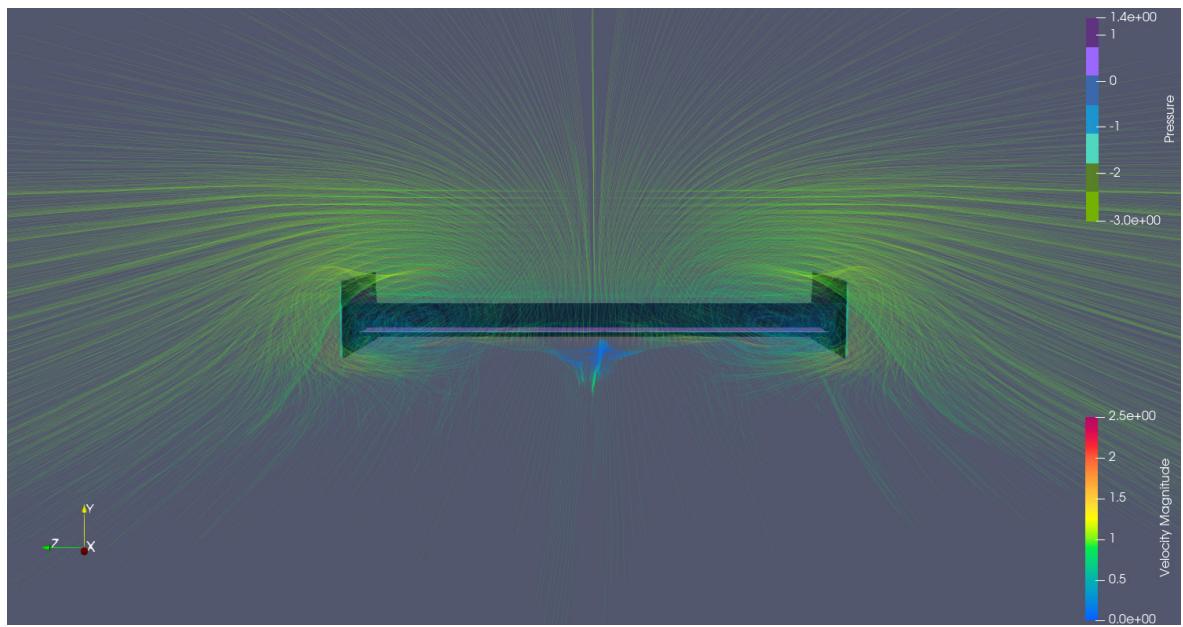


Figura G.4: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h25

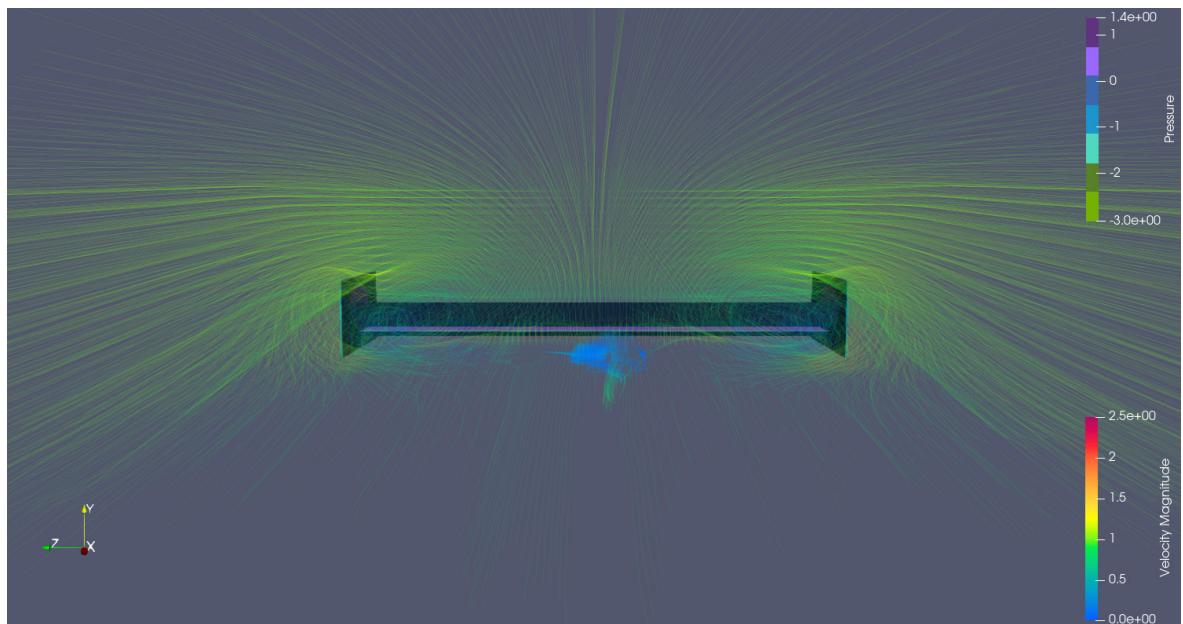


Figura G.5: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h27

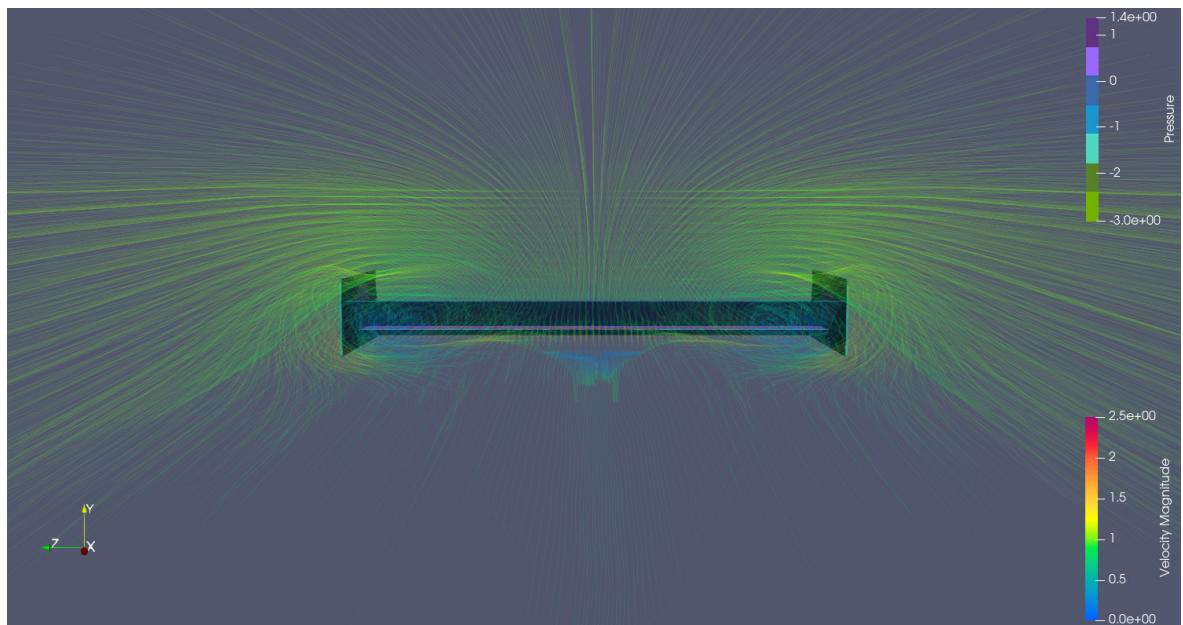


Figura G.6: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h30

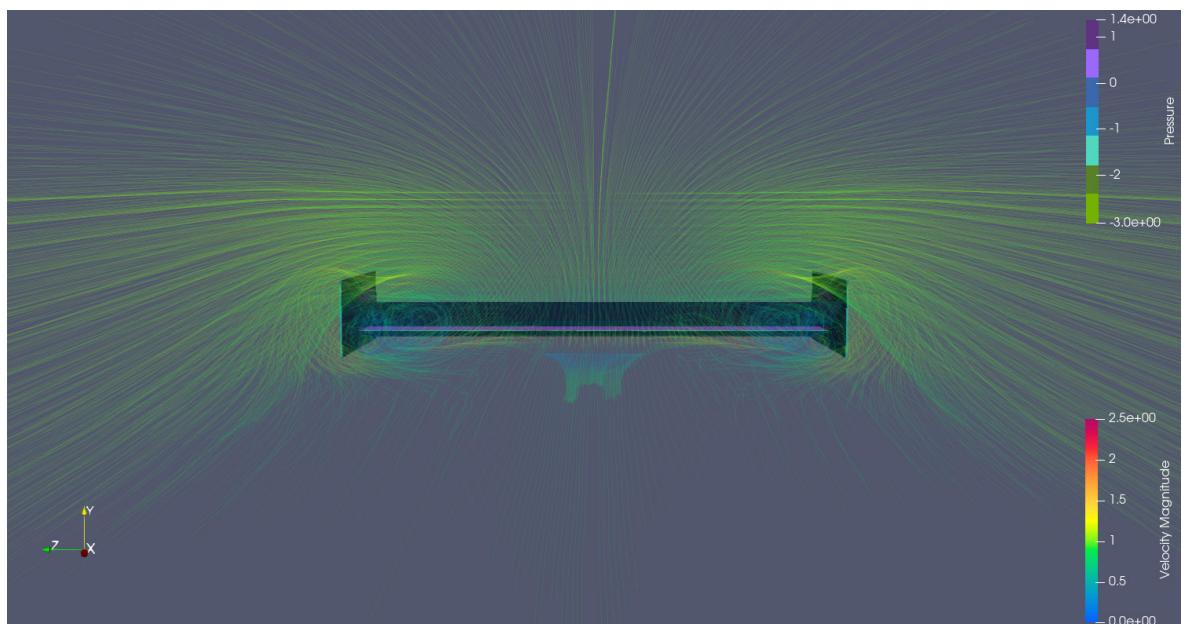


Figura G.7: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h32

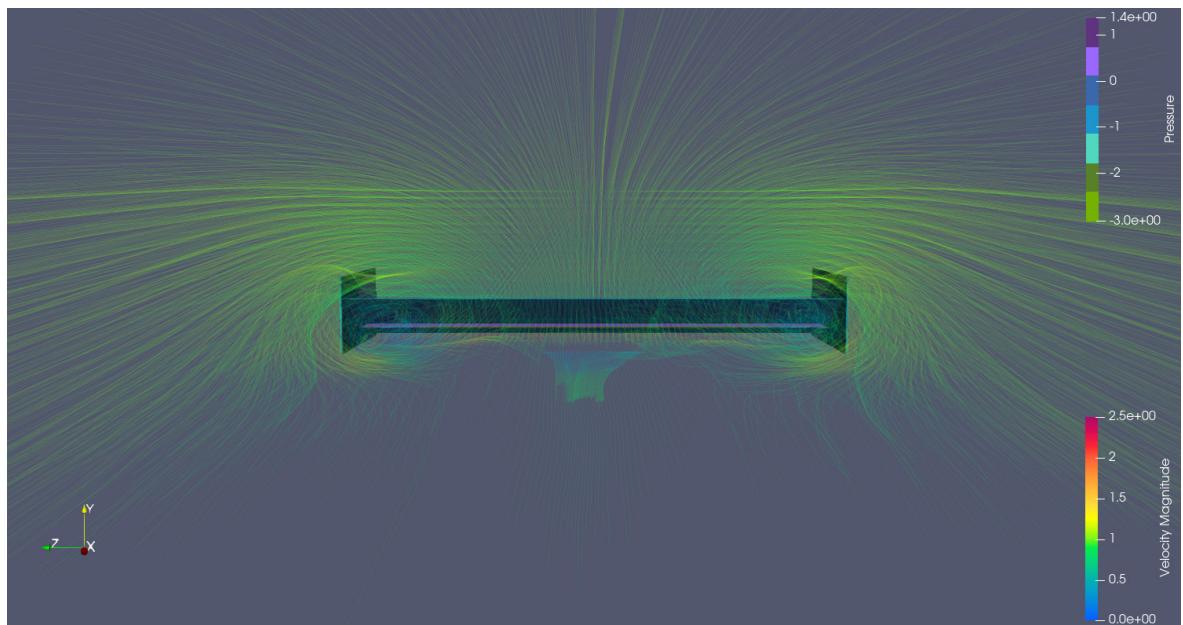


Figura G.8: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h35

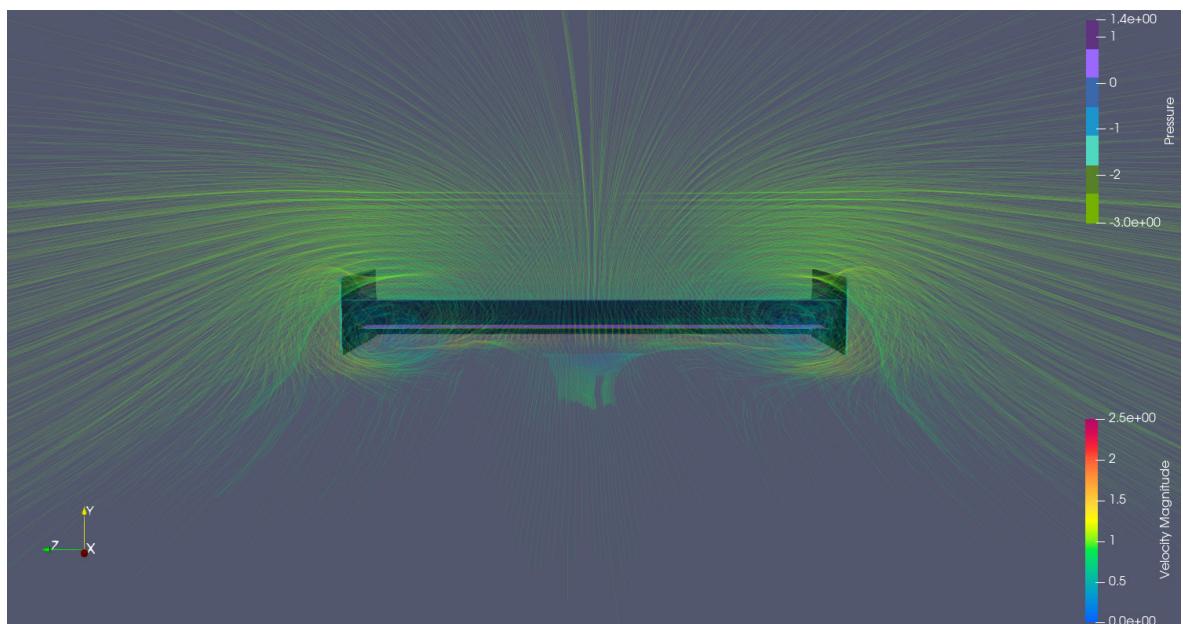


Figura G.9: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h37

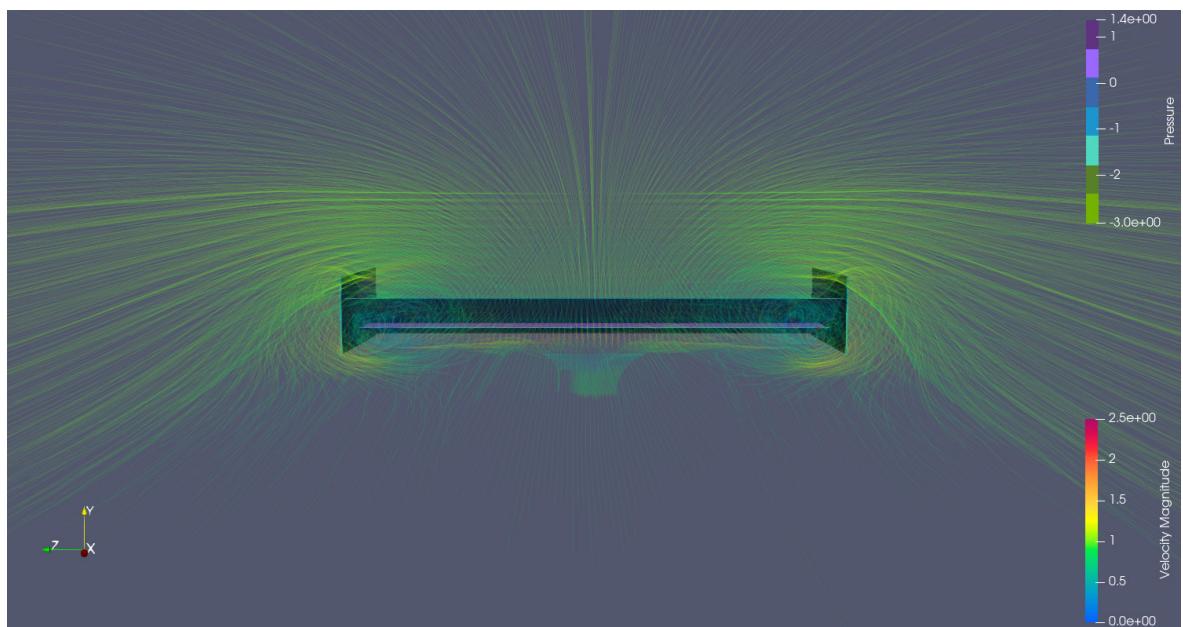


Figura G.10: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h40

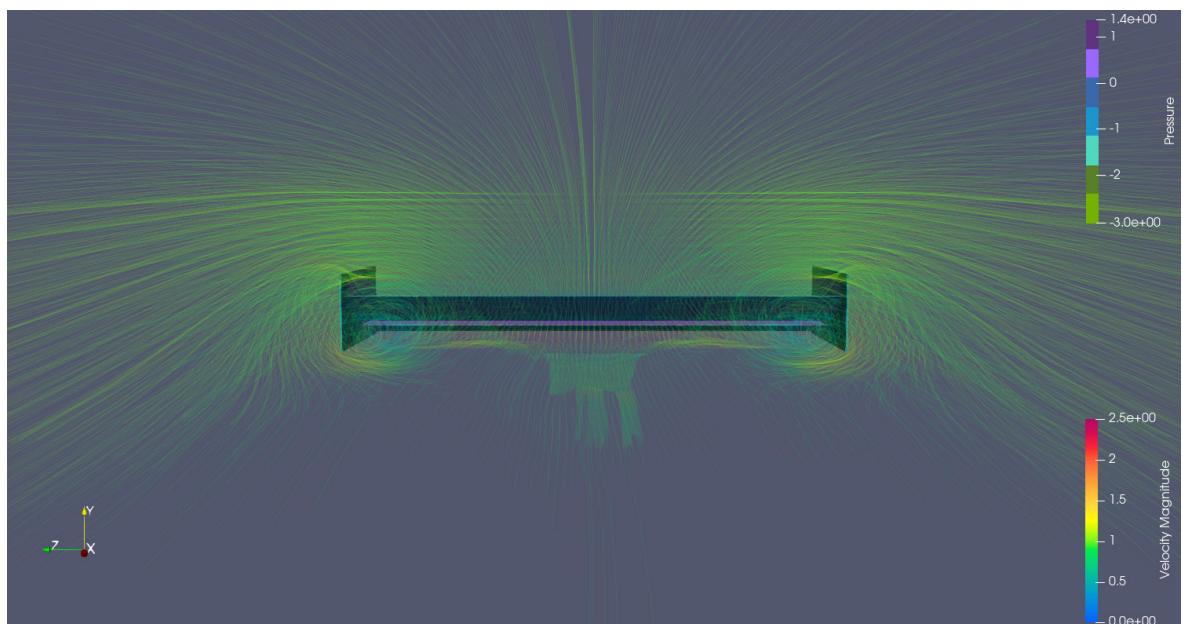


Figura G.11: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h45

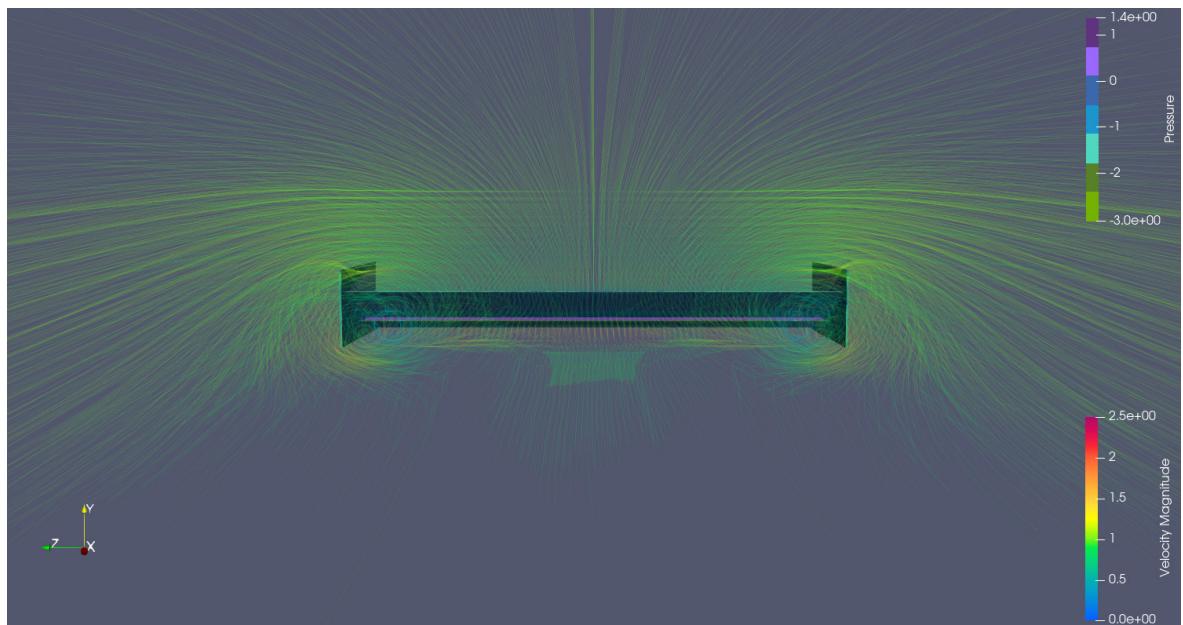


Figura G.12: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h50

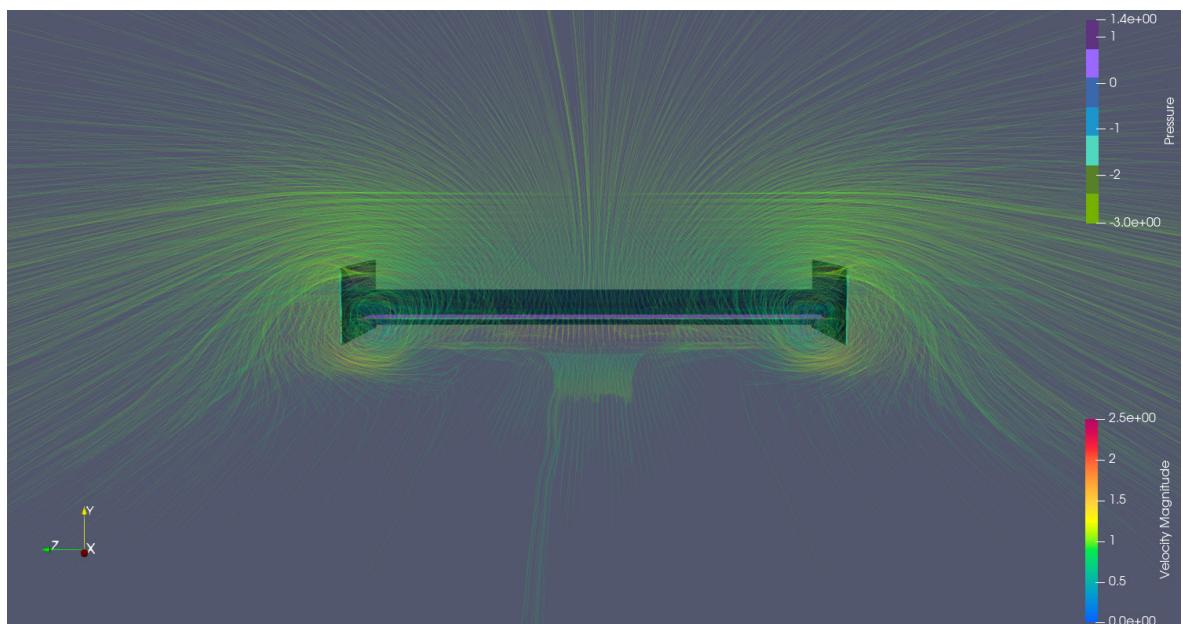


Figura G.13: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h60

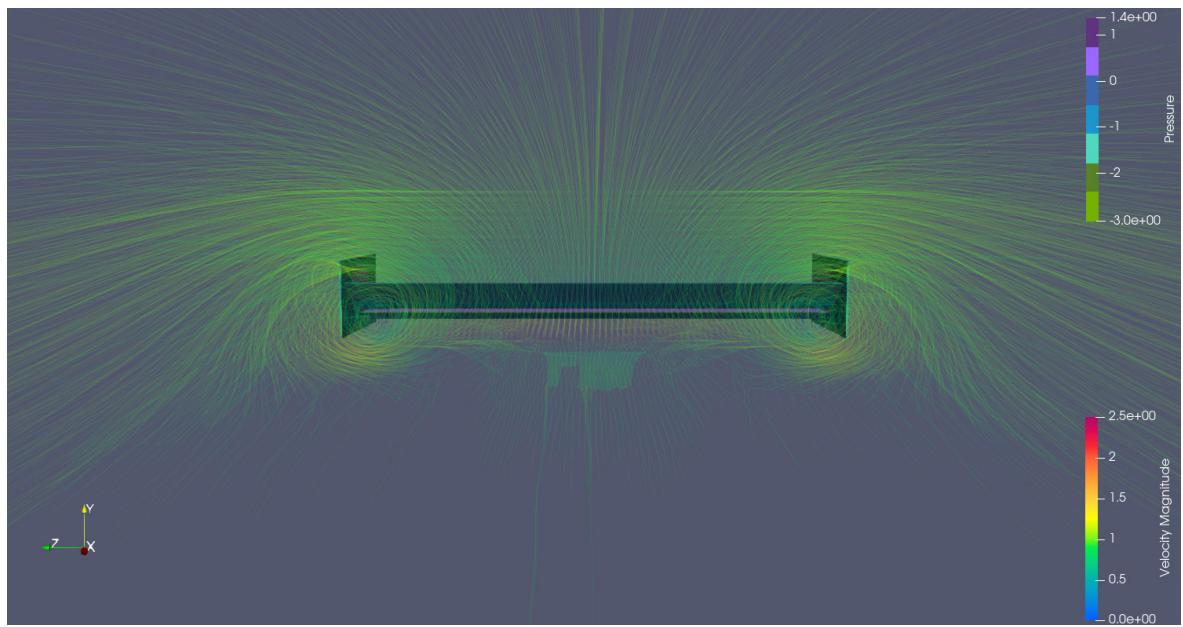


Figura G.14: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h70

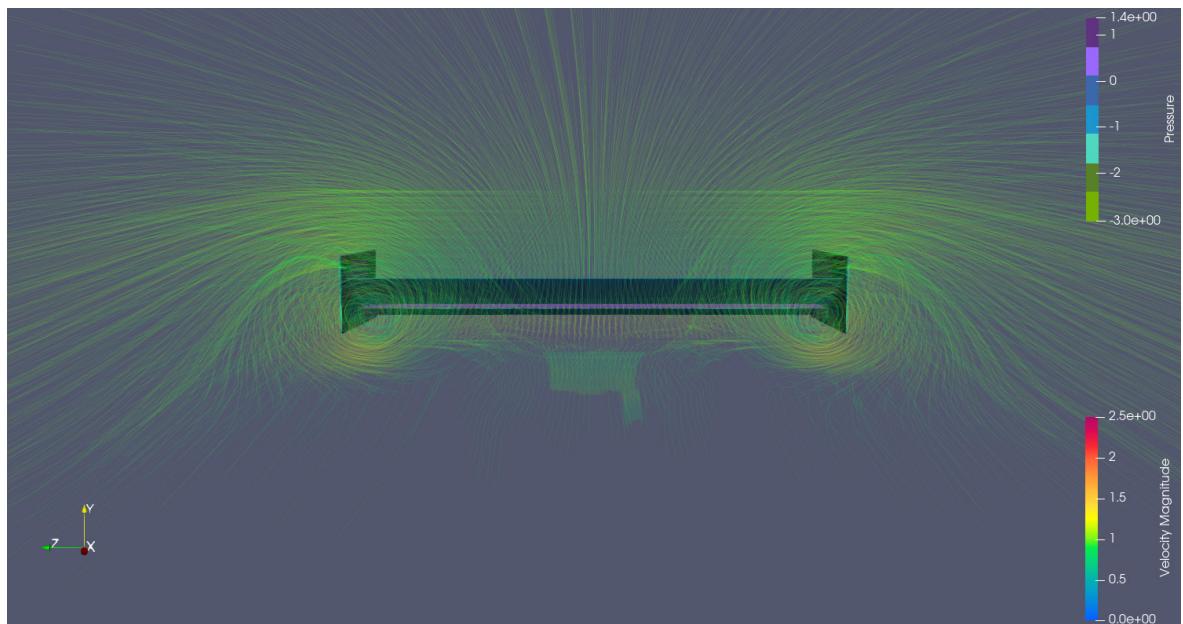


Figura G.15: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h80

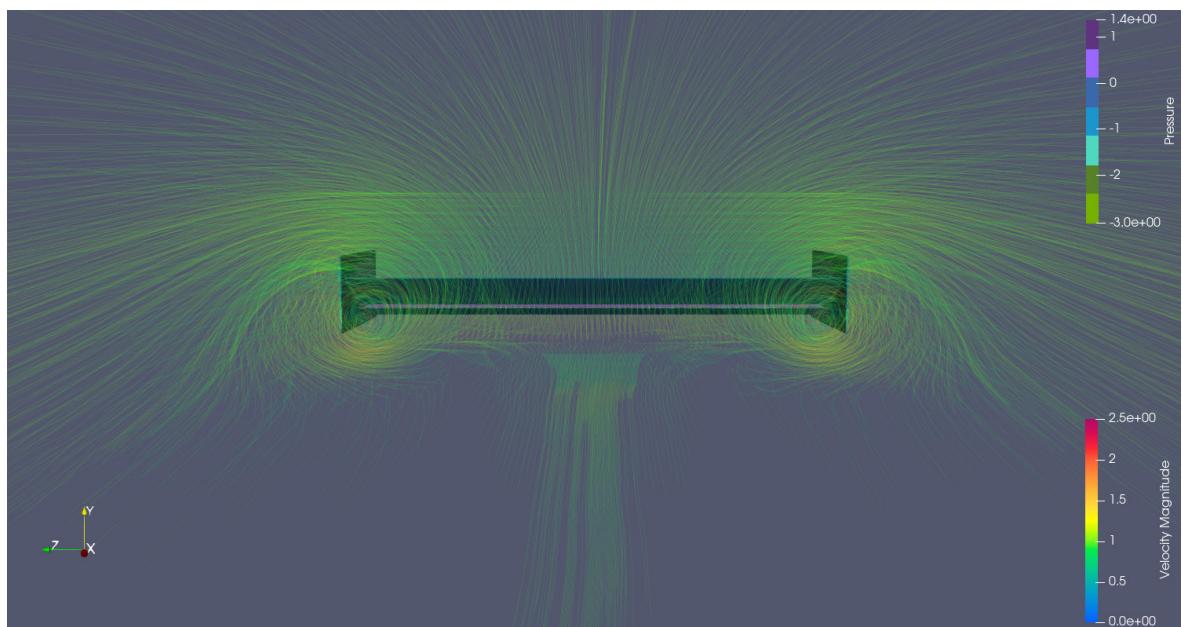


Figura G.16: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h85

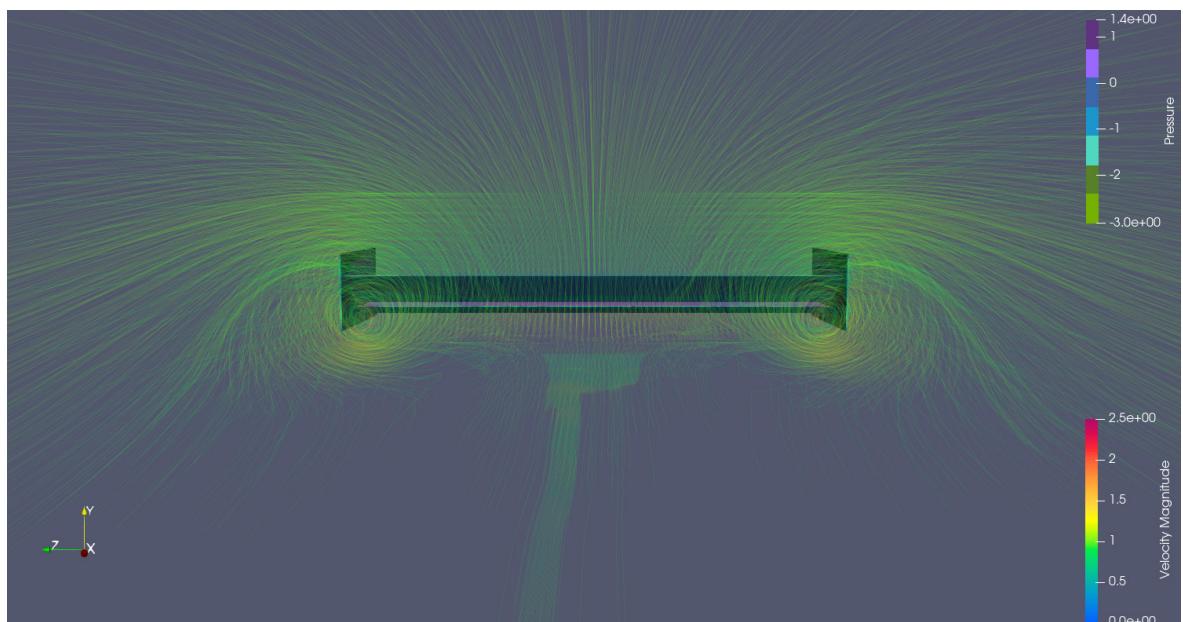


Figura G.17: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h90

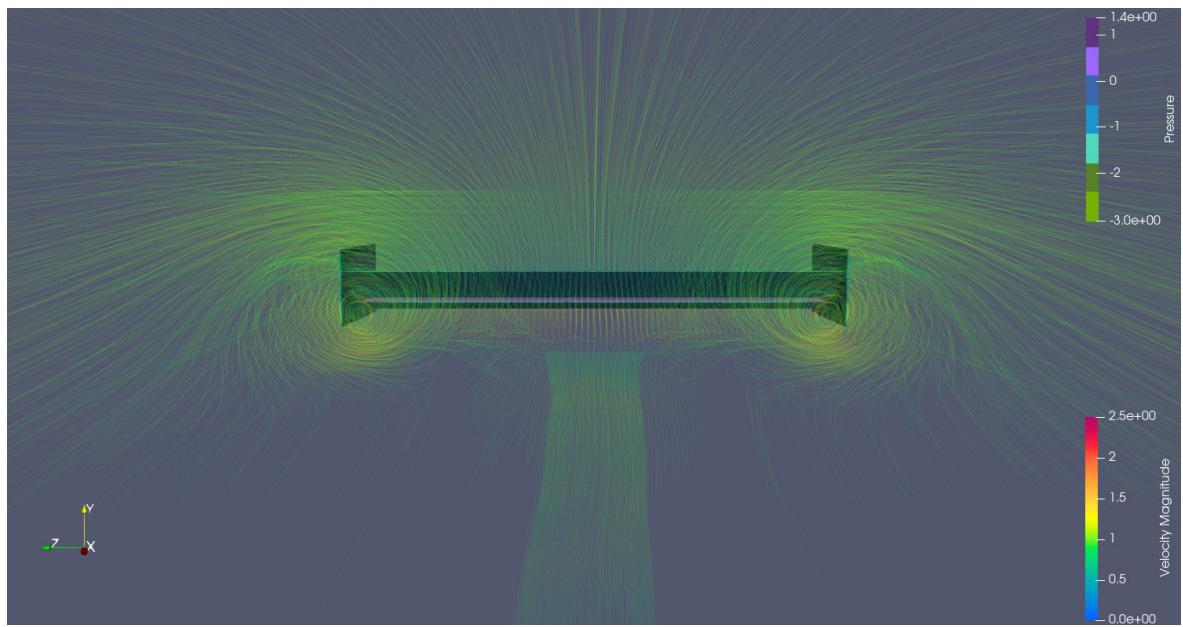


Figura G.18: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h95

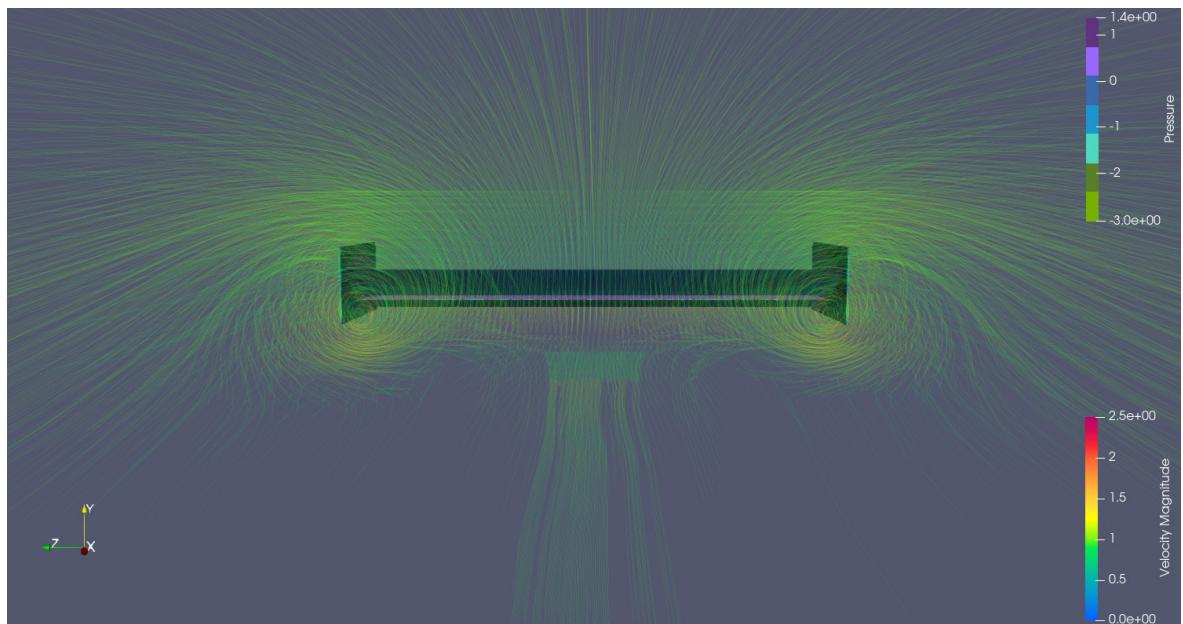


Figura G.19: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h100

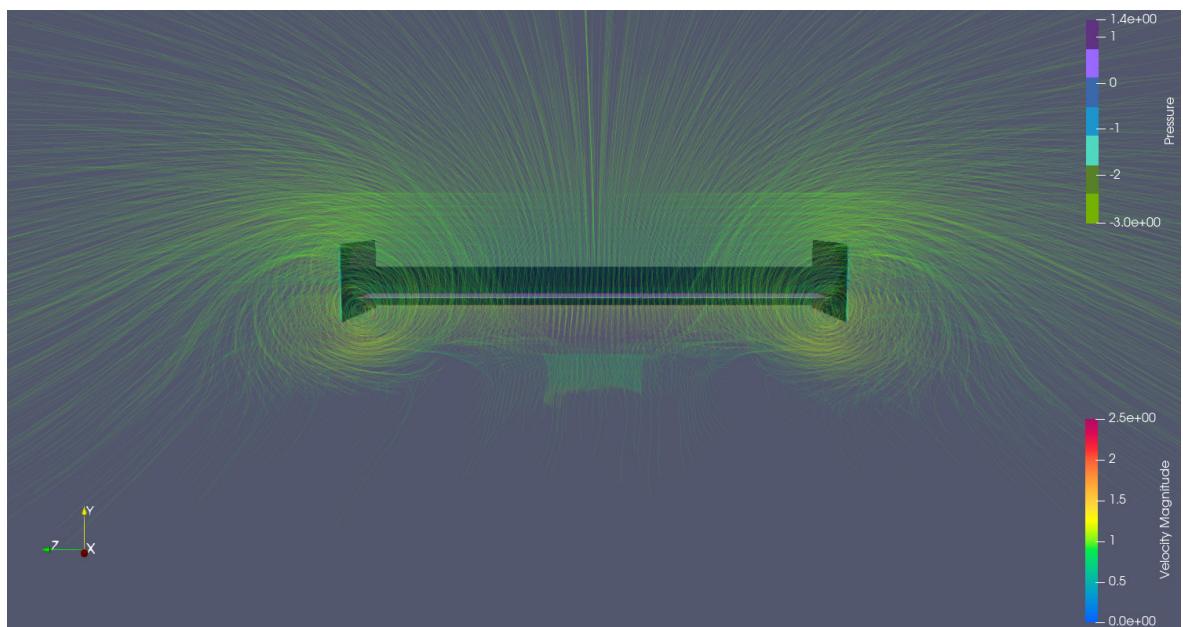


Figura G.20: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h110

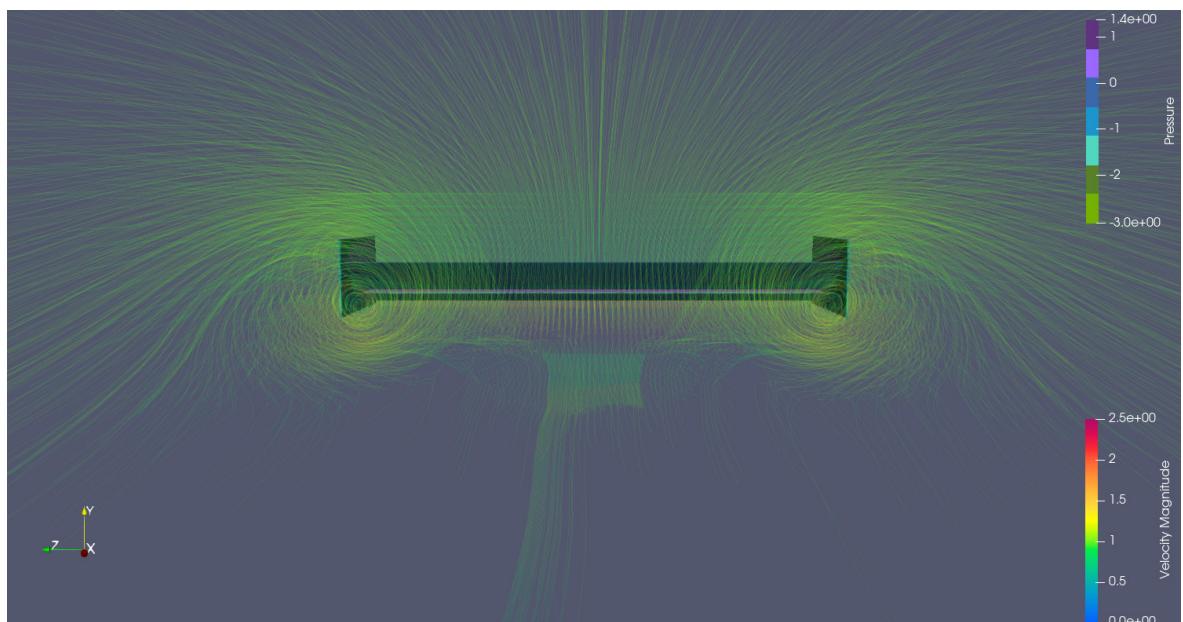


Figura G.21: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h120

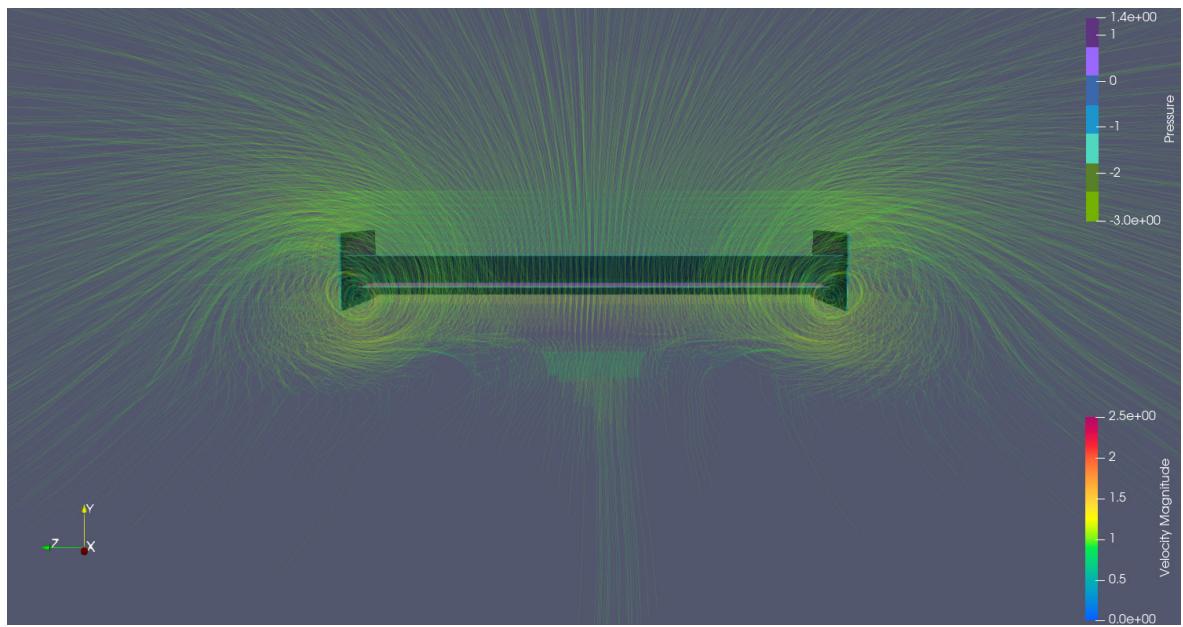


Figura G.22: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h130

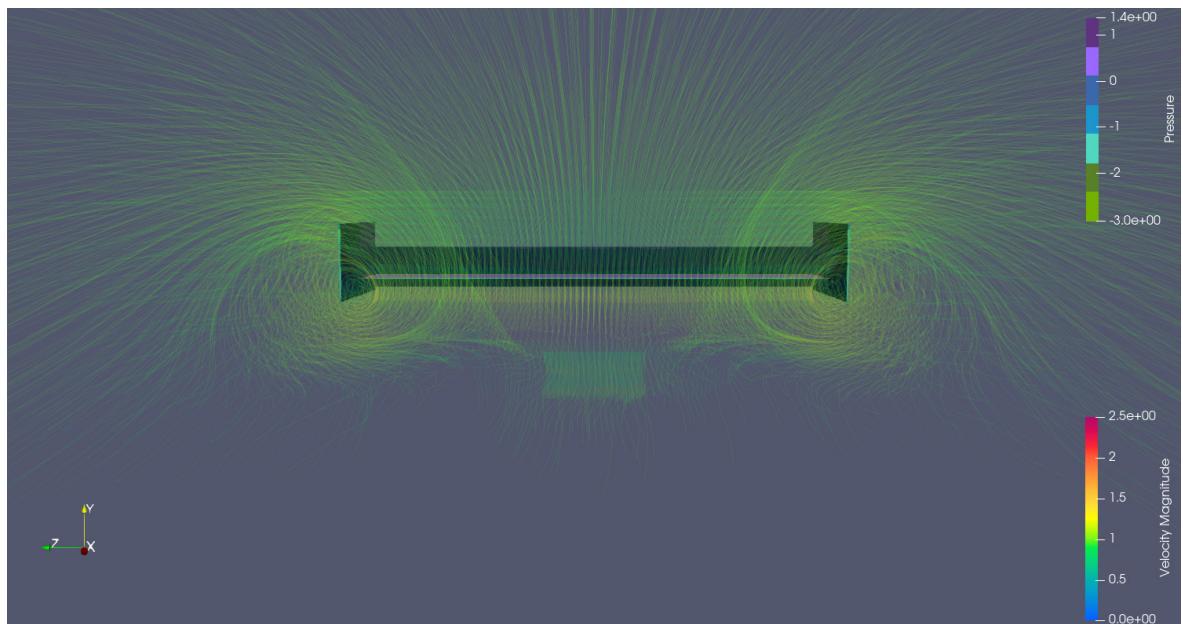


Figura G.23: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h150

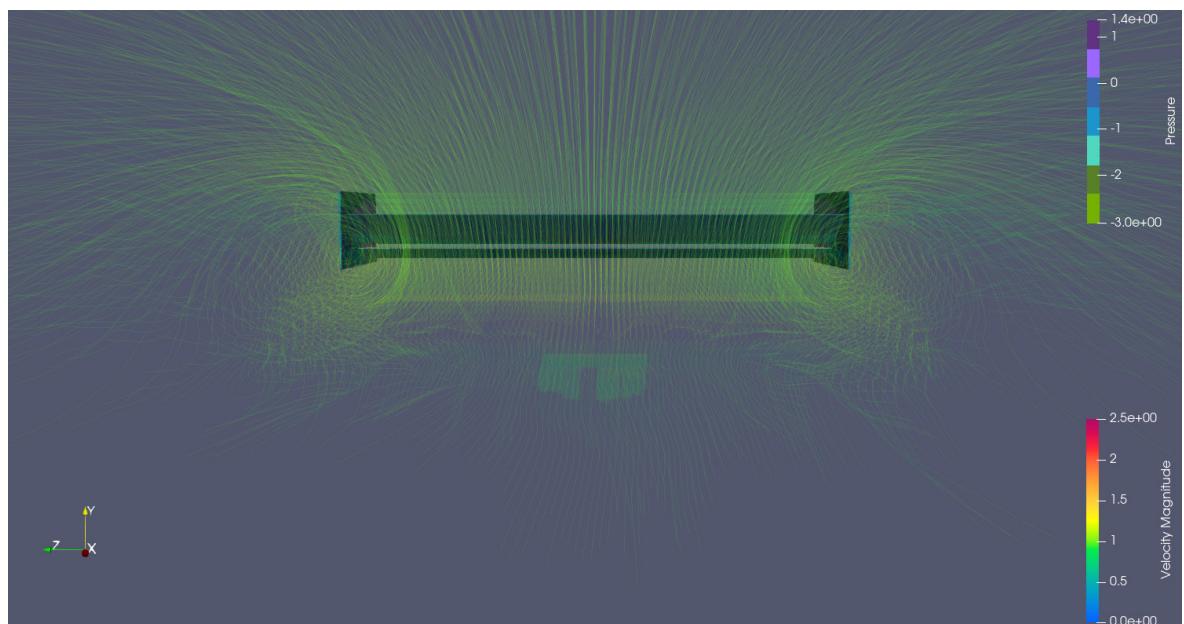


Figura G.24: Visualização 3D do escoamento mostrando os vórtices de ponta de asa do caso h225

APÊNDICE H

Visualizações de Pressão - Plano xy



Figura H.1: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h17

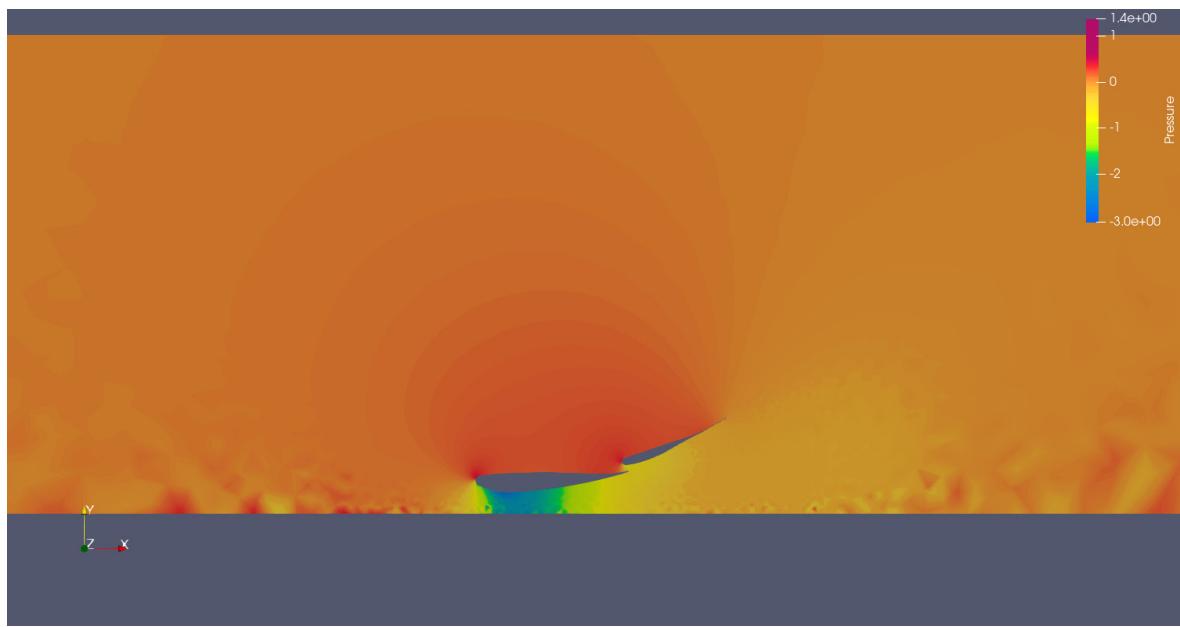


Figura H.2: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h20



Figura H.3: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h22

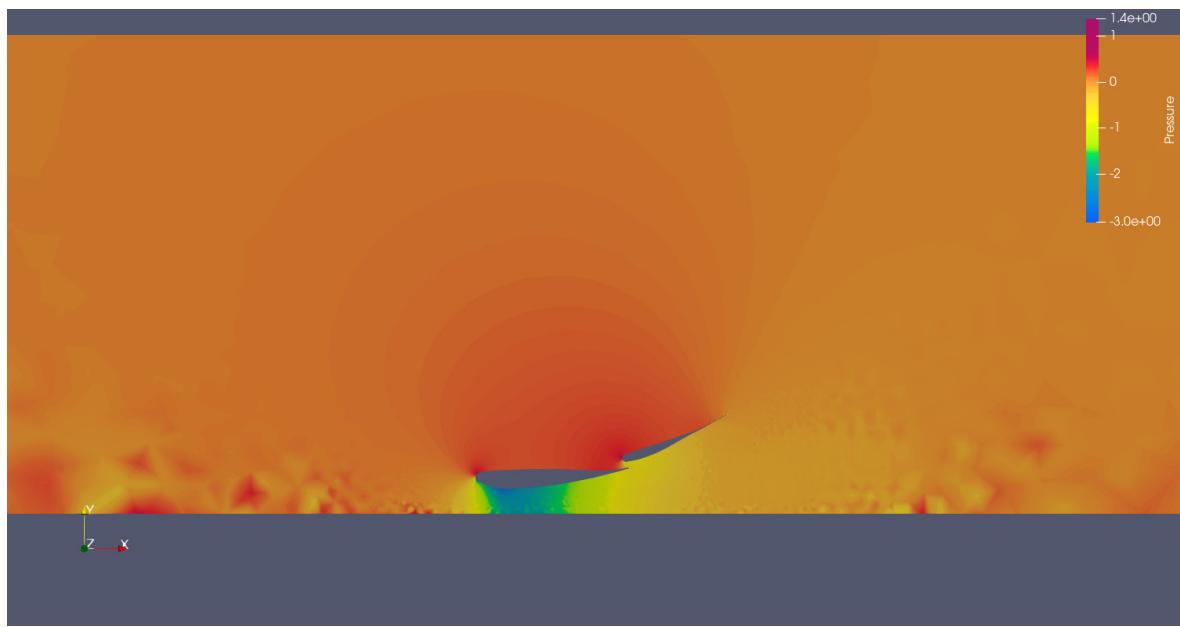


Figura H.4: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h25

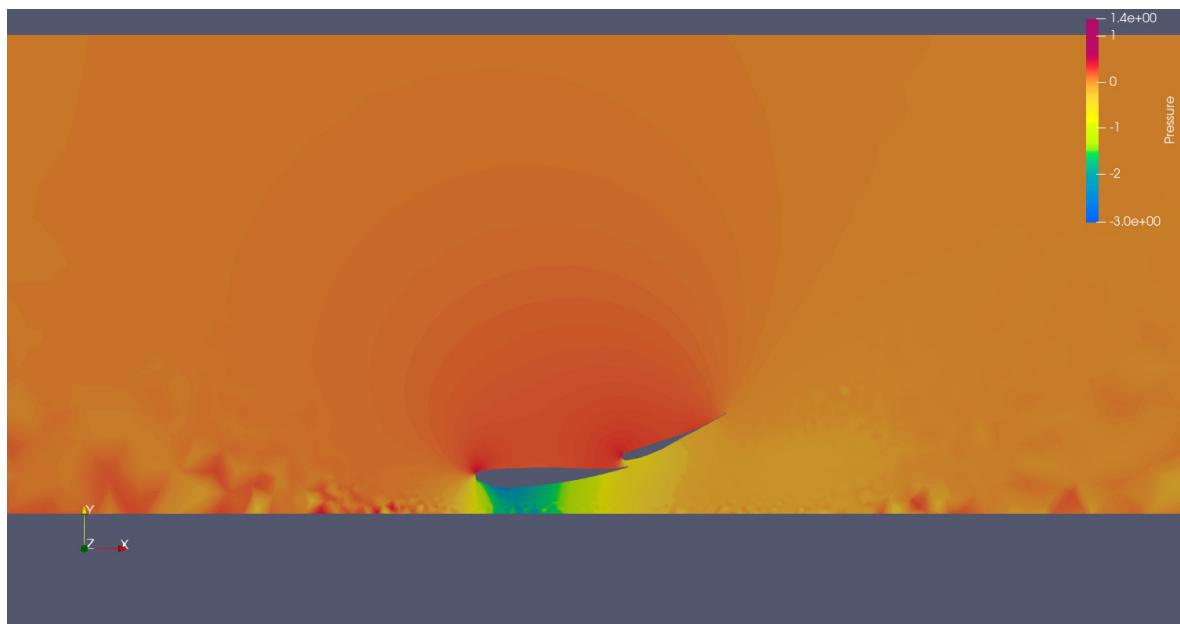


Figura H.5: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h27

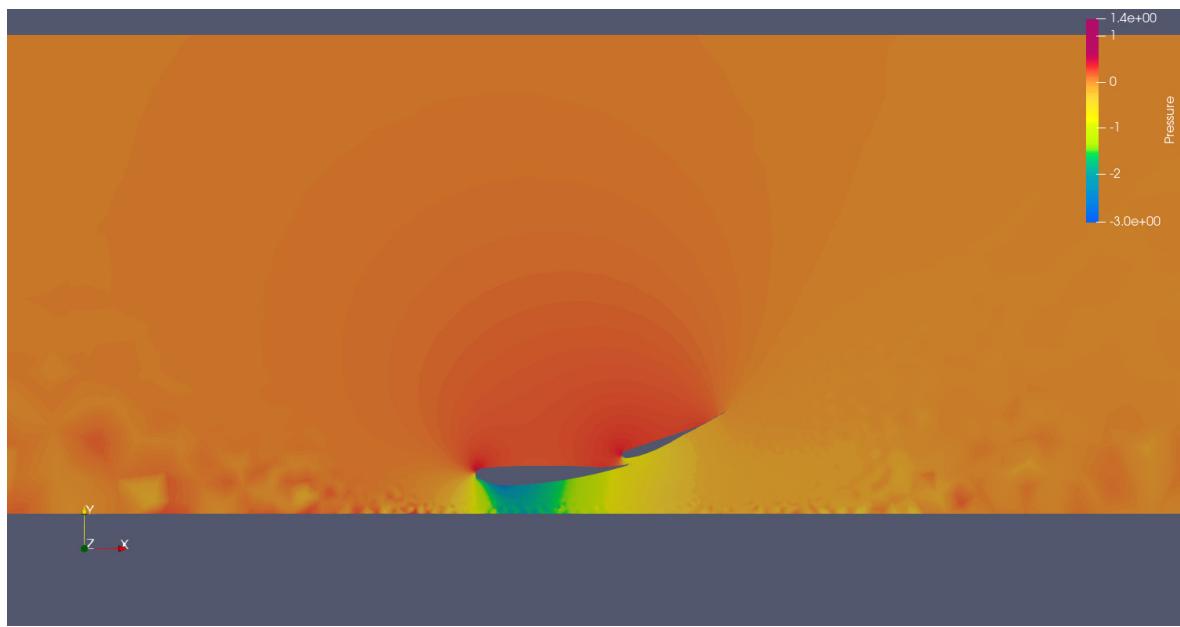


Figura H.6: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h30

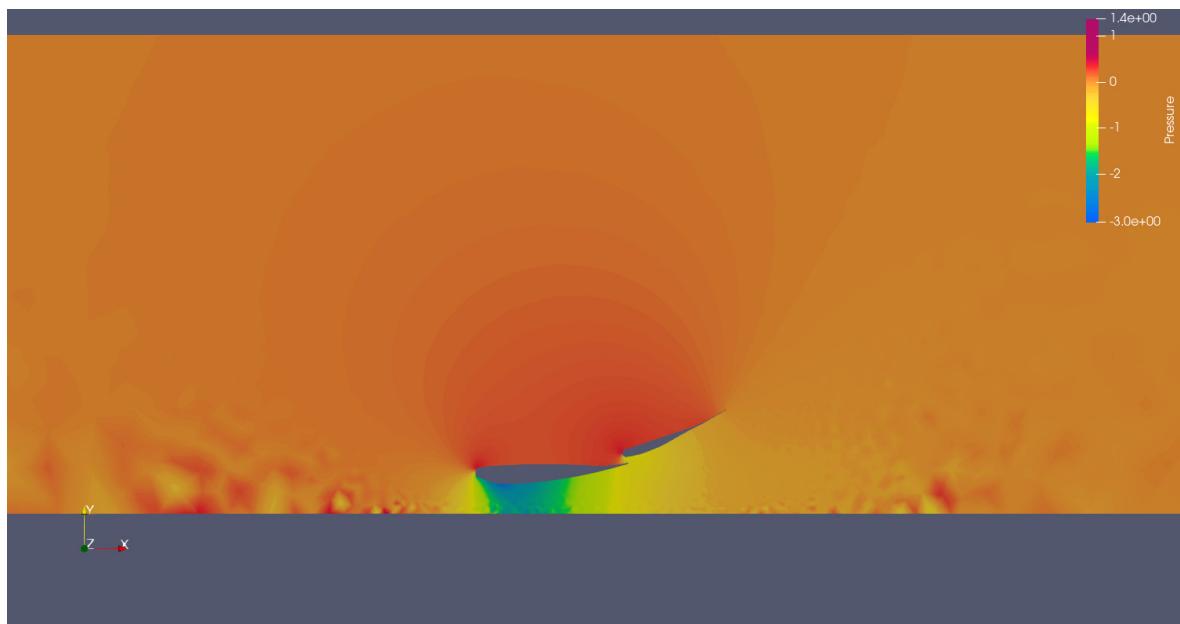


Figura H.7: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h32

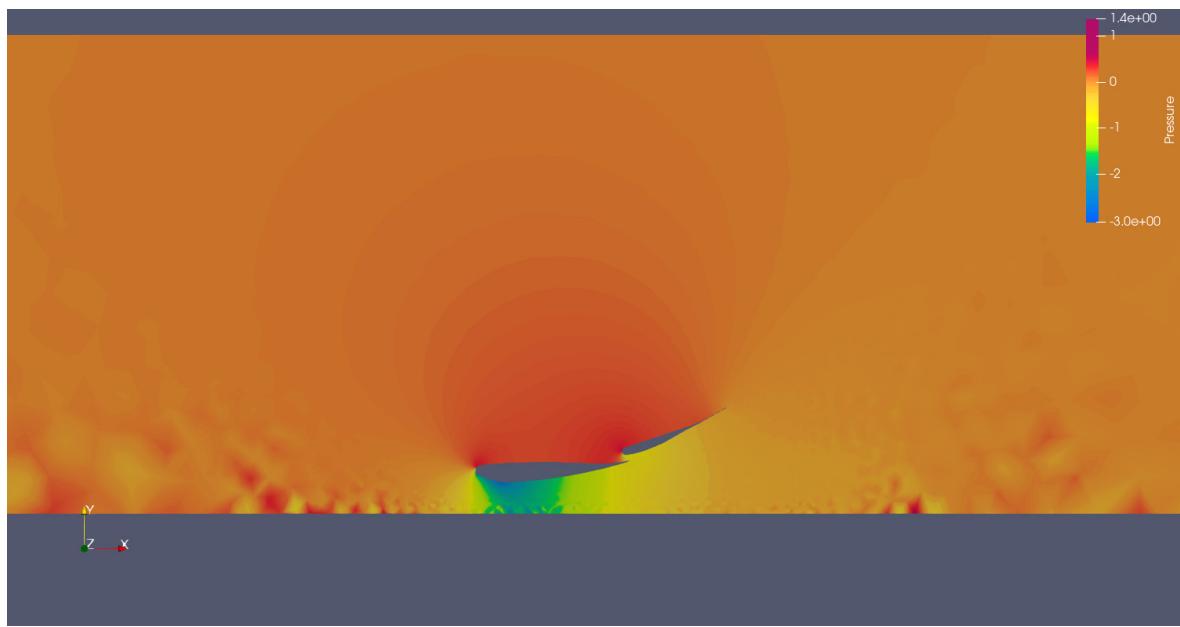


Figura H.8: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h35

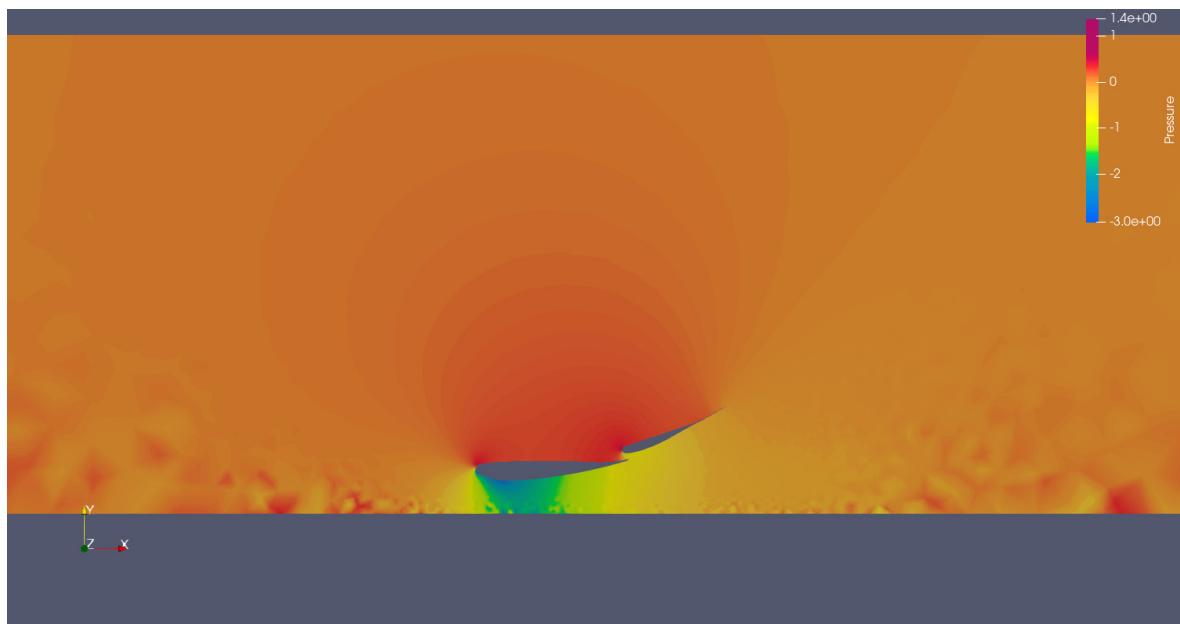


Figura H.9: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h37

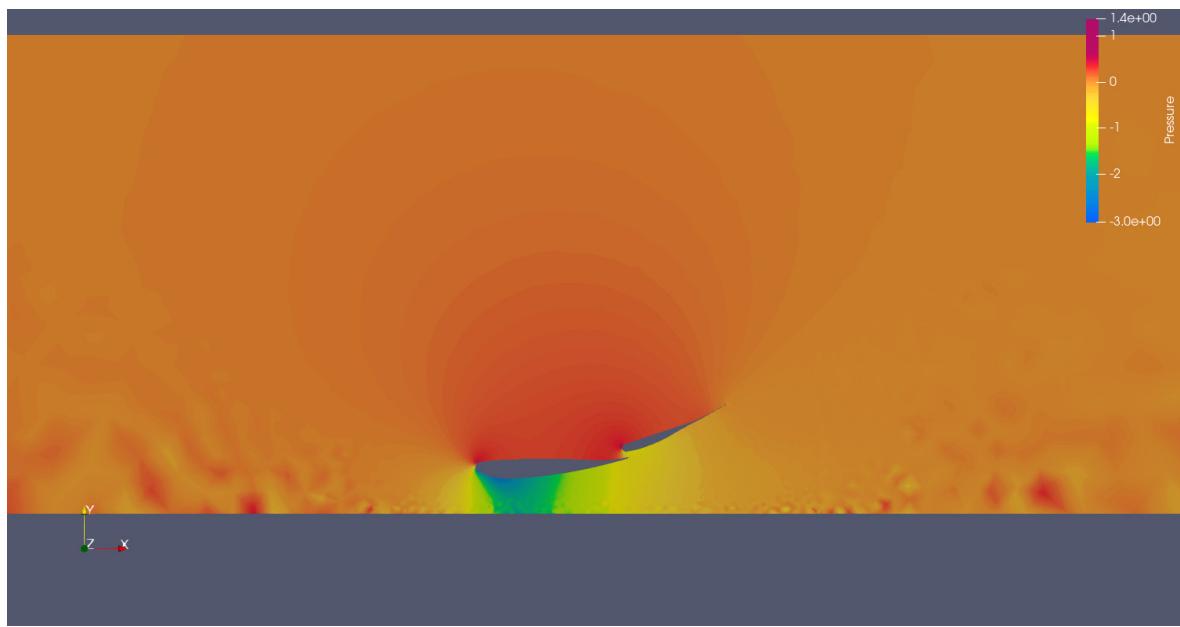


Figura H.10: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h40

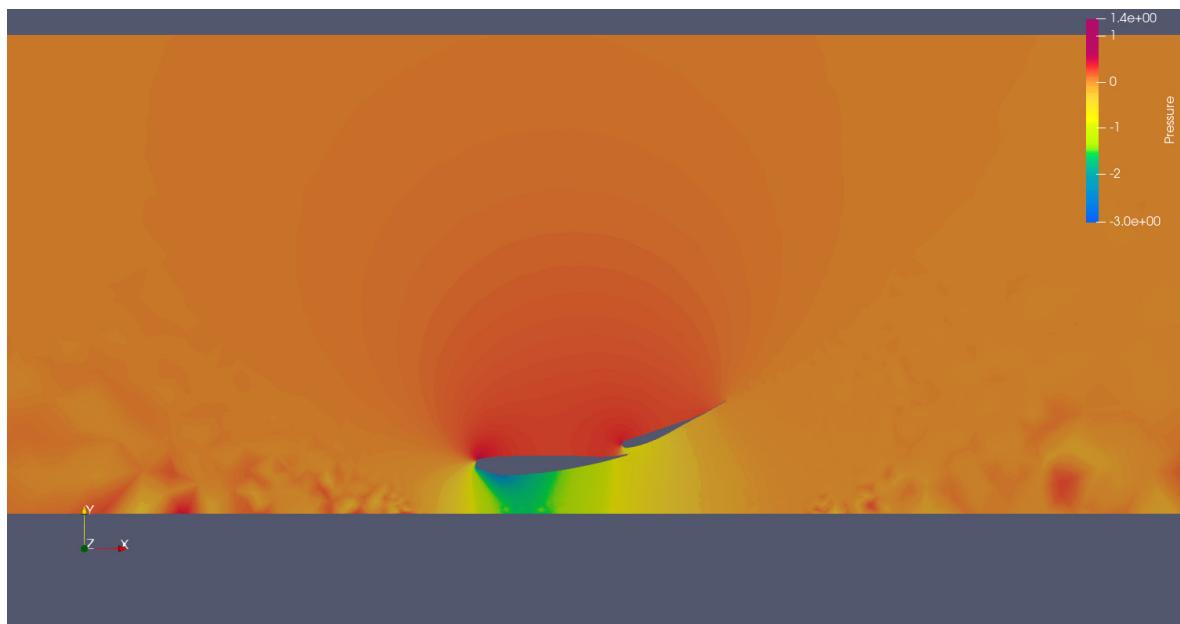


Figura H.11: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h45

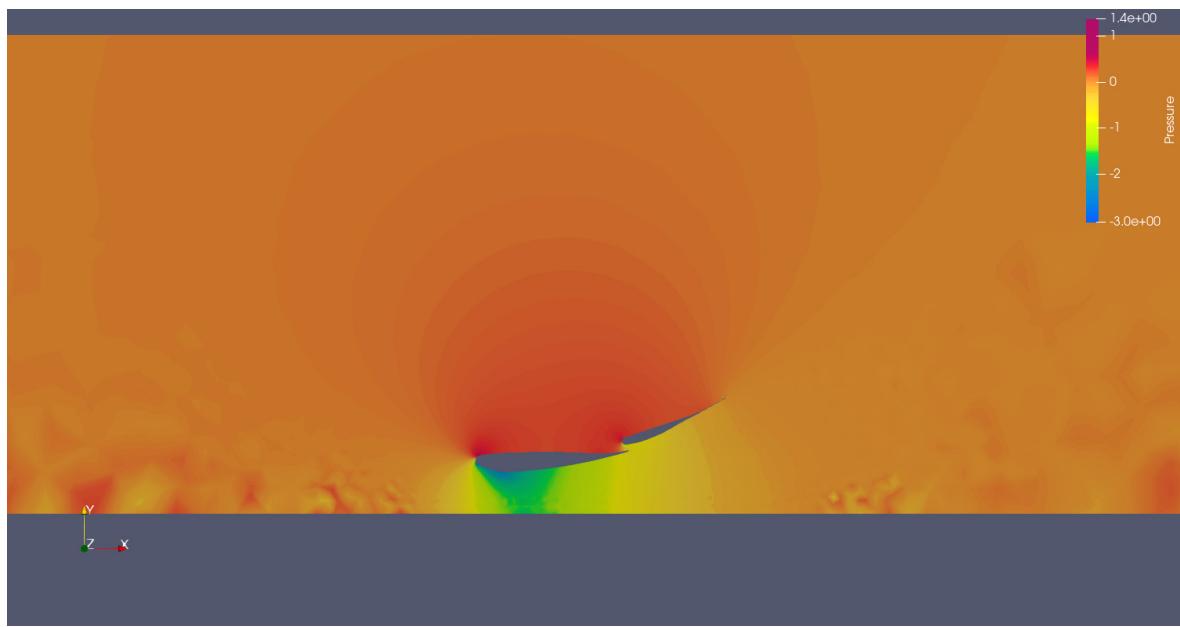


Figura H.12: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h50

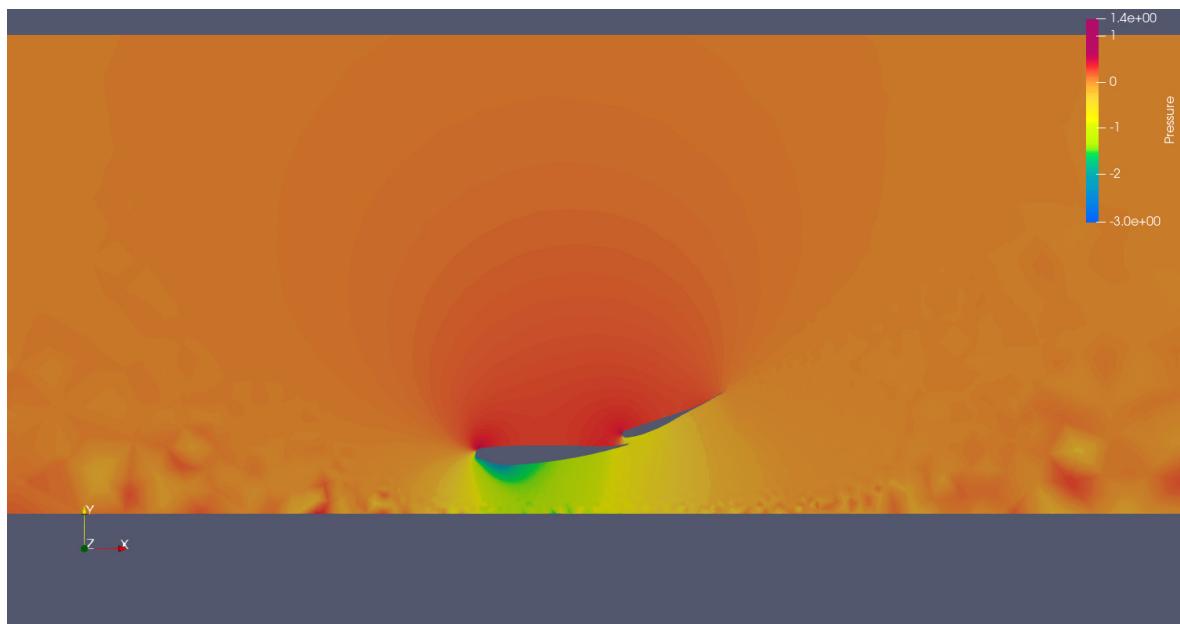


Figura H.13: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h60

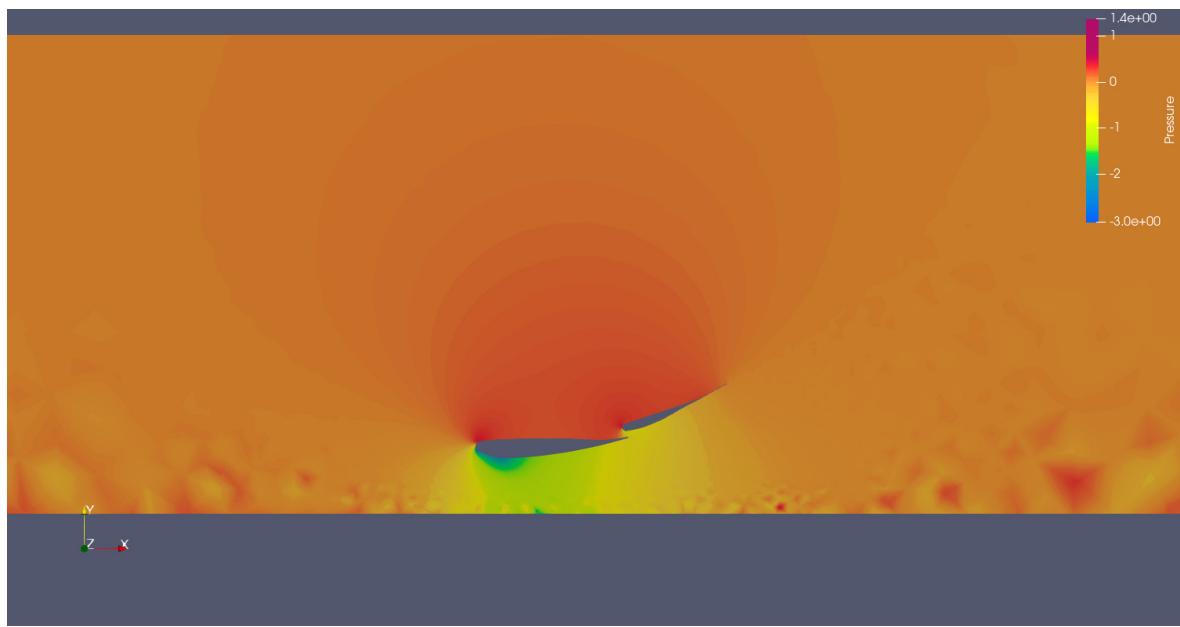


Figura H.14: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h70

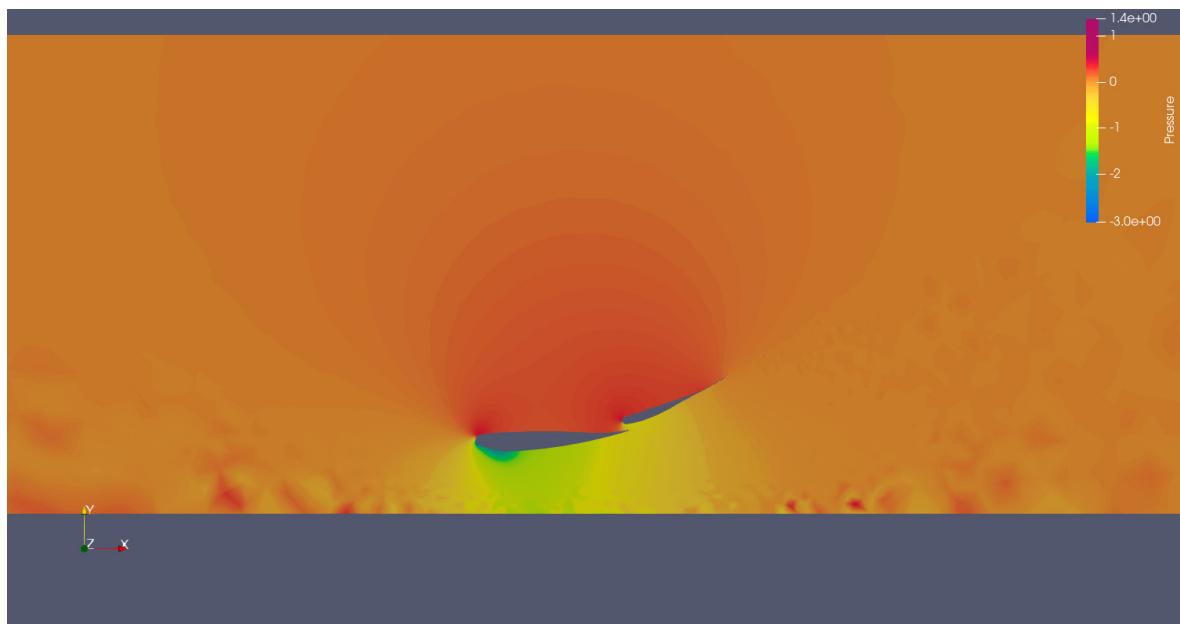


Figura H.15: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h80

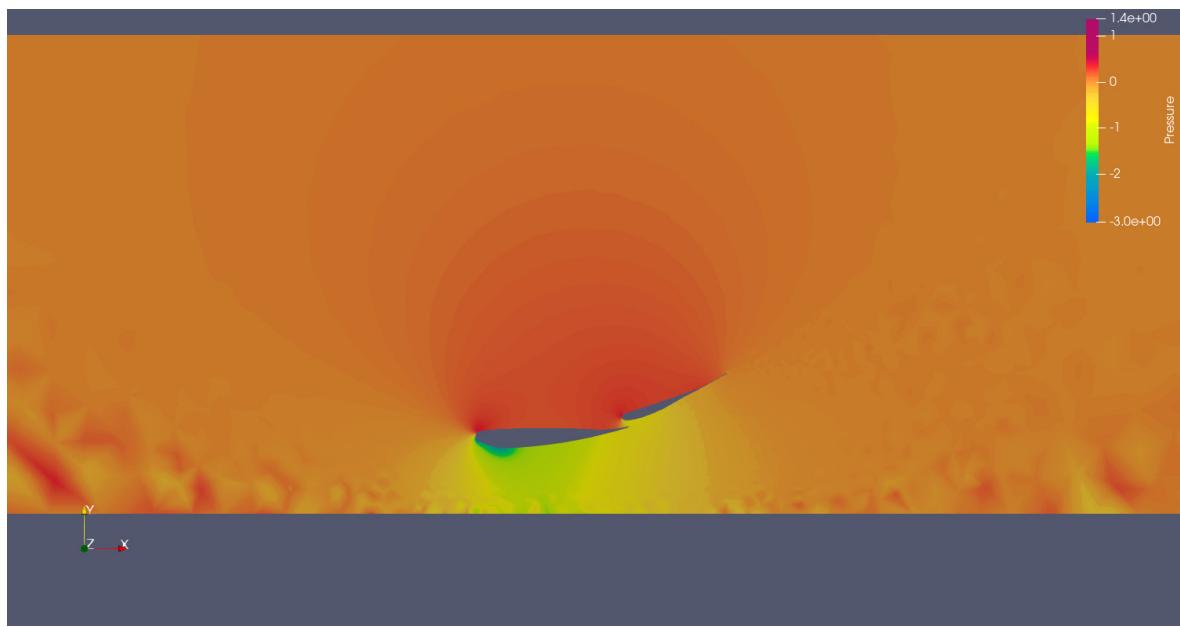


Figura H.16: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h85

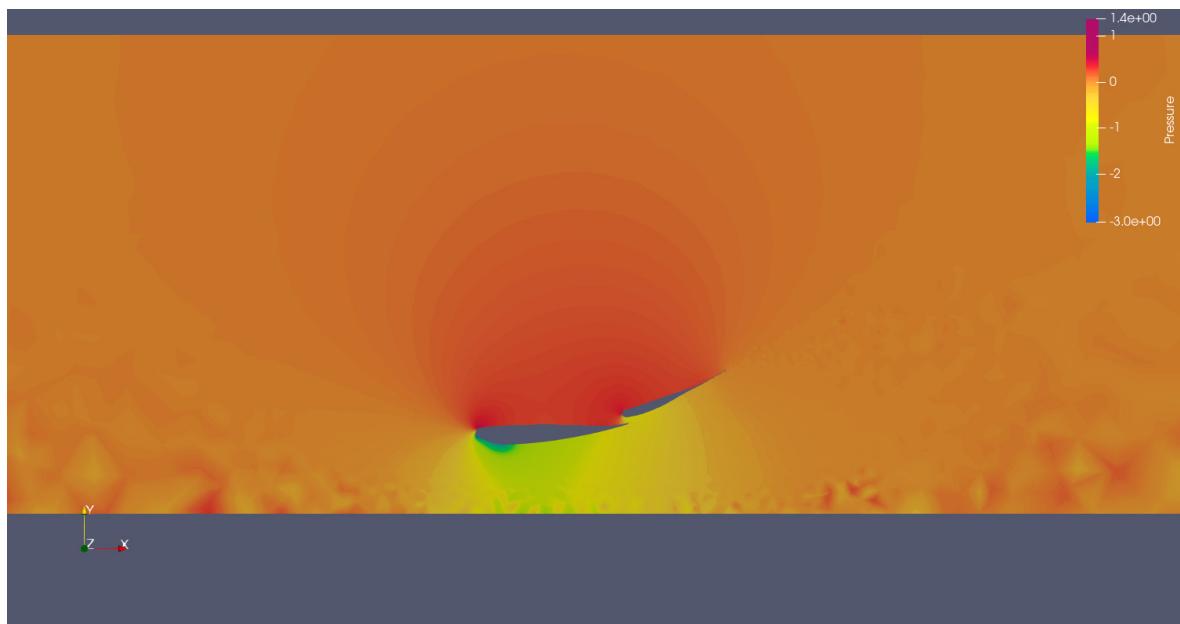


Figura H.17: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h90

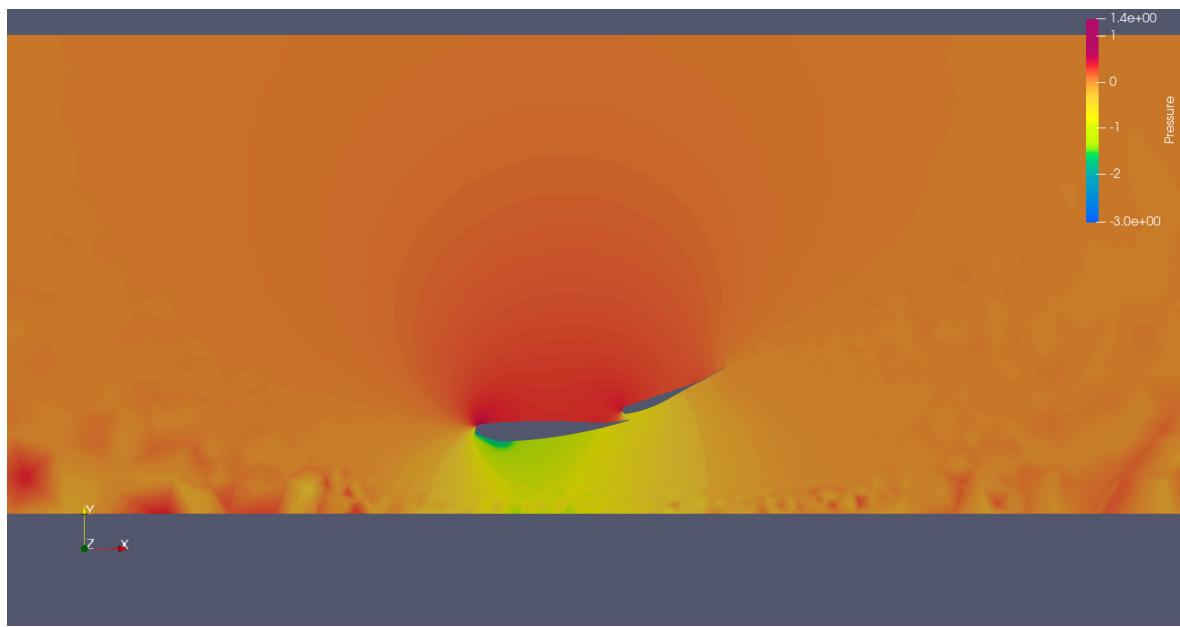


Figura H.18: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h95

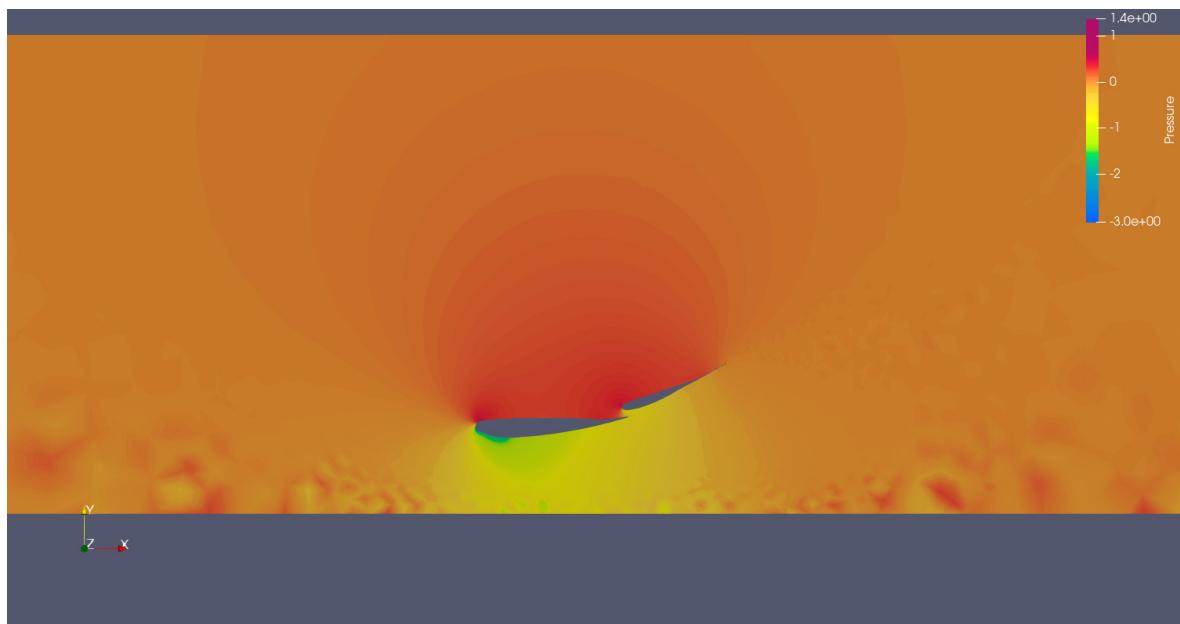


Figura H.19: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h100

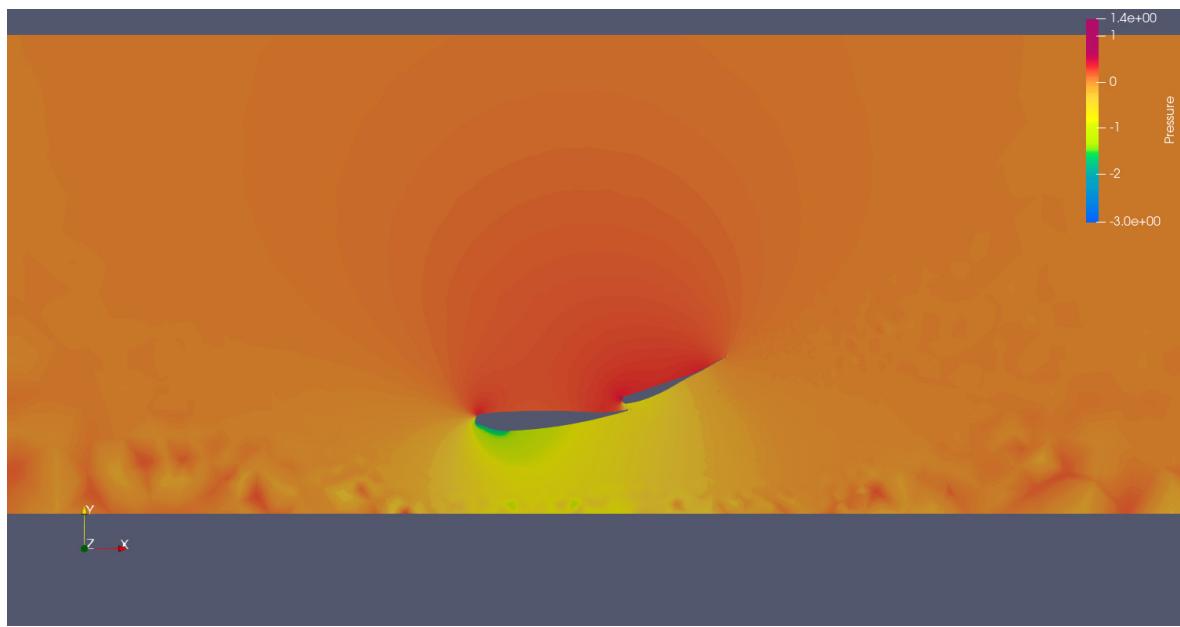


Figura H.20: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h110

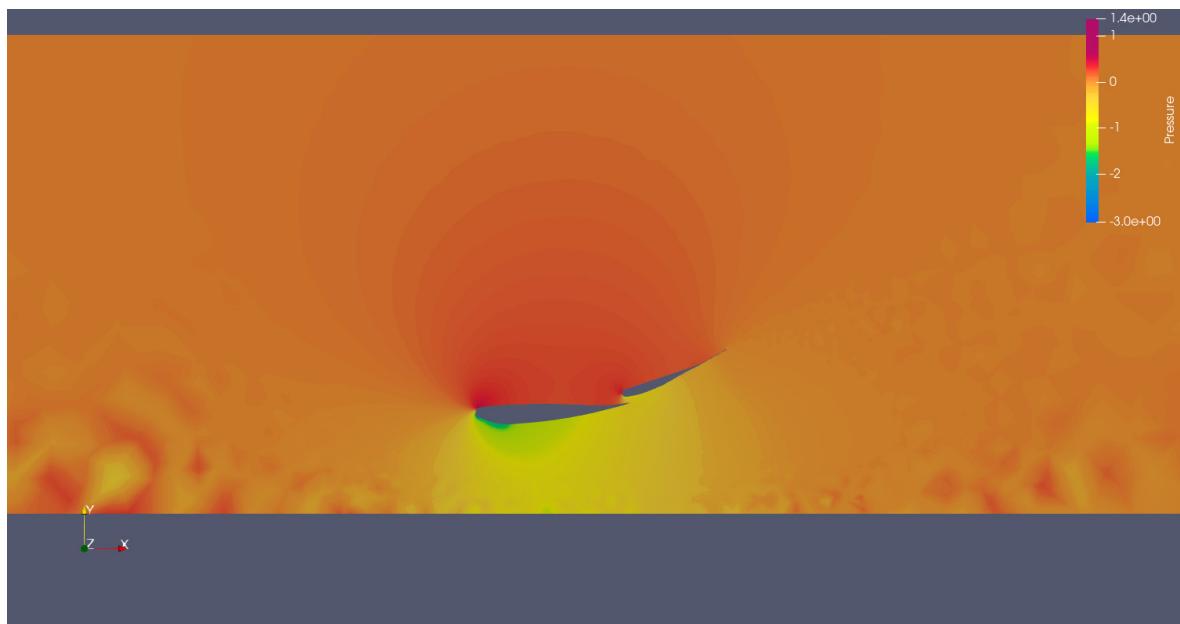


Figura H.21: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h120

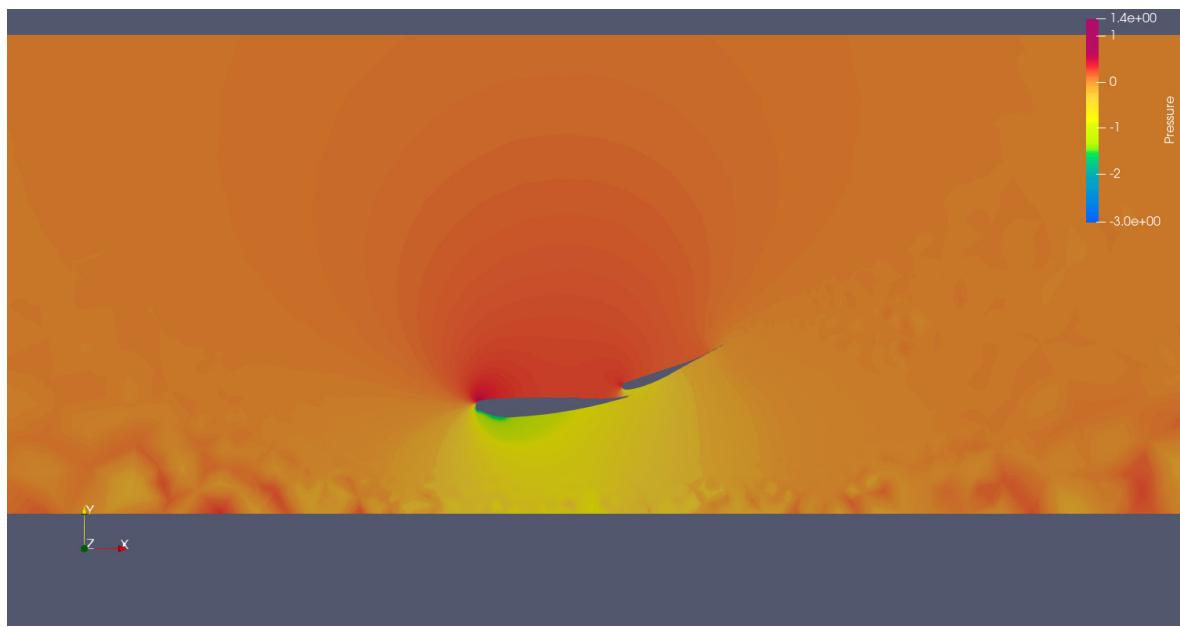


Figura H.22: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h130

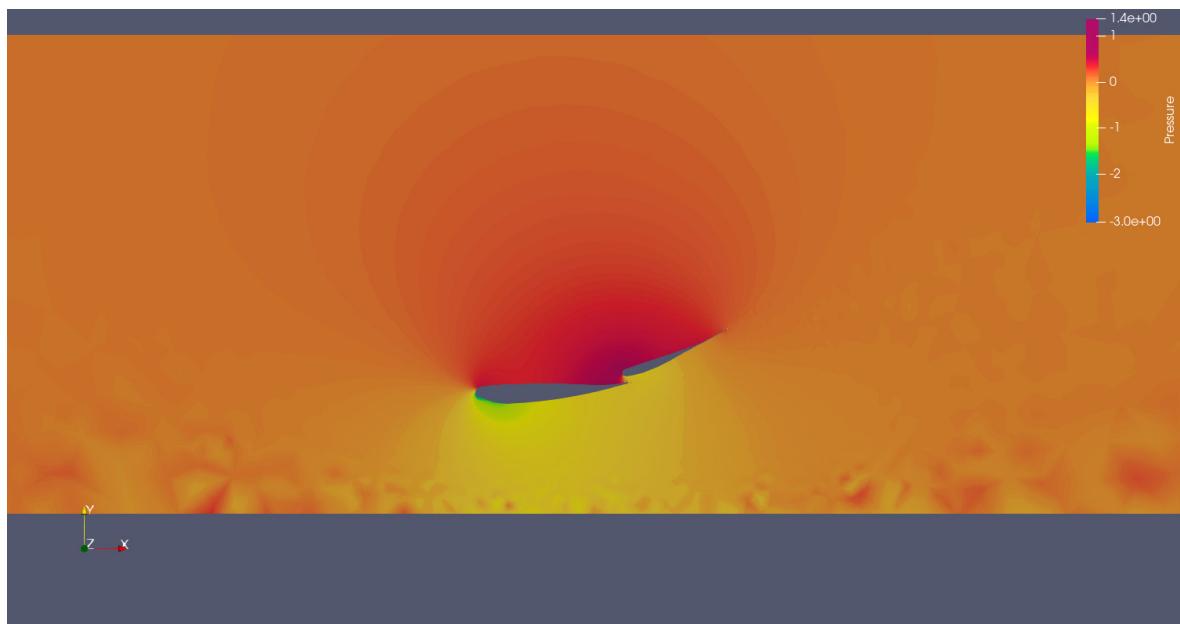


Figura H.23: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h150

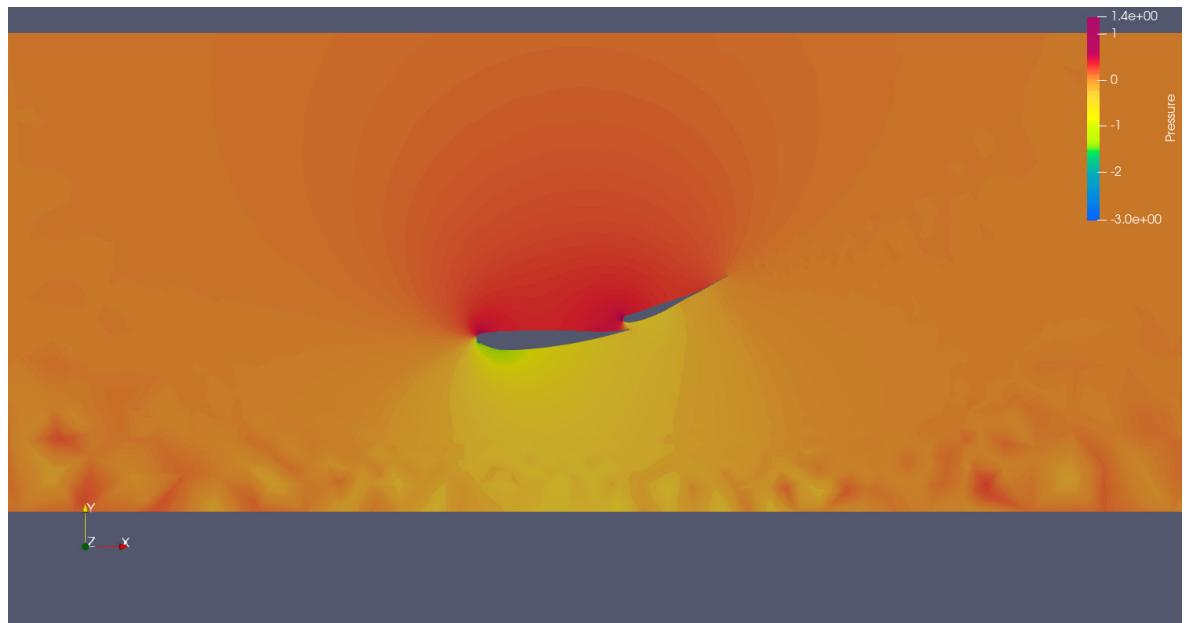


Figura H.24: Visualização de pressão do escoamento no plano xy do caso h225

APÊNDICE I

Visualizações de Pressão - Plano yz



Figura I.1: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h17



Figura I.2: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h20



Figura I.3: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h22



Figura I.4: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h25



Figura I.5: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h27



Figura I.6: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h30



Figura I.7: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h32



Figura I.8: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h35



Figura I.9: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h37



Figura I.10: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h40



Figura I.11: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h45



Figura I.12: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h50



Figura I.13: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h60



Figura I.14: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h70



Figura I.15: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h80



Figura I.16: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h85



Figura I.17: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h90



Figura I.18: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h95



Figura I.19: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h100



Figura I.20: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h110



Figura I.21: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h120



Figura I.22: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h130



Figura I.23: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h150



Figura I.24: Visualização de pressão do escoamento no plano yz do caso h225

APÊNDICE J

Tabela de Cálculo e Tratamento de Dados dos Perfis de Asa de Zerihan

Para os cálculos de redimensionalização das coordenadas dos pontos das asa frontal de Zerihan (2001), foi desenvolvida uma planilha de cálculos, essa planilha pode ser visualizada [neste link](https://docs.google.com/spreadsheets/d/1ctV5WwAIJTVW95AZgi9hZsi0dV2DGmCVaiOfMzl5h0k/edit?usp=sharing) ou em <<https://docs.google.com/spreadsheets/d/1ctV5WwAIJTVW95AZgi9hZsi0dV2DGmCVaiOfMzl5h0k/edit?usp=sharing>>.

Main Wing DATA	Main Wing / Chord lenght				Main Wing				
	Attack Angle (a) [deg]		14.1		Attack Angle (a) [deg]		14.1		
	chord (c) [mm]	0.000	chord (c) [mm]	380.0000	Order	0.0000	Pressure	0.0000	
Suction surface Pressure surface	Suction	Pressure	Suction	Pressure	x	y	x	y	
x/c	y/c	x/c	y/c	x	y	x	y		
0.0000 I 0.0000 II 0.0000 I 0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.000000000	17.386000000	1	0.000000000	17.386000000	
I 0.0006 I -0.0044 II 0.0006 I 0.0047	0.0008	-0.0044	0.0008	0.0047	0.228000000	15.964000000	2	0.228000000	16.152000000
I 0.0011 I -0.0063 II 0.0012 I 0.0064	0.0011	-0.0063	0.0012	0.0064	0.418000000	14.972000000	3	0.456000000	19.798000000
I 0.0029 I -0.0098 II 0.0030 I 0.0102	0.0029	-0.0098	0.0030	0.0102	1.102000000	13.842000000	4	1.140000000	21.242000000
I 0.0058 I -0.0134 II 0.0059 I 0.0136	0.0058	-0.0134	0.0059	0.0138	2.204000000	12.274000000	5	2.242000000	22.534000000
I 0.0087 I -0.0156 II 0.0089 I 0.0159	0.0087	-0.0156	0.0089	0.0159	3.308000000	11.438000000	6	3.382000000	23.408000000
I 0.0117 I -0.0173 II 0.0118 I 0.0176 I	0.0117	-0.0173	0.0118	0.0176	4.448000000	10.792000000	7	4.484000000	24.054000000
I 0.0146 I -0.0188 II 0.0148 I 0.0184 I	0.0148	-0.0188	0.0148	0.0184	5.548000000	10.222000000	8	5.624000000	24.358000000
I 0.0175 I -0.0203 II 0.0177 I 0.0188 I	0.0175	-0.0203	0.0177	0.0188	6.656000000	9.852000000	9	6.728000000	24.548000000
I 0.0205 I -0.0217 II 0.0207 I 0.0194 I	0.0205	-0.0217	0.0207	0.0194	7.790000000	9.120000000	10	7.868000000	24.738000000
I 0.0234 I -0.0231 II 0.0236 I 0.0199 I	0.0234	-0.0231	0.0238	0.0199	8.892000000	8.588000000	11	8.968000000	24.928000000
I 0.0263 I -0.0245 II 0.0265 I 0.0204 I	0.0263	-0.0245	0.0265	0.0204	9.994000000	8.056000000	12	10.070000000	25.118000000
I 0.0293 I -0.0258 II 0.0295 I 0.0288 I	0.0293	-0.0258	0.0295	0.0208	11.134000000	7.562000000	13	11.210000000	25.270000000
I 0.0322 I -0.0270 II 0.0324 I 0.0212 I	0.0322	-0.0270	0.0324	0.0212	12.238000000	7.108000000	14	12.312000000	25.422000000
I 0.0351 I -0.0283 II 0.0354 I 0.0217 I	0.0351	-0.0283	0.0354	0.0217	13.338000000	6.812000000	15	13.452000000	25.612000000
I 0.0410 I -0.0306 II 0.0412 I 0.0225 I	0.0410	-0.0306	0.0412	0.0226	15.580000000	5.738000000	16	15.656000000	25.918000000
I 0.0469 I -0.0328 II 0.0471 I 0.0232 I	0.0469	-0.0328	0.0471	0.0232	17.822000000	4.902000000	17	17.888000000	26.182000000
I 0.0528 I -0.0348 II 0.0530 I 0.0239 I	0.0528	-0.0348	0.0530	0.0239	20.054000000	4.142000000	18	20.140000000	26.448000000
I 0.0586 I -0.0366 II 0.0589 I 0.0245 I	0.0586	-0.0366	0.0589	0.0245	22.288000000	3.458000000	19	22.382000000	26.678000000
I 0.0704 I -0.0398 II 0.0707 I 0.0256 I	0.0704	-0.0398	0.0707	0.0256	26.752000000	2.242000000	20	26.886000000	27.094000000
I 0.0821 I -0.0422 II 0.0824 I 0.0265 I	0.0821	-0.0422	0.0824	0.0265	31.198000000	1.330000000	21	31.312000000	27.436000000
I 0.0939 I -0.0441 II 0.0942 I 0.0272 I	0.0939	-0.0441	0.0942	0.0272	35.682000000	0.808000000	22	35.768000000	27.702000000
I 0.1056 I -0.0452 II 0.1059 I 0.0278 I	0.1056	-0.0452	0.1059	0.0278	40.128000000	0.190000000	23	40.242000000	27.930000000
I 0.1174 I -0.0457 II 0.1177 I 0.0282 I	0.1174	-0.0457	0.1177	0.0282	44.612000000	0.000000000	24	44.726000000	28.082000000
I 0.1468 I -0.0448 II 0.1471 I 0.0293 I	0.1468	-0.0448	0.1471	0.0293	55.784000000	0.342000000	25	55.868000000	28.500000000
I 0.1762 I -0.0430 II 0.1765 I 0.0303 I	0.1762	-0.0430	0.1765	0.0303	66.958000000	1.026000000	26	67.070000000	28.880000000
I 0.2056 I -0.0407 II 0.2059 I 0.0310 I	0.2056	-0.0407	0.2059	0.0310	78.128000000	1.900000000	27	78.242000000	29.146000000
I 0.2350 I -0.0379 II 0.2353 I 0.0314 I	0.2350	-0.0379	0.2353	0.0314	89.300000000	2.984000000	28	89.414000000	29.268000000
I 0.2644 I -0.0347 II 0.2647 I 0.0316 I	0.2644	-0.0347	0.2647	0.0316	100.472000000	4.180000000	29	100.558000000	29.374000000
I 0.2938 I -0.0309 II 0.2941 I 0.0315 I	0.2938	-0.0309	0.2941	0.0315	111.844000000	5.624000000	30	111.758000000	29.338000000
I 0.3232 I -0.0267 II 0.3234 I 0.0311 I	0.3232	-0.0267	0.3234	0.0311	122.816000000	7.220000000	31	122.892000000	29.184000000
I 0.3525 I -0.0219 II 0.3528 I 0.0305 I	0.3525	-0.0219	0.3528	0.0305	133.988000000	9.044000000	32	134.094000000	28.958000000
I 0.3820 I -0.0167 II 0.3822 I 0.0295 I	0.3820	-0.0167	0.3822	0.0295	145.160000000	11.020000000	33	145.236000000	28.578000000
I 0.4114 I -0.0110 II 0.4116 I 0.0283 I	0.4114	-0.0110	0.4116	0.0283	158.332000000	13.186000000	34	158.408000000	28.120000000
I 0.4409 I -0.0049 II 0.4410 I 0.0268 I	0.4409	-0.0049	0.4410	0.0288	187.542000000	15.504000000	35	187.580000000	27.550000000
I 0.4703 I 0.0018 II 0.4704 I 0.0257 I	0.4703	0.0018	0.4704	0.0257	178.714000000	18.050000000	36	178.752000000	27.132000000
I 0.4957 I 0.0090 II 0.4998 I 0.0261 I	0.4957	0.0090	0.4998	0.0261	188.886000000	20.780000000	37	188.924000000	27.284000000
I 0.5291 I 0.0166 II 0.5292 I 0.0282 I	0.5291	0.0166	0.5292	0.0282	201.058000000	23.874000000	38	201.098000000	28.082000000
I 0.5409 I 0.0198 II 0.5409 I 0.0295 I	0.5409	0.0198	0.5409	0.0295	205.542000000	24.890000000	39	205.542000000	28.576000000

Figura J.1: Planilha de cálculo, dados relativos à Main Wing.

Main Wing DATA	Flap Wing / Chord lenght				Flap Wing				
	Attack Angle (α) [deg]		14.1		Attack Angle (α) [deg]		14.1		
	chord (c) [mm]	1.000	chord (c) [mm]	380.0000	Ride Height [mm]	0.0000	Pressure		
Suction surface Pressure surface	Suction	Pressure	Suction		x	y	x	y	
$x/c \backslash y/c$	$x/c \backslash y/c$	x/c	y/c						
0.5643 I 0.0757 II 0.5643 I 0.0757	0.5643	0.0757	0.5643	0.0757	214.434	48.1320	1	214.434	48.1320
I 0.5687 I 0.0633 II 0.5720 I 0.0863	0.5687	0.0633	0.572	0.0863	218.108	41.4200	2	217.38	50.1600
I 0.5744 I 0.0601 II 0.5785 I 0.0886	0.5744	0.0601	0.5785	0.0886	218.272	40.2040	3	219.83	51.0340
I 0.5805 I 0.0597 II 0.5849 I 0.0908	0.5805	0.0597	0.5849	0.0908	220.59	40.0520	4	222.282	51.8700
I 0.5868 I 0.0605 II 0.5914 I 0.0929	0.5868	0.0605	0.5914	0.0929	222.984	40.3560	5	224.732	52.6680
I 0.5931 I 0.0614 II 0.5979 I 0.0951	0.5931	0.0614	0.5979	0.0951	225.378	40.6880	6	227.202	53.5040
I 0.6248 I 0.0678 II 0.6302 I 0.1059	0.6248	0.0678	0.6302	0.1059	237.424	43.1300	7	239.476	57.8080
I 0.6570 I 0.0779 II 0.6625 I 0.1167	0.6570	0.0779	0.6625	0.1167	249.88	45.6880	8	251.75	61.7120
I 0.6896 I 0.0908 II 0.6948 I 0.1275	0.6896	0.0908	0.6948	0.1275	262.048	51.8700	9	264.024	65.8100
I 0.7240 I 0.1065 II 0.7271 I 0.1383	0.7240	0.1065	0.7271	0.1383	275.12	57.8360	10	276.268	69.9200
I 0.7573 I 0.1249 II 0.7594 I 0.1451	0.7573	0.1249	0.7594	0.1451	287.774	64.8280	11	288.572	74.0240
I 0.7885 I 0.1434 II 0.7918 I 0.1600	0.7885	0.1434	0.7918	0.1600	300.01	71.8580	12	300.884	78.1660
I 0.8229 I 0.1617 II 0.8244 I 0.1709	0.8229	0.1617	0.8241	0.1709	312.702	78.8120	13	313.158	82.3080
I 0.8566 I 0.1789 II 0.8567 I 0.1836	0.8566	0.1789	0.8567	0.1836	325.508	85.3480	14	325.546	87.1340
I 0.8895 I 0.1967 II 0.8897 I 0.1996	0.8895	0.1967	0.8897	0.1996	338.01	92.1120	15	338.086	93.2140
I 0.9230 I 0.2158 II 0.9232 I 0.2186	0.9230	0.2158	0.9232	0.2186	350.74	99.3700	16	350.818	100.4340
I 0.9564 I 0.2345 II 0.9567 I 0.2372	0.9564	0.2345	0.9567	0.2372	363.432	106.4780	17	363.548	107.5020
I 0.9669 I 0.2402 II 0.9670 I 0.2429	0.9669	0.2402	0.967	0.2429	367.422	108.6420	18	367.48	109.6680

Figura J.2: Planilha de cálculo, dados relativos à Flap Wing.

APÊNDICE K

Códigos em Python Desenvolvidos para Análise dos Dados de Simulação

K.1 Monitorador e Gerador de Gráficos dos Coeficientes Aerodinâmicos ao Longo das Iterações

Listagem K.1: history_scraper.py

```
1 import os
2 import csv
3 import numpy as np
4 import matplotlib.pyplot as plt
5
6
7 # Important folder PATHs
8 print('Aonde esse script ta rodando?')
9 print('1. PC do Matheus')
10 print('2. Cluster Amadea')
11 print("")
12 machine = input()
13 print("")
14 print("#####
15 if machine == '1':
16     base_folder = r'C:\Users\mathe\Documents\Meus Arquivos\UnB\Projeto de
17         Pesquisa\Cluster Mirror\pg2'
18     history_plotter_fig_plain_path = r'C:\Users\mathe\Documents\Meus
19         Arquivos\UnB\Projeto de Pesquisa\Cluster Mirror\pg2\pg_files\
20             results\History Plotter Figs\Plain'
21     history_plotter_fig_full_path = r'C:\Users\mathe\Documents\Meus
22         Arquivos\UnB\Projeto de Pesquisa\Cluster Mirror\pg2\pg_files\
```

```

    results\History Plotter Figs\Full'
19  simulating_folder_name = r'Simulating'
20  results_file_path = r'C:\Users\mathe\Documents\Meus Arquivos\UnB\
     Projeto de Pesquisa\Cluster Mirror\pg2\pg_files\results'
21 else:
22     base_folder = r'/home/matheus/pg2'
23     history_plotter_fig_plain_path = r'/home/matheus/pg2/pg_files/results
         /History Plotter Figs/Plain'
24     history_plotter_fig_full_path = r'/home/matheus/pg2/pg_files/results/
         History Plotter Figs/Full'
25     simulating_folder_name = r'Simulating'
26     results_file_path = r'/home/matheus/pg2/pg_files/results'
27
28 folders_to_check = [17, 20, 22, 25, 27, 30, 32, 35, 37, 40, 45, 50, 60,
    70, 80, 85, 90, 95, 100, 110, 120, 130, 150, 225, 'inf']
29
30 # Separate integers and strings
31 integers = []
32 strings = []
33 for item in folders_to_check:
34     if isinstance(item, int):
35         integers.append(item)
36     else:
37         strings.append(item)
38
39 # Sort the integer list in ascending order
40 sorted_integers = sorted(integers)
41
42 # Sort the string list
43 sorted_strings = sorted(strings)
44
45 # Concatenate the sorted integer list with the sorted string list
46 sorted_folders = sorted_strings + sorted_integers
47
48 print(' ')
49
50
51 for case_number in sorted_folders:
52     folder_name = f'h{case_number}',
53     mesh_filename = f'mesh_h{case_number}.su2',
54     output_filename = 'output.dat'
55     folder_path = os.path.join(base_folder, folder_name)
56     output_filepath = os.path.join(folder_path, output_filename)
57     history_file = os.path.join(folder_path, 'history.csv')
58     mesh_file = os.path.join(folder_path, mesh_filename)
59
60     print(folder_name)
61     print(" ")
62     print(f"Checking folder: {folder_path}")

```

```

63
64     if os.path.exists(history_file):
65
66         target_string = "grid points before partitioning"
67
68         with open(output_filepath, "r") as file:
69             lines = file.readlines()
70             print(" ")
71             print(f"Checking for mesh file: {mesh_filename}")
72             if os.path.exists(mesh_file):
73                 print(f"Mesh file: {mesh_filename} found in folder")
74             else:
75                 print('Mesh file not found')
76             for lines_in_output, line in enumerate(lines):
77                 if target_string in line:
78                     if lines_in_output + 1 < len(lines):
79                         next_line = lines[lines_in_output + 1]
80                         volume_mesh_elements = int(next_line.split(" ")[0])
81                         print(f'Quantidade de volumes na malha: {volume_mesh_elements}')
82                     else:
83                         print("Error checking for the number of volume mesh elements")
84                     break
85                 else:
86                     print("Number of volume mesh elements not found in the file.")
87
88         print(" ")
89         print(f"Checking file: {history_file}")
90         data_history = np.loadtxt(history_file, comments=' ', delimiter=',')
91
92         # Case name differentiation
93         case_h = str(case_number)
94         casename = f'h{case_number}'
95
96         # Get data from history file
97         iter_data = data_history[:, 2]
98         rms_data = data_history[:, 3]
99         cd_data = data_history[:, 4]
100        csf_data = data_history[:, 5]
101        cl_data = data_history[:, 6]
102
103        # Determine the number of values for mean calculation
104        value_pool = len(iter_data) // 5
105
106        # Calculate mean values from the last fifth part of the values

```

```

107     cd_mean = np.mean(cd_data[-value_pool:])
108     cl_mean = np.mean(cl_data[-value_pool:])
109     csf_mean = np.mean(csf_data[-value_pool:])
110
111     # Calculate the standard deviation
112     cd_std = np.std(cd_data[-value_pool:])
113     cl_std = np.std(cl_data[-value_pool:])
114     csf_std = np.std(csf_data[-value_pool:])
115
116     # Determine the number of iterations made and to make
117     iter_made = np.max(iter_data)+1
118     iter_max = 15000
119
120     # Determine the progress percentage made
121     sim_prog = (iter_made/iter_max) * 100
122     if sim_prog > 100:
123         sim_prog = 100
124
125     # Defining the static loading bar function
126     def print_loading_bar(progress):
127         bar_width = 45
128         filled_width = int(bar_width * progress / 100)
129         remaining_width = bar_width - filled_width
130         loading_bar = '[' + '=' * filled_width + ' ' *
131             remaining_width + ']'
132         print(loading_bar)
133
134     # Print Log
135     print('Iterations history file: history.csv found in folder')
136     print(f'{iter_made:.0f} iterations made')
137     print(f'{sim_prog:.2f}% done with the simulation based on
138           expected {iter_max:.0f} iterations')
139     print_loading_bar(sim_prog)
140     print(" ")
141
142     print('MÃ¶dia:')
143     print(f'CD: {cd_mean:.5f}')
144     print(f'CL: {cl_mean:.5f}')
145     print(f'CSF: {csf_mean:.5f}')
146     print(" ")
147
148     print('Desvio PadrÃ£o:')
149     print(f'CD: {cd_std:.5f}')
150     print(f'CL: {cl_std:.5f}')
151     print(f'CSF: {csf_std:.5f}')
152     print(" ")
153
154     # Calculate the standard deviation as a percentage of the mean
155     cd_std_percent = np.abs((cd_std / cd_mean) * 100)

```

```

154     cl_std_percent = np.abs((cl_std / cl_mean) * 100)
155     csf_std_percent = np.abs((csf_std / csf_mean) * 100)
156
157     print('Desvio Padrão em formato percentual absoluto em relação')
158     print('    à média: ')
159     print(f'CD: {cd_std_percent:.2f}%')
160     print(f'CL: {cl_std_percent:.2f}%')
161     print(f'CSF: {csf_std_percent:.2f}%')
162     print('')
163     print('#' * 100)
164
165 # Find the index of the data point where the mean is calculated
166 mean_index = len(iter_data) - value_pool
167
168 ##### Plotting values #####
169
170
171
172 # Plotting CD and CL
173 fig, ax1 = plt.subplots()
174
175 # Plotting CD data
176 color_cd = 'tab:red'
177 ax1.set_xlabel('Iterações')
178 ax1.set_ylabel('CD', color=color_cd)
179 ax1.plot(iter_data, cd_data, color=color_cd)
180 ax1.tick_params(axis='y', labelcolor=color_cd)
181
182 # Centering the CD axis on zero
183 cd_max = np.max(np.abs(cd_data))
184 ax1.set_ylim(-cd_max, cd_max)
185
186 # Creating a second y-axis for CL data
187 ax2 = ax1.twinx()
188
189 # Plotting CL data
190 color_cl = 'tab:blue'
191 ax2.set_ylabel('CL', color=color_cl)
192 ax2.plot(iter_data, cl_data, color=color_cl)
193 ax2.tick_params(axis='y', labelcolor=color_cl)
194
195 # Centering the CL axis on zero
196 cl_max = np.max(np.abs(cl_data))
197 ax2.set_ylim(-cl_max, cl_max)
198
199 # Creating a third y-axis for CSF data

```

```

200     ax3 = ax1.twinx()
201
202     # Plotting CSF data
203     color_csf = 'tab:green'
204     ax3.spines['right'].set_position(( 'outward', 60)) # Adjust
205     position of the third y-axis
206     ax3.set_ylabel('CSF', color=color_csf)
207     ax3.plot(iter_data, csf_data, color=color_csf)
208     ax3.tick_params(axis='y', labelcolor=color_csf)
209
210     # Centering the CSF axis on zero
211     csf_max = np.max(np.abs(csf_data))*30
212     ax3.set_ylim(-csf_max, csf_max)
213
214     # Adding a legend
215     lines = [plt.Line2D([], [], color=color_cd, label='CD'),
216               plt.Line2D([], [], color=color_cl, label='CL'),
217               plt.Line2D([], [], color=color_csf, label='CSF')]
218     plt.legend(handles=lines, loc='upper left')
219
220     # Displaying the mean values in a box
221     mean_box_text = f'CD MÃ±dio: {cd_mean:.5f}\nCL MÃ±dio: {cl_mean
222     :.5f}\nCSF MÃ±dio: {csf_mean:.5f}'
223     plt.text(0.98, 0.95, mean_box_text, transform=ax1.transAxes,
224             verticalalignment='top', horizontalalignment='right',
225             bbox=dict(facecolor='white', edgecolor='black', boxstyle=
226             'round', pad=0.3))
227
228     # Adding a vertical line at the mean index
229     plt.axvline(x=iter_data[mean_index], color='grey', linestyle='-.')
230
231     plt.axvline(x=0, color='black', linestyle='--')
232
233     # Setting the title and subtitle with enlarged font size
234     plt.title('Evolução de CD, CL e CSF ao longo das iterações',
235               fontsize=15)
236     plt.suptitle(f'Caso {casename}', y=0.95, fontsize=30, fontweight=
237                 'bold')
238
239     # Show plot grid with vertical lines and bolden zero line
240     plt.grid(True, axis='both', which='major', linestyle='--',
241             linewidth=0.5)
242     ax1.axhline(0, color='k', linewidth=1.5)
243     ax2.axhline(0, color='k', linewidth=1.5)
244     ax3.axhline(0, color='k', linewidth=1.5)
245
246     # Adjusting layout
247     plt.tight_layout(rect=[0, 0, 1.1, 1])
248
249
250
251
252
253
254
255
256
257
258
259
260
261
262
263
264
265
266
267
268
269
270
271
272
273
274
275
276
277
278
279
280
281
282
283
284
285
286
287
288
289
290
291
292
293
294
295
296
297
298
299
300
301
302
303
304
305
306
307
308
309
310
311
312
313
314
315
316
317
318
319
320
321
322
323
324
325
326
327
328
329
330
331
332
333
334
335
336
337
338
339
340
341
342
343
344
345
346
347
348
349
350
351
352
353
354
355
356
357
358
359
360
361
362
363
364
365
366
367
368
369
370
371
372
373
374
375
376
377
378
379
380
381
382
383
384
385
386
387
388
389
390
391
392
393
394
395
396
397
398
399
400
401
402
403
404
405
406
407
408
409
410
411
412
413
414
415
416
417
418
419
420
421
422
423
424
425
426
427
428
429
430
431
432
433
434
435
436
437
438
439
440
441
442
443
444
445
446
447
448
449
450
451
452
453
454
455
456
457
458
459
460
461
462
463
464
465
466
467
468
469
470
471
472
473
474
475
476
477
478
479
480
481
482
483
484
485
486
487
488
489
490
491
492
493
494
495
496
497
498
499
500
501
502
503
504
505
506
507
508
509
510
511
512
513
514
515
516
517
518
519
520
521
522
523
524
525
526
527
528
529
530
531
532
533
534
535
536
537
538
539
540
541
542
543
544
545
546
547
548
549
550
551
552
553
554
555
556
557
558
559
560
561
562
563
564
565
566
567
568
569
570
571
572
573
574
575
576
577
578
579
580
581
582
583
584
585
586
587
588
589
589

```

```

242     # Set the figure size
243     fig.set_size_inches(12, 5)
244
245     # Save the plot as a PNG file with casename in the file name
246     filename = f"convergence_CL_CD_CSF_{casename}.png"
247     #history_plotter_fig_plain_path = r'C:\Users\mathe\Documents\Meus
248             Arquivos\UnB\Projeto de Pesquisa\Cluster Mirror\pg2\pg_files\
249             results\History Plotter Figs\Plain'
250     #simulating_folder_name = r'Simulating'
251     if sim_prog >= 100:
252         save_fig_param = os.path.join(history_plotter_fig_plain_path,
253                                         filename)
254         plt.savefig(save_fig_param, dpi=300)
255     else:
256         save_fig_param = os.path.join(history_plotter_fig_plain_path,
257                                         simulating_folder_name, filename)
258         plt.savefig(save_fig_param, dpi=300)
259
260
261
262     ##### Full Technical Plot #####
263
264
265
266     # Plotting CD and CL
267     fig, ax1 = plt.subplots()
268
269     # Plotting CD data
270     color_cd = 'tab:red'
271     ax1.set_xlabel('Iterações')
272     ax1.set_ylabel('CD', color=color_cd)
273     ax1.plot(iter_data, cd_data, color=color_cd)
274     ax1.tick_params(axis='y', labelcolor=color_cd)
275
276     # Centering the CD axis on zero
277     cd_max = np.max(np.abs(cd_data))
278     ax1.set_ylim(-cd_max, cd_max)
279
280     # Creating a second y-axis for CL data
281     ax2 = ax1.twinx()
282
283     # Plotting CL data
284     color_cl = 'tab:blue'
285     ax2.set_ylabel('CL', color=color_cl)
286     ax2.plot(iter_data, cl_data, color=color_cl)

```

```

287     ax2.tick_params(axis='y', labelcolor=color_cl)
288
289     # Centering the CL axis on zero
290     cl_max = np.max(np.abs(cl_data))
291     ax2.set_ylimits(-cl_max, cl_max)
292
293     # Creating a third y-axis for CSF data
294     ax3 = ax1.twinx()
295
296     # Plotting CSF data
297     color_csf = 'tab:green'
298     ax3.spines['right'].set_position(('outward', 60)) # Adjust
299     position of the third y-axis
300     ax3.set_ylabel('CSF', color=color_csf)
301     ax3.plot(iter_data, csf_data, color=color_csf)
302     ax3.tick_params(axis='y', labelcolor=color_csf)
303
304     # Centering the CSF axis on zero
305     csf_max = np.max(np.abs(csf_data))*30
306     ax3.set_ylimits(-csf_max, csf_max)
307
308     # Adding a legend
309     lines = [plt.Line2D([], [], color=color_cd, label='CD'),
310              plt.Line2D([], [], color=color_cl, label='CL'),
311              plt.Line2D([], [], color=color_csf, label='CSF')]
312     plt.legend(handles=lines, loc='upper left')
313
314     # Displaying the mean values in a box
315     mean_box_text = f'CD MÃ±dio: {cd_mean:.5f} \u2248 {cd_std_percent:.2f}\nCL MÃ±dio: {cl_mean:.5f} \u2248 {cl_std_percent:.2f}\nCSF MÃ±dio: {csf_mean:.5f} \u2248 {csf_std_percent:.2f}'
316
317     plt.text(0.98, 0.95, mean_box_text, transform=ax1.transAxes,
318             verticalalignment='top', horizontalalignment='right',
319             bbox=dict(facecolor='white', edgecolor='black', boxstyle='round', pad=0.3))
320
321     # Adding a vertical line at the mean index
322     plt.axvline(x=iter_data[mean_index], color='grey', linestyle='-.')
323
324     # Setting the title and subtitle with enlarged font size
325     if sim_prog >= 100:
326         plt.title(f'Evolução de CD, CL e CSF ao longo das
327                   iterações', fontsize=15)
328     else:
329         plt.title(f'Evolução de CD, CL e CSF ao longo de {sim_prog
330                   :.2f} das iterações planejadas', fontsize=15)

```

```

328     plt.suptitle(f'Caso {casename}', y=0.95, fontsize=30, fontweight=
329         'bold')
330
330     # Show plot grid with vertical lines and bolden zero line
331     plt.grid(True, axis='both', which='major', linestyle='--',
332             linewidth=0.5)
332     ax1.axhline(0, color='k', linewidth=1.5)
333     ax2.axhline(0, color='k', linewidth=1.5)
334     ax3.axhline(0, color='k', linewidth=1.5)
335
336     # Adjusting layout
337     plt.tight_layout(rect=[0, 0, 1.1, 1])
338
339     # Set the figure size
340     fig.set_size_inches(12, 5)
341
342     # Save the plot as a PNG file with casename in the file name
343     filename = f"convergence_full_CL_CD_CSF_{casename}.png"
344     if sim_prog >= 100:
345         save_fig_param = os.path.join(history_plotter_fig_full_path,
346                                       filename)
346         plt.savefig(save_fig_param, dpi=300)
347     else:
348         save_fig_param = os.path.join(history_plotter_fig_full_path,
349                                       simulating_folder_name, filename)
349         plt.savefig(save_fig_param, dpi=300)
350
351
352     # Displaying the plot
353     #plt.show()
354     plt.close()
355
356
357 ##### Update the csv results file #####
358 ##### Update the csv results file #####
359 ##### Update the csv results file #####
360
361 def update_csv_file(filename, h_input, cl_simulation,
362                     cd_simulation, q, s, g):
362     rows = []
363     with open(filename, 'r') as file:
364         reader = csv.reader(file)
365         rows = list(reader)
366
367     header = rows[0]
368
369     cl_simulation_index = header.index('*CL - Simulation*')
370     cd_simulation_index = header.index('*CD - Simulation*')
371     cl_zerihan_index = header.index('*CL - Zerihan*')

```

```

372     delta_cl_index = header.index('*Delta CL*')
373     cd_zerihan_index = header.index('*CD - Zerihan*')
374     delta_cd_index = header.index('*Delta CD*')
375     delta_fy_kgf_index = header.index('*Delta Fy (Kgf)*')
376     delta_fx_kgf_index = header.index('*Delta Fx (Kgf)*')
377     delta_fy_pct_index = header.index('*Delta Fy (%)*')
378     delta_fx_pct_index = header.index('*Delta Fx (%)*')

379
380     for row in rows[1:]:
381         h_value = float(row[0])
382         if h_value == float(h_input):
383             row[cl_simulation_index] = f'{cl_simulation:.5f}'
384             row[cd_simulation_index] = f'{cd_simulation:.5f}'
385             delta_cl = np.abs(cl_simulation) - np.abs(float(row[
386                 cl_zerihan_index]))
387             row[delta_cl_index] = f'{delta_cl:.5f}'
388             delta_cd = np.abs(cd_simulation) - np.abs(float(row[
389                 cd_zerihan_index)))
390             row[delta_cd_index] = f'{delta_cd:.5f}'
391             delta_fy_kgf = delta_cl * q * s / g
392             row[delta_fy_kgf_index] = f'{delta_fy_kgf:.5f}'
393             delta_fx_kgf = delta_cd * q * s / g
394             row[delta_fx_kgf_index] = f'{delta_fx_kgf:.5f}'
395             delta_fy_pct = (np.abs(delta_cl)) / (np.max([np.abs(
396                 cl_simulation), np.abs(float(row[cl_zerihan_index]))]))
397             row[delta_fy_pct_index] = f'{delta_fy_pct:.5f}'
398             delta_fx_pct = (np.abs(delta_cd)) / (np.max([np.abs(
399                 cd_simulation), np.abs(float(row[cd_zerihan_index]))]))
400             row[delta_fx_pct_index] = f'{delta_fx_pct:.5f}'

401
402     with open(filename, 'w', newline='') as file:
403         writer = csv.writer(file)
404         writer.writerows(rows)

405
406     # Updating the results .csv file:
407     results_filename = 'all_results.csv'
408     results_file = os.path.join(results_file_path, results_filename)
409     cl_mean = cl_simulation
410     cd_mean = cd_simulation
411     u_sim = 30 # m/s
412     rho = 1.2886 # kg/m^3
413     q = ((u_sim ** 2) * rho) / 2 # (u^2 * rho) / 2
414     s = 0.405 # m^2
415     g = 9.80665 # m/s^2

416
417     update_csv_file(results_file, case_h, cl_mean,
418                     cd_mean, q, s, g)

```

```

414
415
416
417
418     else:
419         if os.path.exists(mesh_file):
420             print(f"No history file found in folder {folder_name}.")
421             print("")
422             print('This probably means the simulation hasn\'t started yet
423                 , check the queue')
424             print("")
425             print("#####
426             ")
427         else:
428             print(f"History file not found.")
429             print("")
430             print('This probably means the mesh file hasn\'t been
431                 uploaded and the simulation hasn\'t started yet')
432             print("")
433             print("#####
434         if machine == 1:
435             end = input('Aperte enter pra sair')
436         else:
437             end = 'end program'

```

K.2 Gerador de Gráficos Comparativos com os Dados de Zerihan

Listagem K.2: results_plotter.py

```

1 # Projeto de Graduação 2
2 # Matheus Ribeiro Vidal
3 # 17/06/2023
4
5 import numpy as np
6 import matplotlib.pyplot as plt
7
8 # Load data from the 'all_results.csv' file
9 data_results = np.loadtxt('all_results.csv', comments='*', delimiter=',')
10
11 # Extract the necessary data columns
12 h = data_results[:, 0]

```

```

13 h_c = h[:] / 380
14 cl_zerihan = data_results[:, 2]
15 cd_zerihan = data_results[:, 3]
16 cl_simulation = data_results[:, 4] * -1
17 delta_cl = data_results[:, 5]
18 delta_fy_kgf = data_results[:, 6]
19 delta_fy_percent = data_results[:, 7] * 100
20 cd_simulation = data_results[:, 8]
21 delta_cd = data_results[:, 9]
22 delta_fx_kgf = data_results[:, 10]
23 delta_fx_percent = data_results[:, 11] * 100
24
25 # Filter out zero values of cl_simulation
26 nonzero_cl_indices = np.nonzero(cl_simulation)
27 h_c_nonzero = h_c[nonzero_cl_indices]
28 h_nonzero = h[nonzero_cl_indices]
29 cl_simulation_nonzero = cl_simulation[nonzero_cl_indices]
30
31 # Choosing figure sizes and figure folder path
32 fig_wid = 10
33 fig_hei = 12
34 folder_path = 'All Results Figs/'
35
36
37 #
#####
# Plotting the Coefficient Values
#####
39 #
#####

40
41
42 # Plot and compare the coefficient of lift (CL) data
43 print('CL')
44 for physics_cutoff_point in [10]:
45     plt.figure(figsize=(fig_wid, fig_hei))
46     plt.plot(h_c, cl_zerihan, 'bs', label='Experimental', markersize=3)
47     plt.plot(h_c, cl_zerihan, color='blue', linestyle='--', linewidth=0.7)
48     plt.plot(h_c_nonzero, cl_simulation_nonzero, 'ro', label='Simulation', markersize=3)
49     plt.plot(h_c_nonzero, cl_simulation_nonzero, color='red', linestyle='--', linewidth=0.7)
50     # Perform linear regression for up to the physics cutoff point of
      experimental CL
51     coefficients_exp_cl_1 = np.polyfit(h_c[:physics_cutoff_point],
      cl_zerihan[:physics_cutoff_point], 1)

```

```

52     trendline_exp_cl_1 = np.polyval(coefficients_exp_cl_1, h_c[:physics_cutoff_point])
53     # Perform linear regression for up to the pyhsics cutoff point of experimental CL
54     coefficients_exp_cl_2 = np.polyfit(h_c[physics_cutoff_point:], cl_zerihan[physics_cutoff_point:], 1)
55     trendline_exp_cl_2 = np.polyval(coefficients_exp_cl_2, h_c[physics_cutoff_point:])
56     # Plot the two separate trendlines for experimental CL data
57     plt.plot(h_c[:physics_cutoff_point], trendline_exp_cl_1, '-.', linewidth=0.8, label='Trend (Experimental - Parte 1)', color='lightblue')
58     plt.plot(h_c[physics_cutoff_point:], trendline_exp_cl_2, '-.', linewidth=0.8, label='Trend (Experimental - Parte 2)', color='lightblue')
59     # Perform linear regression for up to the pyhsics cutoff point of simulation CL
60     coefficients_sim_cl_1 = np.polyfit(h_c_nonzero[:physics_cutoff_point], cl_simulation_nonzero[:physics_cutoff_point], 1)
61     trendline_sim_cl_1 = np.polyval(coefficients_sim_cl_1, h_c_nonzero[:physics_cutoff_point])
62     # Perform linear regression for up to the pyhsics cutoff point of simulation CL
63     coefficients_sim_cl_2 = np.polyfit(h_c_nonzero[physics_cutoff_point:], cl_simulation_nonzero[physics_cutoff_point:], 1)
64     trendline_sim_cl_2 = np.polyval(coefficients_sim_cl_2, h_c_nonzero[physics_cutoff_point:])
65     # Plot the two separate trendlines for simulation CL data
66     plt.plot(h_c_nonzero[:physics_cutoff_point], trendline_sim_cl_1, '-.', linewidth=0.8, label='Trend (SimulaÃ§Ã£o - Parte 1)', color='lightcoral')
67     plt.plot(h_c_nonzero[physics_cutoff_point:], trendline_sim_cl_2, '-.', linewidth=0.8, label='Trend (SimulaÃ§Ã£o - Parte 2)', color='lightcoral')
68     # Calculate the midpoint x-coordinate
69     midpoint_x = (h_c[physics_cutoff_point - 1] + h_c[physics_cutoff_point]) / 2.0
70     # Plot the vertical line at the midpoint
71     plt.axvline(x=midpoint_x, color='gray', linestyle='--', linewidth=0.9, label='Desaparecimento da Bolha de RecirculaÃ§Ã£o')
72     plt.xlabel('h/c')
73     plt.ylabel('CL')
74     plt.xlim(0, 0.6)
75     plt.xticks(np.arange(0, 0.65, 0.05))
76     plt.ylim(1.6, 3.1)
77     plt.yticks(np.arange(1.6, 3.15, 0.05))
78     plt.title('Comparativo dos Resultados das SimulaÃ§Ãµes com os Experimentos de Zerihan (2001)')
79     plt.suptitle('Coeficiente de Sustentabilidade', y=0.95, fontsize=30,

```

```

        fontweight='bold')
80 plt.legend()
81 plt.grid(True, linestyle=':')
82 plt.savefig(folder_path + 'coefficient_of_lift.png')
83 print(f'Coeficiente linear dos dados experimentais para CL, na parte
     1: {coefficients_exp_cl_1[0]}')
84 print(f'Coeficiente linear dos dados de siumalÃ¢o para CL, na parte
     1: {coefficients_sim_cl_1[0]}')
85 print(f'Grau de Paralelismo, Parte 1: {1 - np.abs(
     coefficients_sim_cl_1[0]-coefficients_exp_cl_1[0])/np.abs(
     coefficients_exp_cl_1[0])}')
86 print(f'RazÃ¢o da diferenÃ¢a entre os coeficientes e o coeficiente
     dos dados experimentais, Parte 1: {np.abs(coefficients_sim_cl_1
     [0]-coefficients_exp_cl_1[0])/np.abs(coefficients_exp_cl_1[0])}')
87 print(f'Coeficiente linear dos dados experimentais para CL, na parte
     2: {coefficients_exp_cl_2[0]}')
88 print(f'Coeficiente linear dos dados de siumlaÃ¢o para CL, na parte
     2: {coefficients_sim_cl_2[0]}')
89 print(f'Grau de Paralelismo, Parte 2: {1 - np.abs(
     coefficients_sim_cl_2[0]-coefficients_exp_cl_2[0])/np.abs(
     coefficients_exp_cl_2[0])}')
90 print(f'RazÃ¢o da diferenÃ¢a entre os coeficientes e o coeficiente
     dos dados experimentais, Parte 2: {np.abs(coefficients_sim_cl_2
     [0]-coefficients_exp_cl_2[0])/np.abs(coefficients_exp_cl_2[0])}')
91
92 # print(f'Grau de Paralelismo, Parte 2, {physics_cutoff_point}: {1 -
     np.abs(coefficients_sim_cl_2[0]-coefficients_exp_cl_2[0])/np.abs(
     coefficients_exp_cl_2[0])}')
93
94 # plt.show()
95
96
97 # Filter out zero values of cd_simulation
98 nonzero_cd_indices = np.nonzero(cd_simulation)
99 h_c_nonzero = h_c[nonzero_cd_indices]
100 cd_simulation_nonzero = cd_simulation[nonzero_cd_indices]
101
102 # Plot and compare the coefficient of drag (CD) data
103 print('CD')
104 for physics_cutoff_point in [10]:
105     plt.figure(figsize=(fig_wid, fig_hei))
106     plt.plot(h_c, cd_zerihan, 'bs', label='Experimental', markersize=3)
107     plt.plot(h_c, cd_zerihan, color='blue', linestyle='--', linewidth
108             =0.7)
109     plt.plot(h_c_nonzero, cd_simulation_nonzero, 'ro', label='SimulaÃ¢o
110             ', markersize=3)
111     plt.plot(h_c_nonzero, cd_simulation_nonzero, color='red', linestyle='
112             --', linewidth=0.7)
113
114     # Perform linear regression for up to the pyhsics cutoff point of

```

```

    experimental CD
111 coefficients_exp_cd_1 = np.polyfit(h_c[:physics_cutoff_point],
112     cd_zerihan[:physics_cutoff_point], 1)
113 trendline_exp_cd_1 = np.polyval(coefficients_exp_cd_1, h_c[:-
114     physics_cutoff_point])
# Perform linear regression for after the pyhsics cutoff point of
115     experimental CD
116 coefficients_exp_cd_2 = np.polyfit(h_c[physics_cutoff_point:], -
117     cd_zerihan[physics_cutoff_point:], 1)
118 trendline_exp_cd_2 = np.polyval(coefficients_exp_cd_2, h_c[-
119     physics_cutoff_point:])
# Plot the two separate trendlines for experimental CD data
120 plt.plot(h_c[:physics_cutoff_point], trendline_exp_cd_1, '-.',
121     linewidth=0.8, label='Trend (Experimental - Parte 1)', color='
122     lightblue')
123 plt.plot(h_c[physics_cutoff_point:], trendline_exp_cd_2, '-.',
124     linewidth=0.8, label='Trend (Experimental - Parte 2)', color='
125     lightblue')
# Perform linear regression for up to the pyhsics cutoff point of
126     simulation CD
127 coefficients_sim_cd_1 = np.polyfit(h_c_nonzero[:physics_cutoff_point
128     ], cd_simulation_nonzero[:physics_cutoff_point], 1)
129 trendline_sim_cd_1 = np.polyval(coefficients_sim_cd_1, h_c_nonzero[:-
130     physics_cutoff_point])
# Perform linear regression for after the pyhsics cutoff point of
131     simulation CD
132 coefficients_sim_cd_2 = np.polyfit(h_c_nonzero[physics_cutoff_point
133     :], cd_simulation_nonzero[physics_cutoff_point:], 1)
134 trendline_sim_cd_2 = np.polyval(coefficients_sim_cd_2, h_c_nonzero[-
135     physics_cutoff_point:])
# Plot the two separate trendlines for simulation CD data
136 plt.plot(h_c_nonzero[:physics_cutoff_point], trendline_sim_cd_1, '-.
137     ', linewidth=0.8, label='Trend (SimulaÃ§Ã£o - Parte 1)', color='
138     lightcoral')
plt.plot(h_c_nonzero[physics_cutoff_point:], trendline_sim_cd_2, '-.
139     ', linewidth=0.8, label='Trend (SimulaÃ§Ã£o - Parte 2)', color='
140     lightcoral')
midpoint_x = (h_c[physics_cutoff_point - 1] + h_c[-
141     physics_cutoff_point]) / 2.0
# Plot the vertical line at the midpoint
142 plt.axvline(x=midpoint_x, color='gray', linestyle='--', linewidth
143     =0.9, label='Desaparecimento da Bolha de RecirculaÃ§Ã£o')
144 plt.xlabel('h/c')
145 plt.ylabel('CD')
146 plt.xlim(0, 0.6)
147 plt.xticks(np.arange(0, 0.65, 0.05))
148 plt.ylim(0.17, 0.32)
149 plt.yticks(np.arange(0.17, 0.33, 0.01))
150 plt.title('Comparativo dos Resultados das SimulaÃ§Ãµes com os
```

```

    Experimentos de Zerihan (2001)')
138 plt.suptitle('Coeficiente de Arrasto', y=0.95, fontsize=30,
139     fontweight='bold')
140 plt.legend()
141 plt.grid(True, linestyle=':')
142 plt.savefig(folder_path + 'coefficient_of_drag.png')
143 print(f'Coeficiente linear dos dados experimentais para CD, na parte
1: {coefficients_exp_cd_1[0]}')
144 print(f'Coeficiente linear dos dados de simulaÃ§Ã£o para CD, na parte
1: {coefficients_sim_cd_1[0]}')
145 print(f'Grau de Paralelismo, Parte 1: {1 - np.abs(
146     coefficients_sim_cd_1[0]-coefficients_exp_cd_1[0])/np.abs(
147         coefficients_exp_cd_1[0])}')
148 print(f'RazÃ£o da diferenÃ§a entre os coeficientes e o coeficiente
dos dados experimentais, Parte 1: {np.abs(coefficients_sim_cd_1
149 [0]-coefficients_exp_cd_1[0])/np.abs(coefficients_exp_cd_1[0])}')
150 print(f'Coeficiente linear dos dados experimentais para CD, na parte
2: {coefficients_exp_cd_2[0]}')
151 print(f'Coeficiente linear dos dados de simulaÃ§Ã£o para CD, na parte
2: {coefficients_sim_cd_2[0]}')
152 print(f'Grau de Paralelismo, Parte 2: {1 - np.abs(
153     coefficients_sim_cd_2[0]-coefficients_exp_cd_2[0])/np.abs(
154         coefficients_exp_cd_2[0])}')
155 print(f'RazÃ£o da diferenÃ§a entre os coeficientes e o coeficiente
dos dados experimentais, Parte 2: {np.abs(coefficients_sim_cd_2
156 [0]-coefficients_exp_cd_2[0])/np.abs(coefficients_exp_cd_2[0])}')

157 #####
158 #####
159 ##### F in X Axis
160 #####
161 # Create a Boolean mask to filter out rows with delta_fx_percent equal to
162 # 100
163 mask = delta_fx_percent != 100
164 # Filter the data based on the mask
165 filtered_h_c = h_c[mask]

```

```

166 filtered_delta_fx_kgf = delta_fx_kgf[mask]
167 filtered_delta_fx_percent = delta_fx_percent[mask]
168 filtered_h = h[mask]
169
170 # Calculate the maximum absolute value of delta_fx_kgf
171 max_abs_fx_kgf = max(abs(filtered_delta_fx_kgf))
172
173 # Create a figure with two y-axes
174 fig, ax1 = plt.subplots(figsize=(fig_wid, fig_hei))
175 ax2 = ax1.twinx()
176
177 # Plot filtered_delta_fx_kgf on the first y-axis
178 line1 = ax1.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fx_kgf, 'gv', label='\
    \u0394Fx (kgf)', markersize=3)
179 line2 = ax1.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fx_kgf, color='green',
    linestyle='--', linewidth=0.7)
180 ax1.set_xlabel('h/c')
181 ax1.set_ylabel('\u0394Fx (kgf)')
182 ax1.set_ylim(-max_abs_fx_kgf*1.1, max_abs_fx_kgf*1.1) # Set the y-axis
    limits centered around 0
183 ax1.set_xlim(0, 0.6)
184 ax1.set_xticks(np.arange(0, 0.65, 0.05))
185 ax1.grid(True, linestyle=':', linewidth=1, axis='x')
186
187 # Plot filtered_delta_fx_percent on the second y-axis
188 line3 = ax2.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fx_percent, 'md', label='\
    \u0394Fx (%)', markersize=3)
189 line4 = ax2.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fx_percent, color='magenta',
    linestyle='--', linewidth=0.7)
190 ax2.set_ylabel('\u0394Fx (%)')
191 ax2.set_ylim(0, 100) # Set the y-axis limits from 0 to 100
192 ax2.set_yticks(np.arange(0, 101, 5))
193 ax2.grid(True, linestyle=':', linewidth=1)
194
195 # Get the minimum and maximum values for the y-axis data
196 min_val = np.min(np.abs(filtered_delta_fx_kgf))
197 max_val = np.max(np.abs(filtered_delta_fx_kgf))
198 min_val_percent = np.min(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
199 max_val_percent = np.max(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
200
201 min_index_fx = np.argmin(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
202 max_index_fx = np.argmax(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
203
204 min_h_fx = filtered_h[min_index_fx]
205 max_h_fx = filtered_h[max_index_fx]
206
207 # Create a text box with the minimum and maximum values
208 text_box = f'Min: {min_val:.3f} kgf ou {min_val_percent:.2f}% em h = {\
    min_h_fx:.0f} mm\nMax: {max_val:.3f} kgf ou {max_val_percent:.2f}% em

```

```

    h = {max_h_fx:.0f} mm'
209 props = dict(boxstyle='round', facecolor='white', alpha=0.5)
210 ax1.text(0.985, 0.89, text_box, transform=ax1.transAxes, fontsize=10,
211           verticalalignment='bottom', horizontalalignment='right', bbox=props)
212
213 # Combine the handles and labels from both axes
214 lines = line1 + line3
215 labels = [l.get_label() for l in lines]
216
217 # Set titles and legend
218 plt.suptitle('Comparativo dos Valores de \u0394Fx', y=0.95, fontsize=30,
219               fontweight='bold')
220 plt.title('Diferen\u00e7a em For\u00e1ga Exercida no Eixo X Entre Simula\u00e7\u00f5es e
221 os Experimentos de Zerihan (2001)')
222 plt.legend(lines, labels, loc='upper right')
223
224
225
226 ##### F in Y Axis
227 #####
228 # Create a Boolean mask to filter out rows with delta_fy_percent equal to
229 # 100
230 mask = delta_fy_percent != 100
231
232 # Filter the data based on the mask
233 filtered_h_c = h_c[mask]
234 filtered_delta_fy_kgf = delta_fy_kgf[mask]
235 filtered_delta_fy_percent = delta_fy_percent[mask]
236 filtered_h = h[mask]
237
238 # Calculate the maximum absolute value of delta_fy_kgf
239 max_abs_fy_kgf = max(abs(filtered_delta_fy_kgf))
240
241 # Create a figure with two y-axes
242 fig, ax1 = plt.subplots(figsize=(fig_wid, fig_hei))
243 ax2 = ax1.twinx()
244
245 # Plot filtered_delta_fy_kgf on the first y-axis
246 line1 = ax1.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fy_kgf, 'gv', label='\u0394Fy (kgf)', markersize=3)
247 line2 = ax1.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fy_kgf, color='green',
248                   linestyle='--', linewidth=0.7)
249 ax1.set_xlabel('h/c')
250 ax1.set_ylabel('\u0394Fy (kgf)')
251 ax1.set_ylim(-max_abs_fy_kgf*1.1, max_abs_fy_kgf*1.1) # Set the y-axis

```

```

    limits centered around 0
250 ax1.set_xlim(0, 0.6)
251 ax1.set_xticks(np.arange(0, 0.65, 0.05))
252 ax1.grid(True, linestyle=':', linewidth=1, axis='x')
253
254 # Plot filtered_delta_fy_percent on the second y-axis
255 line3 = ax2.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fy_percent, 'md', label='\u0394Fy (%)', markersize=3)
256 line4 = ax2.plot(filtered_h_c, filtered_delta_fy_percent, color='magenta',
257                   linestyle='--', linewidth=0.7)
258 ax2.set_ylabel('\u0394Fy (%)')
259 ax2.set_ylim(0, 100) # Set the y-axis limits from 0 to 100
260 ax2.set_yticks(np.arange(0, 101, 5))
261 ax2.grid(True, linestyle=':', linewidth=1)
262
263 # Get the minimum and maximum values for the y-axis data
264 min_val = np.min(np.abs(filtered_delta_fy_kgf))
265 max_val = np.max(np.abs(filtered_delta_fy_kgf))
266 min_val_percent = np.min(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
267 max_val_percent = np.max(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
268
269 min_index_fy = np.argmin(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
270 max_index_fy = np.argmax(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
271
272 min_h_fy = filtered_h[min_index_fy]
273 max_h_fy = filtered_h[max_index_fy]
274
275 # Create a text box with the minimum and maximum values
276 text_box = f'Min: {min_val:.3f} kgf ou {min_val_percent:.2f}% em h = {min_h_fy:.0f} mm\nMax: {max_val:.3f} kgf ou {max_val_percent:.2f}% em h = {max_h_fy:.0f} mm'
277 props = dict(boxstyle='round', facecolor='white', alpha=0.5)
278 ax1.text(0.985, 0.89, text_box, transform=ax1.transAxes, fontsize=10,
279           verticalalignment='bottom', horizontalalignment='right', bbox=props)
280
281 # Combine the handles and labels from both axes
282 lines = line1 + line3
283 labels = [l.get_label() for l in lines]
284
285 # Set titles and legend
286 plt.suptitle('Comparativo dos Valores de \u0394Fy', y=0.95, fontsize=30,
287               fontweight='bold')
288 plt.title('Diferen\u00e7a entre For\u00e1ga Exercida no Eixo Y Entre Simula\u00e7\u00f5es e os Experimentos de Zerihan (2001)')
289 plt.legend(lines, labels, loc='upper right')
290
291 # Save the figure
292 plt.savefig(folder_path + 'delta_fy.png')

```

```

291 # plt.show()
292
293 #
#####
294 ##### Plotting all Values over h
#####
295 #
#####
296
297
298 # Plot and compare the coefficient of lift (CL) data with 'h' as the x-
   axis
299 plt.figure(figsize=(fig_wid, fig_hei))
300 plt.plot(h, cl_zerihan, 'bs', label='Experimental', markersize=3)
301 plt.plot(h, cl_zerihan, color='blue', linestyle='--', linewidth=0.7)
302 plt.plot(h_nonzero, cl_simulation_nonzero, 'ro', label='Simulação',
           markersize=3)
303 plt.plot(h_nonzero, cl_simulation_nonzero, color='red', linestyle='--',
           linewidth=0.7)
304 plt.xlabel('h')
305 plt.ylabel('CL')
306 plt.xlim(0, 230)
307 plt.xticks(np.arange(0, 240, 10))
308 plt.ylim(1.6, 3.1)
309 plt.yticks(np.arange(1.6, 3.15, 0.05))
310 plt.title('Comparativo dos Resultados das Simulações com os
   Experimentos de Zerihan (2001)')
311 plt.suptitle('Coeficiente de Sustentação', y=0.95, fontsize=30,
   fontweight='bold')
312 plt.legend()
313 plt.grid(True, linestyle=':')
314 plt.savefig(folder_path + 'coefficient_of_lift_h.png')
315
316 # Plot and compare the coefficient of drag (CD) data with 'h' as the x-
   axis
317 plt.figure(figsize=(fig_wid, fig_hei))
318 plt.plot(h, cd_zerihan, 'bs', label='Experimental', markersize=3)
319 plt.plot(h, cd_zerihan, color='blue', linestyle='--', linewidth=0.7)
320 plt.plot(h_nonzero, cd_simulation_nonzero, 'ro', label='Simulação',
           markersize=3)
321 plt.plot(h_nonzero, cd_simulation_nonzero, color='red', linestyle='--',
           linewidth=0.7)
322 plt.xlabel('h')
323 plt.ylabel('CD')
324 plt.xlim(0, 230)
325 plt.xticks(np.arange(0, 240, 10))
326 plt.ylim(0.17, 0.32)

```

```

327 plt.yticks(np.arange(0.17,0.33,0.01))
328 plt.title('Comparativo dos Resultados das Simulações com os
   Experimentos de Zerihan (2001)')
329 plt.suptitle('Coeficiente de Arrasto', y=0.95, fontsize=30, fontweight='bold')
330 plt.legend()
331 plt.grid(True, linestyle=':')
332 plt.savefig(folder_path + 'coefficient_of_drag_h.png')
333
334 ##### F in X Axis
##########
335
336 # Create a Boolean mask to filter out rows with delta_fx_percent equal to
   100
337 mask = delta_fx_percent != 100
338
339 # Filter the data based on the mask
340 filtered_h_c = h_c[mask]
341 filtered_delta_fx_kgf = delta_fx_kgf[mask]
342 filtered_delta_fx_percent = delta_fx_percent[mask]
343 filtered_h = h[mask]
344
345 # Calculate the maximum absolute value of delta_fx_kgf
346 max_abs_fx_kgf = max(abs(filtered_delta_fx_kgf))
347
348 # Create a figure with two y-axes
349 fig, ax1 = plt.subplots(figsize=(fig_wid, fig_hei))
350 ax2 = ax1.twinx()
351
352 # Plot filtered_delta_fx_kgf on the first y-axis
353 line1 = ax1.plot(filtered_h, filtered_delta_fx_kgf, 'gv', label='\u0394Fx
   (kgf)', markersize=3)
354 line2 = ax1.plot(filtered_h, filtered_delta_fx_kgf, color='green',
   linestyle='--', linewidth=0.7)
355 ax1.set_xlabel('h')
356 ax1.set_ylabel('\u0394Fx (kgf)')
357 ax1.set_ylim(-max_abs_fx_kgf*1.1, max_abs_fx_kgf*1.1) # Set the y-axis
   limits centered around 0
358 ax1.set_xlim(0, 230)
359 ax1.set_xticks(np.arange(0, 240, 10))
360 ax1.grid(True, linestyle=':', linewidth=1, axis='x')
361
362 # Plot filtered_delta_fx_percent on the second y-axis
363 line3 = ax2.plot(filtered_h, filtered_delta_fx_percent, 'md', label='\u0394Fx
   (%)', markersize=3)
364 line4 = ax2.plot(filtered_h, filtered_delta_fx_percent, color='magenta',
   linestyle='--', linewidth=0.7)
365 ax2.set_ylabel('\u0394Fx (%)')
366 ax2.set_ylim(0, 100) # Set the y-axis limits from 0 to 100

```

```

367 ax2.set_yticks(np.arange(0, 101, 5))
368 ax2.grid(True, linestyle=':', linewidth=1)
369
370 # Get the minimum and maximum values for the y-axis data
371 min_val = np.min(np.abs(filtered_delta_fx_kgf))
372 max_val = np.max(np.abs(filtered_delta_fx_kgf))
373 min_val_percent = np.min(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
374 max_val_percent = np.max(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
375
376 min_index_fx = np.argmin(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
377 max_index_fx = np.argmax(np.abs(filtered_delta_fx_percent))
378
379 min_h_fx = filtered_h[min_index_fx]
380 max_h_fx = filtered_h[max_index_fx]
381
382 # Create a text box with the minimum and maximum values
383 text_box = f'Min: {min_val:.3f} kgf ou {min_val_percent:.2f}% em h = {min_h_fx:.0f} mm\nMax: {max_val:.3f} kgf ou {max_val_percent:.2f}% em h = {max_h_fx:.0f} mm'
384 props = dict(boxstyle='round', facecolor='white', alpha=0.5)
385 ax1.text(0.985, 0.89, text_box, transform=ax1.transAxes, fontsize=10,
           verticalalignment='bottom', horizontalalignment='right', bbox=props)
386
387 # Combine the handles and labels from both axes
388 lines = line1 + line3
389 labels = [l.get_label() for l in lines]
390
391 # Set titles and legend
392 plt.suptitle('Comparativo dos Valores de \u0394Fx', y=0.95, fontsize=30,
               fontweight='bold')
393 plt.title('Diferen\u00e7a em For\u00e1ga Exercida no Eixo X Entre Simula\u00e7\u00e3es e os Experimentos de Zerihan (2001)')
394 plt.legend(lines, labels, loc='upper right')
395
396 # Save the figure
397 plt.savefig(folder_path + 'delta_fx_h.png')
398 # plt.show()
399
400
401 ##### F in Y Axis
402 #####
403 # Create a Boolean mask to filter out rows with delta_fy_percent equal to 100
404 mask = delta_fy_percent != 100
405
406 # Filter the data based on the mask
407 filtered_h_c = h_c[mask]
408 filtered_delta_fy_kgf = delta_fy_kgf[mask]

```

```

409 filtered_delta_fy_percent = delta_fy_percent[mask]
410 filtered_h = h[mask]
411
412 # Calculate the maximum absolute value of delta_fy_kgf
413 max_abs_fy_kgf = max(abs(filtered_delta_fy_kgf))
414
415 # Create a figure with two y-axes
416 fig, ax1 = plt.subplots(figsize=(fig_wid, fig_hei))
417 ax2 = ax1.twinx()
418
419 # Plot filtered_delta_fy_kgf on the first y-axis
420 line1 = ax1.plot(filtered_h, filtered_delta_fy_kgf, 'gv', label='Fy (kgf)', markersize=3)
421 line2 = ax1.plot(filtered_h, filtered_delta_fy_kgf, color='green', linestyle='--', linewidth=0.7)
422 ax1.set_xlabel('h')
423 ax1.set_ylabel('Fy (kgf)')
424 ax1.set_ylim(-max_abs_fy_kgf*1.1, max_abs_fy_kgf*1.1) # Set the y-axis limits centered around 0
425 ax1.set_xlim(0, 230)
426 ax1.set_xticks(np.arange(0, 240, 10))
427 ax1.grid(True, linestyle=':', linewidth=1, axis='x')
428
429 # Plot filtered_delta_fy_percent on the second y-axis
430 line3 = ax2.plot(filtered_h, filtered_delta_fy_percent, 'md', label='Fy (%)', markersize=3)
431 line4 = ax2.plot(filtered_h, filtered_delta_fy_percent, color='magenta', linestyle='--', linewidth=0.7)
432 ax2.set_ylabel('Fy (%)')
433 ax2.set_ylim(0, 100) # Set the y-axis limits from 0 to 100
434 ax2.set_yticks(np.arange(0, 101, 5))
435 ax2.grid(True, linestyle=':', linewidth=1)
436
437
438 # Get the minimum and maximum values for the y-axis data
439 min_val = np.min(np.abs(filtered_delta_fy_kgf))
440 max_val = np.max(np.abs(filtered_delta_fy_kgf))
441 min_val_percent = np.min(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
442 max_val_percent = np.max(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
443
444 min_index_fy = np.argmin(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
445 max_index_fy = np.argmax(np.abs(filtered_delta_fy_percent))
446
447 min_h_fy = filtered_h[min_index_fy]
448 max_h_fy = filtered_h[max_index_fy]
449
450 # Create a text box with the minimum and maximum values
451 text_box = f'Min: {min_val:.3f} kgf ou {min_val_percent:.2f}% em h = {min_h_fy:.0f} mm\nMax: {max_val:.3f} kgf ou {max_val_percent:.2f}% em

```

```

    h = {max_h_fy:.0f} mm'
452 props = dict(boxstyle='round', facecolor='white', alpha=0.5)
453 ax1.text(0.985, 0.89, text_box, transform=ax1.transAxes, fontsize=10,
        verticalalignment='bottom', horizontalalignment='right', bbox=props)
454
455 # Combine the handles and labels from both axes
456 lines = line1 + line3
457 labels = [l.get_label() for l in lines]
458
459 # Set titles and legend
460 plt.suptitle('Comparativo dos Valores de \u0394Fy', y=0.95, fontsize=30,
        fontweight='bold')
461 plt.title('Diferen\u00e7a em For\u00e1ga Exercida no Eixo Y Entre Simula\u00e7\u00f5es e
        os Experimentos de Zerihan (2001)')
462 plt.legend(lines, labels, loc='upper right')
463
464 # Save the figure
465 plt.savefig(folder_path + 'delta_fy_h.png')
466 # plt.show()
467
468 #
#####
469 ##### Plotting CL/CD over h/c
#####
470 #
#####
471 print('CL/CD')
472
473 # Calculate the CL/CD ratio for both simulation and experimental data
474 cl_cd_ratio_exp = cl_zerihan / cd_zerihan
475 cl_cd_ratio_sim = cl_simulation_nonzero / cd_simulation_nonzero
476
477 # Plot and compare the CL/CD ratio data
478 plt.figure(figsize=(fig_wid, fig_hei))
479 plt.plot(h_c, cl_cd_ratio_exp, 'bs', label='Experimental', markersize=3)
480 plt.plot(h_c, cl_cd_ratio_exp, color='blue', linestyle='--', linewidth
        =0.7)
481 plt.plot(h_c_nonzero, cl_cd_ratio_sim, 'ro', label='Simula\u00e7\u00f5o',
        markersize=3)
482 plt.plot(h_c_nonzero, cl_cd_ratio_sim, color='red', linestyle='--',
        linewidth=0.7)
483 # Calculate the midpoint x-coordinate
484 midpoint_x = (h_c[physics_cutoff_point - 1] + h_c[physics_cutoff_point])
        / 2.0
485 # Plot the vertical line at the midpoint
486 plt.axvline(x=midpoint_x, color='gray', linestyle='--', linewidth=0.9,
        label='Desaparecimento da Bolha de Recircula\u00e7\u00f5o')

```

```

487 plt.xlabel('h/c')
488 plt.ylabel('CL/CD')
489 plt.xlim(0, 0.6)
490 plt.xticks(np.arange(0, 0.65, 0.05))
491 plt.ylim(5, 12)
492 plt.yticks(np.arange(5, 13, 1))
493 plt.title('Comparativo da Razão CL/CD entre Simulações e os
        Experimentos de Zerihan (2001)')
494 plt.suptitle('Razão CL/CD', y=0.95, fontsize=30, fontweight='bold')
495 plt.legend()
496 plt.grid(True, linestyle=':')
497 plt.savefig(folder_path + 'cl_cd_ratio.png')
498
499 # Print CL/CD datapoints for experimental data
500 print('Experimental CL/CD datapoints:')
501 for i in range(len(h)):
502     print(f'{h[i]}, {cl_cd_ratio_exp[i]}')
503
504 # Print CL/CD datapoints for simulation data
505 print('\nSimulation CL/CD datapoints:')
506 for i in range(len(h_nonzero)):
507     print(f'{h_nonzero[i]}, {cl_cd_ratio_sim[i]}')
508
509
510 print(' ')
511 print(f'Done plotting the results, check {folder_path}')

```

APÊNDICE L

Código dos Arquivos de Configuração do SU2

L.1 Caso modelo *hx*

Listagem L.1: hx.cfg

```
1 %%%%%%
2 %
3 % SU2 configuration file %
4 % Case description: Tyrrell 026 Front Wing in Wind Tunnel -
5 % hxmm_____ %
6 % Author: Matheus Ribeiro %
7 % Institution: Universidade de Brasilia %
8 % Date: 13/06/2023 %
9 %
10 %%%%%%
11 %
12 % ----- DIRECT, ADJOINT, AND LINEARIZED PROBLEM DEFINITION %
13 %
14 % Solver type (EULER, NAVIER_STOKES, RANS,
```

```

15 %           INC_EULER, INC_NAVIER_STOKES, INC_RANS,
16 %           NEMO_EULER, NEMO_NAVIER_STOKES,
17 %           FEM_EULER, FEM_NAVIER_STOKES, FEM_RANS, FEM_LES,
18 %           HEAT_EQUATION_FVM, ELASTICITY)
19 SOLVER= INC_RANS
20 %
21 % Specify turbulence model (NONE, SA, SA_NEG, SST, SA_E, SA_COMP,
22 % SA_E_COMP, SST_SUST)
22 KIND_TURB_MODEL= SST
23 %
24 % Mathematical problem (DIRECT, CONTINUOUS_ADJOINT, DISCRETE_ADJOINT)
25 % Defaults to DISCRETE_ADJOINT for the SU2_*_AD codes , and to DIRECT
26 % otherwise .
26 MATH_PROBLEM= DIRECT
27 %
28 % System of measurements (SI , US)
29 % International system of units (SI): ( meters , kilograms , Kelvins ,
30 %                                     Newtons = kg m/s2 , Pascals = N/m
31 %                                     ^2 ,
32 %                                     Density = kg/m3 , Speed = m/s ,
33 %                                     EQUIV. Area = m2 )
33 SYSTEM_MEASUREMENTS= SI
34 %
35 %
36 % ----- SOLVER CONTROL -----
37 %
38 % Number of iterations for single-zone problems
39 ITER= 1
40 %
41 % Maximum number of inner iterations
42 INNER_ITER= 15000
43 %
44 % Maximum number of outer iterations (only for multizone problems)
45 OUTER_ITER= 1
46 %
47 % Maximum number of time iterations
48 TIME_ITER= 1
49 %
50 % Convergence field
51 CONV_FIELD= PRESSURE
52 %
53 % Min value of the residual (log10 of the residual)
54 CONV_RESIDUAL_MINVAL= -8
55 %
56 % Start convergence criteria at iteration number
57 CONV_STARTITER= 10
58 %
59 % Number of elements to apply the criteria

```

```

60 CONV_CAUCHY_ELEMS= 100
61 %
62 % Epsilon to control the series convergence
63 CONV_CAUCHY_EPS= 1E-10
64 %
65 % Iteration number to begin unsteady restarts
66 RESTART_ITER= 0
67 %
68 %% Time convergence monitoring
69 WINDOW_CAUCHY_CRIT = YES
70 %
71 % List of time convergence fields
72 CONV_WINDOW_FIELD = (TAVG_DRAG, TAVG_LIFT)
73 %
74 % Time Convergence Monitoring starts at Iteration WINDOW_START_ITER +
    CONV_WINDOW_STARTITER
75 CONV_WINDOW_STARTITER = 0
76 %
77 % Epsilon to control the series convergence
78 CONV_WINDOW_CAUCHY_EPS = 1E-3
79 %
80 % Number of elements to apply the criteria
81 CONV_WINDOW_CAUCHY_ELEMS = 10
82 %
83 % -----
84 %
85 % Time domain simulation
86 TIME_DOMAIN= NO
87 %
88 % Unsteady simulation (NO, TIME_STEPPING, DUAL_TIME_STEPPING-1ST_ORDER,
89 %                               DUAL_TIME_STEPPING-2ND_ORDER, HARMONIC_BALANCE)
90 TIME_MARCHING= NO
91 %
92 % Time Step for dual time stepping simulations (s) — Only used when
    UNST_CFL_NUMBER = 0.0
93 % For the DG-FEM solver it is used as a synchronization time when
    UNST_CFL_NUMBER != 0.0
94 TIME_STEP= 0.00001
95 %
96 % Total Physical Time for dual time stepping simulations (s)
97 MAX_TIME= 2.0
98 %
99 % Unsteady Courant–Friedrichs–Lewy number of the finest grid
100 UNST_CFL_NUMBER= 1.0
101 %
102 %% Windowed output time averaging
103 % Time iteration to start the windowed time average in a direct run
104 WINDOW_START_ITER = 500

```

```

105 %
106 % Window used for reverse sweep and direct run. Options (SQUARE, HANN,
107 % HANN_SQUARE, BUMP) Square is default .
108 WINDOW_FUNCTION = SQUARE
109 %
110 % -----
111 % Specify Hybrid RANS/LES model (SA_DES, SA_DDES, SA_ZDES, SA_EDDES)
112 HYBRID_RANSLES= SA_DDES
113 %
114 % DES Constant (0.65)
115 DES_CONST= 0.65
116 %
117 % -----
118 % Density model within the incompressible flow solver .
119 % Options are CONSTANT (default), BOUSSINESQ, or VARIABLE. If VARIABLE,
120 % an appropriate fluid model must be selected .
121 %
122 INC_DENSITY_MODEL= CONSTANT
123 %
124 % Solve the energy equation in the incompressible flow solver
125 INC_ENERGY_EQUATION = NO
126 %
127 % Initial density for incompressible flows
128 % (1.2886 kg/m^3 by default (air), 998.2 Kg/m^3 (water))
129 INC_DENSITY_INIT= 1.2886
130 %
131 % Initial velocity for incompressible flows (1.0 ,0 ,0 m/s by default)
132 INC_VELOCITY_INIT= ( 30.0 , 0.0 , 0.0 )
133 %
134 % Initial temperature for incompressible flows that include the
135 % energy equation (288.15 K by default). Value is ignored if
136 % INC_ENERGY_EQUATION is false .
137 INC_TEMPERATURE_INIT= 288.15
138 %
139 % Non-dimensionalization scheme for incompressible flows . Options are
140 % INITIAL_VALUES (default), REFERENCE_VALUES, or DIMENSIONAL .
141 % INC_*_REF values are ignored unless REFERENCE_VALUES is chosen .
142 INC_NONDIM= INITIAL_VALUES
143 %
144 % Reference density for incompressible flows (1.0 kg/m^3 by default)
145 INC_DENSITY_REF= 1.0
146 %
147 % Reference velocity for incompressible flows (1.0 m/s by default)
148 INC_VELOCITY_REF= 1.0
149 %
150 % Reference temperature for incompressible flows that include the

```

```

151 % energy equation (1.0 K by default)
152 INC_TEMPERATURE_REF = 1.0
153 %
154 % List of inlet types for incompressible flows. List length must
155 % match number of inlet markers. Options: VELOCITY_INLET, PRESSURE_INLET.
156 INC_INLET_TYPE= VELOCITY_INLET
157 %
158 % Damping coefficient for iterative updates at pressure inlets. (0.1 by
159 % default)
160 INC_INLET_DAMPING= 0.1
161 %
162 % List of outlet types for incompressible flows. List length must
163 % match number of outlet markers. Options: PRESSURE_OUTLET,
164 MASS_FLOW_OUTLET
165 INC_OUTLET_TYPE= PRESSURE_OUTLET
166 %
167 % Damping coefficient for iterative updates at mass flow outlets. (0.1 by
168 % default)
169 INC_OUTLET_DAMPING= 0.1
170 %
171 % Epsilon^2 multipier in Beta calculation for incompressible
172 % preconditioner.
173 BETA_FACTOR= 4.1
174 %
175 % -----
176 % REFERENCE VALUE DEFINITION
177 %
178 % Reference origin for moment computation (m or in) % Atualmente em um
179 % quarto de Asa
180 REF_ORIGIN_MOMENT_X = 0.00
181 REF_ORIGIN_MOMENT_Y = 0.00
182 REF_ORIGIN_MOMENT_Z = 0.00
183 %
184 % Reference length for moment non-dimensional coefficients (m or in)
185 REF_LENGTH= 0.380
186 %
187 % Reference area for non-dimensional force coefficients (0 implies
188 % automatic
189 % calculation) (m^2 or in^2)
190 REF_AREA= 0.405
191 %
192 % Aircraft semi-span (0 implies automatic calculation) (m or in)
193 SEMI_SPAN= 0.0
194 %
195 % -----
196 % VISCOSITY MODEL
197 %
198 % Viscosity model (SUTHERLAND, CONSTANT_VISCOSITY, POLYNOMIAL_VISCOSITY).
199 VISCOSITY_MODEL= CONSTANT_VISCOSITY

```

```

192
193 % Molecular Viscosity that would be constant (1.716E-5 by default)
194 MU_CONSTANT= 1.716E-5
195 %
196 % Sutherland Viscosity Ref (1.716E-5 default value for AIR SI)
197 MU_REF= 1.716E-5
198 %
199 % Sutherland Temperature Ref (273.15 K default value for AIR SI)
200 MU_T_REF= 273.15
201 %
202 % Sutherland constant (110.4 default value for AIR SI)
203 SUTHERLAND_CONSTANT= 110.4
204 %
205 % Temperature polynomial coefficients (up to quartic) for viscosity .
206 % Format → Mu(T) : b0 + b1*T + b2*T^2 + b3*T^3 + b4*T^4
207 MU_POLYCOFFS= ( 0.0 , 0.0 , 0.0 , 0.0 , 0.0 )
208 %
209 % ————— DYNAMIC MESH DEFINITION
210 %
211 % Type of dynamic surface movement (NONE, DEFORMING, MOVING_WALL,
212 % AEROELASTIC, AEROELASTIC_RIGID_MOTION EXTERNAL, EXTERNAL_ROTATION)
213 SURFACE_MOVEMENT= MOVING_WALL
214 %
215 % Moving wall boundary marker(s) (NONE = no marker, ignored for
216 % RIGID_MOTION)
216 MARKER_MOVING= ( ground )
217 %
218 % Coordinates of the motion origin
219 SURFACE_MOTION_ORIGIN= -4 0.0 0.0
220 %
221 % Translational velocity (m/s or ft/s) in the x, y, & z directions
222 SURFACE_TRANSLATION_RATE = 30.0 0.0 0.0
223 %
224 %
225 % Move Motion Origin for marker moving (1 or 0)
226 MOVE_MOTION_ORIGIN = 0
227 %
228 % ————— BOUNDARY CONDITION DEFINITION
229 %
230 % Euler wall boundary marker(s) (NONE = no marker)
231 % Implementation identical to MARKER_SYM.
232 MARKER_EULER= ( wall )
233 %
234 % Navier-Stokes (no-slip), constant heat flux wall marker(s) (NONE = no
235 % marker)
235 % Format: ( marker name, constant heat flux (J/m^2) , . . . )
236 MARKER_HEATFLUX= ( wing , 0 , ground , 0 )

```

```

237 %
238 % Far-field boundary marker(s) (NONE = no marker)
239 MARKER_FAR= ( inlet , outlet )
240 %
241 % Inlet boundary type (TOTAL_CONDITIONS, MASS_FLOW)
242 %
243 %INLET_TYPE= TOTAL_CONDITIONS
244 %
245 % Inlet boundary marker(s) with the following formats (NONE = no marker)
246 % Total Conditions: (inlet marker, total temp, total pressure,
247 % flow_direction_x ,
248 % flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
249 % flow_direction is
250 % a unit vector .
251 % Mass Flow: (inlet marker, density, velocity magnitude, flow_direction_x
252 % ,
253 % flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
254 % flow_direction is
255 % a unit vector .
256 % Inc. Velocity: (inlet marker, temperature, velocity magnitude,
257 % flow_direction_x ,
258 % flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
259 % flow_direction is
260 % a unit vector .
261 % Inc. Pressure: (inlet marker, temperature, total pressure,
262 % flow_direction_x ,
263 % flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
264 % flow_direction is
265 % a unit vector .
266 %MARKER_INLET= ( INLET, 288.15, 101325.0, 1.0, 0.0, 0.0)
267 %
268 % Outlet boundary marker(s) (NONE = no marker)
269 % Compressible: ( outlet marker, back pressure (static thermodynamic),
270 % ... )
271 % Inc. Pressure: ( outlet marker, back pressure (static gauge in Pa), ...
272 % )
273 % Inc. Mass Flow: ( outlet marker, mass flow target (kg/s), ... )
274 %MARKER_OUTLET= ( OUTLET )
275 %
276 % -----
277 %----- WALL FUNCTION DEFINITION
278 %----- %
279 %
280 % The von Karman constant , the constant below only affects the standard
281 % wall function model
282 WALLMODEL_KAPPA= 0.41
283 %
284 % The wall function model constant B
285 WALLMODEL_B= 5.5
286 %

```

```

274 % The y+ value below which the wall function is switched off and we
    resolve the wall
275 WALLMODEL_MINYPLUS= 5.0
276 %
277 % [Expert] Max Newton iterations used for the standard wall function
278 WALLMODEL_MAXITER= 200
279 %
280 % [Expert] relaxation factor for the Newton iterations of the standard
    wall function
281 WALLMODEL_RELFAC= 0.5
282 %
283 % ----- SURFACES IDENTIFICATION
284 %
285 % Marker(s) of the surface in the surface flow solution file
286 MARKER_PLOTTING = ( wing, wall, ground )
287 %
288 % Marker(s) of the surface where the non-dimensional coefficients are
    evaluated .
289 MARKER_MONITORING = ( wing )
290 %
291 % Viscous wall markers for which wall functions must be applied . (NONE =
    no marker)
292 % Format: ( marker name, wall function type -NO_WALL_FUNCTION,
    STANDARD_WALL_FUNCTION,
293 %           ADAPTIVE_WALL_FUNCTION, SCALABLE_WALL_FUNCTION,
    EQUILIBRIUM_WALL_MODEL,
294 %           NONEQUILIBRIUM_WALL_MODEL-, ... )
295 MARKER_WALL_FUNCTIONS= ( wing, NO_WALL_FUNCTION )
296 %
297 % Marker(s) of the surface where custom thermal BCs are defined .
298 MARKER_PYTHON_CUSTOM = ( NONE )
299 %
300 % Marker(s) of the surface that is going to be analyzed in detail (
    massflow, average pressure , distortion , etc)
301 MARKER_ANALYZE = ( wing )
302 %
303 % Method to compute the average value in MARKER_ANALYZE (AREA, MASSFLUX) .
304 MARKER_ANALYZE_AVERAGE = AREA
305 %
306 % ----- COMMON PARAMETERS DEFINING THE NUMERICAL METHOD
307 %
308 % Numerical method for spatial gradients (GREEN_GAUSS,
    WEIGHTED_LEAST_SQUARES)
309 NUM_METHOD_GRAD= GREEN_GAUSS
310 %
311 % Numerical method for spatial gradients to be used for MUSCL
    reconstruction

```

```

312 % Options are (GREEN_GAUSS, WEIGHTED_LEAST_SQUARES, LEAST_SQUARES) .
313 % Default value is
314 % NONE and the method specified in NUM_METHOD_GRAD is used .
315 NUM_METHOD_GRAD_RECON = NONE
316 %
317 % CFL number (initial value for the adaptive CFL number)
318 CFL_NUMBER= 1.0
319 %
320 % Adaptive CFL number (NO, YES)
321 CFL_ADAPT= NO
322 %
323 % Parameters of the adaptive CFL number (factor-down, factor-up, CFL min
324 % value ,
325 % CFL max value , acceptable linear
326 % solver convergence)
327 % Local CFL increases by factor-up until max if the solution rate of
328 % change is not limited ,
329 % and acceptable linear convergence is achieved. It is reduced if rate is
330 % limited , or if there
331 % is not enough linear convergence , or if the nonlinear residuals are
332 % stagnant and oscillatory .
333 % It is reset back to min when linear solvers diverge , or if nonlinear
334 % residuals increase too much.
335 CFL_ADAPT_PARAM= ( 0.1, 2.0, 10.0, 1e10, 0.001 )
336 %
337 % Maximum Delta Time in local time stepping simulations
338 MAX_DELTA_TIME= 1E6
339 %
340 % Runge-Kutta alpha coefficients
341 RK_ALPHA_COEFF= ( 0.66667, 0.66667, 1.000000 )
342 %
343 % Objective function in gradient evaluation (DRAG, LIFT, SIDEFORCE,
344 % MOMENT_X,
345 % MOMENT_Y, MOMENT_Z,
346 % EFFICIENCY, BUFFET,
347 % EQUIVALENT_AREA,
348 % NEARFIELD_PRESSURE,
349 % FORCE_X, FORCE_Y, FORCE_Z,
350 % THRUST,
351 % TORQUE, TOTAL_HEATFLUX,
352 % CUSTOM_OBJFUNC
353 % MAXIMUM_HEATFLUX,
354 % INVERSE DESIGN PRESSURE,
355 % INVERSE DESIGN HEATFLUX,
356 % SURFACE TOTAL PRESSURE,
357 % SURFACE MASSFLOW,
358 % SURFACE STATIC PRESSURE, SURFACE MACH)
359 %
360 % For a weighted sum of objectives: separate by commas , add
361 % OBJECTIVE_WEIGHT and MARKER_MONITORING in matching order .

```

```

345 OBJECTIVE_FUNCTION= DRAG
346 %
347 % List of weighting values when using more than one OBJECTIVE_FUNCTION.
348 % Separate by commas and match with MARKER_MONITORING.
348 OBJECTIVE_WEIGHT = 1.0
349 %
350 % Expression used when "OBJECTIVE_FUNCTION= CUSTOM_OBJFUNC", any history /
351 % screen output can be used together with common
351 % math functions (sqrt, cos, exp, etc.). This can be used for constraint
351 % aggregation (as below) or to compute something
352 % SU2 does not, see TestCases/user_defined_functions/.
353 CUSTOM_OBJFUNC= 'DRAG + 10 * pow(fmax(0.4-LIFT, 0), 2)'

354
355 % ----- SLOPE LIMITER AND DISSIPATION SENSOR DEFINITION
355 %-----%
356 %
357 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the flow
357 % equations.
358 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
359 MUSCL_FLOW= YES
360 %
361 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,
362 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)
363 SLOPE_LIMITER_FLOW= VENKATAKRISHNAN
364 %
365 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the turbulence
365 % equations.
366 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
367 MUSCL_TURB= NO
368 %
369 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,
370 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)
371 SLOPE_LIMITER_TURB= VENKATAKRISHNAN
372 %
373 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the adjoint flow
373 % equations.
374 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
375 MUSCL_ADJFLOW= YES
376 %
377 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE,
378 % SHARP_EDGES, WALL_DISTANCE)
379 SLOPE_LIMITER_ADJFLOW= VENKATAKRISHNAN
380 %
381 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the turbulence
381 % adjoint equations.
382 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
383 MUSCL_ADJTURB= NO
384 %
385 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)

```

```

386 SLOPE_LIMITER_ADJTURB= VENKATAKRISHNAN
387 %
388 % Coefficient for the Venkats limiter (upwind scheme). A larger values
389 % decrease
390 % the extent of limiting , values approaching zero cause
391 % lower-order approximation to the solution (0.05 by default)
392 VENKAT_LIMITER_COEFF= 0.05
393 %
394 % Reference coefficient for detecting sharp edges (3.0 by default).
395 REF_SHARP_EDGES = 3.0
396 %
397 % Coefficient for the adjoint sharp edges limiter (3.0 by default).
398 ADJ_SHARP_LIMITER_COEFF= 3.0
399 %
400 % Remove sharp edges from the sensitivity evaluation (NO, YES)
401 SENS_REMOVE_SHARP = NO
402 %
403 % Freeze the value of the limiter after a number of iterations
404 LIMITER_ITER= 999999
405 %
406 % 1st order artificial dissipation coefficients for
407 % the Laxâ€¢Friedrichs method ( 0.15 by default )
408 LAX_SENSOR_COEFF= 0.15
409 %
410 % 2nd and 4th order artificial dissipation coefficients for
411 % the JST method ( 0.5, 0.02 by default )
412 JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )
413 %
414 % 1st order artificial dissipation coefficients for
415 % the adjoint Laxâ€¢Friedrichs method ( 0.15 by default )
416 ADJ_LAX_SENSOR_COEFF= 0.15
417 %
418 % 2nd, and 4th order artificial dissipation coefficients for
419 % the adjoint JST method ( 0.5, 0.02 by default )
420 ADJ_JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )

421 % ————— LINEAR SOLVER DEFINITION —————%
422 %
423 % Linear solver or smoother for implicit formulations:
424 % BCGSTAB, FGMRES, RESTARTED_FGMRES, CONJUGATE_GRADIENT (self-adjoint
425 % problems only), SMOOTH.
426 LINEAR_SOLVER= FGMRES
427 %
428 % Same for discrete adjoint (smoothers not supported), replaces
429 % LINEAR SOLVER in SU2_*_AD codes.
430 DISCADJ_LIN_SOLVER= FGMRES
431 %
432 % Preconditioner of the Krylov linear solver or type of smoother (ILU,

```

```

    LU_SGS, LINELET, JACOBI)
431 LINEAR_SOLVER_PREC= ILU
432 %
433 % Same for discrete adjoint (JACOBI or ILU), replaces LINEAR_SOLVER_PREC
434     in SU2_*_AD codes.
435 %
436 % Linear solver ILU preconditioner fill-in level (0 by default)
437 LINEAR_SOLVER_ILU_FILL_IN= 0
438 %
439 % Minimum error of the linear solver for implicit formulations
440 LINEAR_SOLVER_ERROR= 1E-6
441 %
442 % Max number of iterations of the linear solver for the implicit
443     formulation
444 LINEAR_SOLVER_ITER= 5
445 %
446 % Restart frequency for RESTARTED_FGMRES
447 LINEAR_SOLVER_RESTART_FREQUENCY= 10
448 %
449 % Relaxation factor for smoother-type solvers (LINEAR_SOLVER= SMOOTH)
450 LINEAR_SOLVER_SMOOTH_RELAXATION= 1.0
451 %
452 % -----
453 % Convective numerical method (JST, JST_KE, JST_MAT, LAX-FRIEDRICH, CUSP,
454     ROE, AUSM,
455 %
456             AUSMPLUSUP, AUSMPLUSUP2, AUSMPWPLUS, HLLC,
457             TURKEL_PREC,
458 %
459             SW, MSW, FDS, SLAU, SLAU2, L2ROE, LMROE)
460 CONV_NUM_METHOD_FLOW= JST
461 %
462 % Roe Low Dissipation function for Hybrid RANS/LES simulations (FD, NTS,
463     NTS_DUCROS)
464 ROE_LOW_DISSIPATION= FD
465 %
466 % Post-reconstruction correction for low Mach number flows (NO, YES)
467 LOW_MACH_CORR= NO
468 %
469 % Roe-Turkel preconditioning for low Mach number flows (NO, YES)
470 LOW_MACH_PREC= NO
471 %
472 % Use numerically computed Jacobians for AUSM+up(2) and SLAU(2)
473 %
474 % Slower per iteration but potentially more stable and capable of higher
475     CFL
476 USE_ACCURATE_FLUX_JACOBIANS= NO
477 %
478 % Use the vectorized version of the selected numerical method (available

```

```

        for JST family and Roe).

472 % SU2 should be compiled for an AVX or AVX512 architecture for best
      performance.

473 USE_VECTORIZATION= NO
474 %
475 % Entropy fix coefficient (0.0 implies no entropy fixing , 1.0 implies
      scalar
476 %                                     artificial dissipation)
477 ENTROPY_FIX_COEFF= 0.0
478 %
479 % Higher values than 1 (3 to 4) make the global Jacobian of central
      schemes (compressible flow
480 % only) more diagonal dominant (but mathematically incorrect) so that
      higher CFL can be used.
481 CENTRAL_JACOBIAN_FIX_FACTOR= 4.0
482 %
483 % Time discretization (RUNGE-KUTTA_EXPLICIT, EULER_IMPLICIT,
      Euler_EXPLICIT)
484 TIME_DISCRE_FLOW= Euler_IMPLICIT
485 %
486 % Use a Newton–Krylov method on the flow equations , see TestCases/rans/
      oneram6/turb_ONERAM6_nk.cfg
487 % For multizone discrete adjoint it will use FGMRES on inner iterations
      with restart frequency
488 % equal to "QUASI_NEWTON_NUM_SAMPLES".
489 NEWTON_KRYLOV= NO
490 %
491 %
492 % ----- TURBULENT NUMERICAL METHOD DEFINITION
      %
493 %
494 % Convective numerical method (SCALAR_UPWIND)
495 CONV_NUM_METHOD_TURB= SCALAR_UPWIND
496 %
497 % Time discretization (EULER_IMPLICIT, Euler_EXPLICIT)
498 TIME_DISCRE_TURB= Euler_IMPLICIT
499 %
500 % Reduction factor of the CFL coefficient in the turbulence problem
501 CFL_REDUCTION_TURB= 1.0
502 %
503 % ----- HYBRID PARALLEL (MPI+OpenMP) OPTIONS
      %
504 %
505 % An advanced performance parameter for FVM solvers , a large-ish value
      should be best
506 % when relatively few threads per MPI rank are in use (~4) . However ,
      maximum parallelism
507 % is obtained with EDGE_COLORING_GROUP_SIZE=1, consider using this value
      only if SU2

```

```

508 % warns about low coloring efficiency during preprocessing (performance
      is usually worse).
509 % Setting the option to 0 disables coloring and a different strategy is
      used instead,
510 % that strategy is automatically used when the coloring efficiency is
      less than 0.875.
511 % The optimum value/strategy is case-dependent.
512 EDGE_COLORING_GROUP_SIZE= 512
513 %
514 % Independent "threads per MPI rank" setting for LU-SGS and ILU
      preconditioners.
515 % For problems where time is spent mostly in the solution of linear
      systems (e.g. elasticity,
516 % very high CFL central schemes), AND, if the memory bandwidth of the
      machine is saturated
517 % (4 or more cores per memory channel) better performance (via a
      reduction in linear iterations)
518 % may be possible by using a smaller value than that defined by the
      system or in the call to
519 % SU2_CFD (via the -t/--threads option).
520 % The default (0) means "same number of threads as for all else".
521 LINEAR_SOLVER_PREC_THREADS= 0
522 %
523 % -----
524 %
525 % Load balancing tolerance, lower values will make ParMETIS work harder
      to evenly
526 % distribute the work-estimate metric across all MPI ranks, at the
      expense of more
527 % edge cuts (i.e. increased communication cost).
528 PARMETIS_TOLERANCE= 0.02
529 %
530 % The work-estimate metric is a weighted function of the work-per-edge (e
      .g. spatial
531 % discretization, linear system solution) and of the work-per-point (e.g.
      source terms,
532 % temporal discretization) the former usually accounts for >90% of the
      total.
533 % These weights are INTEGERS (for compatibility with ParMETIS) thus not
      [0, 1].
534 % To balance memory usage (instead of computation) the point weight needs
      to be
535 % increased (especially for explicit time integration methods).
536 PARMETIS_EDGE_WEIGHT= 1
537 PARMETIS_POINT_WEIGHT= 0
538 %
539 %
540 % -----

```

SCREEN/HISTORY VOLUME OUTPUT

```

541 %
542 % Screen output fields (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of
      available fields)
543 SCREEN_OUTPUT= (INNER_ITER, PRESSURE, RMS_VELOCITY, SIDEFORCE, DRAG, LIFT
      )
544 %
545 % History output groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of
      available fields)
546 HISTORY_OUTPUT= (ITER, RMS_PRESSURE, RMS_VELOCITY, SIDEFORCE, DRAG, LIFT)
547 %
548 % Volume output fields/groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view
      list of available fields)
549 VOLUME_OUTPUT= (COORDINATES, SOLUTION, PRIMITIVE)
550 %
551 % Writing frequency for screen output
552 SCREEN_WRT_FREQ_INNER= 1
553 %
554 SCREEN_WRT_FREQ_OUTER= 1
555 %
556 SCREEN_WRT_FREQ_TIME= 1
557 %
558 % Writing frequency for history output
559 HISTORY_WRT_FREQ_INNER= 1
560 %
561 HISTORY_WRT_FREQ_OUTER= 1
562 %
563 HISTORY_WRT_FREQ_TIME= 1
564 %
565 % list of writing frequencies corresponding to the list in OUTPUT_FILES
566 OUTPUT_WRT_FREQ= 250, 250, 300
567 %
568 % Output the performance summary to the console at the end of SU2_CFD
569 WRT_PERFORMANCE= NO
570 %
571 % Overwrite or append iteration number to the restart files when saving
572 WRT_RESTART_OVERWRITE= YES
573 %
574 % Overwrite or append iteration number to the surface files when saving
575 WRT_SURFACE_OVERWRITE= YES
576 %
577 % Overwrite or append iteration number to the volume files when saving
578 WRT_VOLUME_OVERWRITE= YES
579 %
580 % ----- INPUT/OUTPUT FILE INFORMATION
581 %
582 % Mesh input file
583 MESH_FILENAME= mesh_hx.su2

```

```

584 %
585 % Mesh input file format (SU2, CGNS)
586 MESH_FORMAT= SU2
587 %
588 % Mesh output file
589 MESH_OUT_FILENAME= mesh_hx.su2
590 %
591 % Restart flow input file
592 SOLUTION_FILENAME= solution_flow.dat
593 %
594 % Restart adjoint input file
595 SOLUTION_ADJ_FILENAME= solution_adj.dat
596 %
597 % Output tabular file format (TECPLOT, CSV)
598 TABULAR_FORMAT= CSV
599 %
600 % Files to output
601 % Possible formats : (TECPLOT_ASCII, TECPLT, SURFACE_TECPLT_ASCII,
602 % SURFACE_TECPLT, CSV, SURFACE_CSV, PARAVIEW_ASCII, PARAVIEW_LEGACY,
603 % SURFACE_PARAVIEW_ASCII,
604 % SURFACE_PARAVIEW_LEGACY, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW, RESTART_ASCII,
605 % RESTART, CGNS, SURFACE_CGNS, STL_ASCII, STL_BINARY)
606 % default : (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)
607 OUTPUT_FILES= (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)
608 %
609 % Output file convergence history (w/o extension)
610 CONV_FILENAME= history
611 %
612 % Output file with the forces breakdown
613 BREAKDOWN_FILENAME= forces_breakdown.dat
614 %
615 % Output file restart flow
616 RESTART_FILENAME= restart_flow.dat
617 %
618 % Output file flow (w/o extension) variables
619 VOLUME_FILENAME= flow
620 %

```

L.2 Caso hinf

Listagem L.2: hinf.cfg

```

1 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2 %
3 % SU2 configuration file
%
```

```

4 % Case description: Tyrrell 026 Front Wing in Wind
5 % Tunnel _____ %
6 % Author: Matheus Ribeiro
7 % Vidal _____ %
8 % Institution: Universidade de
9 % Brasilia _____ %
10 % Date: 28/01/2023 _____ %
11 % File Version 7.3.1 "Blackbird" _____ %
12 % _____ DIRECT, ADJOINT, AND LINEARIZED PROBLEM DEFINITION %
13 %
14 % Solver type (EULER, NAVIER_STOKES, RANS,
15 % INC_EULER, INC_NAVIER_STOKES, INC_RANS,
16 % NEMO_EULER, NEMO_NAVIER_STOKES,
17 % FEM_EULER, FEM_NAVIER_STOKES, FEM_RANS, FEM_LES,
18 % HEAT_EQUATION_FVM, ELASTICITY)
19 SOLVER= INC_RANS
20 %
21 % Specify turbulence model (NONE, SA, SA_NEG, SST, SA_E, SA_COMP,
22 % SA_E_COMP, SST_SUST)
23 KIND_TURB_MODEL= SST
24 %
25 % Mathematical problem (DIRECT, CONTINUOUS_ADJOINT, DISCRETE_ADJOINT)
26 % Defaults to DISCRETE_ADJOINT for the SU2_*_AD codes , and to DIRECT
27 % otherwise .
28 MATH_PROBLEM= DIRECT
29 %
30 % System of measurements (SI, US)
31 % International system of units (SI): ( meters , kilograms , Kelvins ,
32 % Newtons = kg m/s2, Pascals = N/m
33 % ^2,
34 % Density = kg/m3, Speed = m/s ,
35 % Equiv. Area = m2 )
36 % _____ SOLVER CONTROL %
37 %
38 % Number of iterations for single-zone problems
39 ITER= 1

```

```

40 %
41 % Maximum number of inner iterations
42 INNER_ITER= 15000
43 %
44 % Maximum number of outer iterations (only for multizone problems)
45 OUTER_ITER= 1
46 %
47 % Maximum number of time iterations
48 TIME_ITER= 1
49 %
50 % Convergence field
51 CONV_FIELD= PRESSURE
52 %
53 % Min value of the residual (log10 of the residual)
54 CONV_RESIDUAL_MINVAL= -8
55 %
56 % Start convergence criteria at iteration number
57 CONV_STARTITER= 10
58 %
59 % Number of elements to apply the criteria
60 CONV_CAUCHY_ELEMS= 100
61 %
62 % Epsilon to control the series convergence
63 CONV_CAUCHY_EPS= 1E-10
64 %
65 % Iteration number to begin unsteady restarts
66 RESTART_ITER= 0
67 %
68 %% Time convergence monitoring
69 WINDOW_CAUCHY_CRIT = YES
70 %
71 % List of time convergence fields
72 CONV_WINDOW_FIELD = (TAVG_DRAG, TAVG_LIFT)
73 %
74 % Time Convergence Monitoring starts at Iteration WINDOW_START_ITER +
    CONV_WINDOW_STARTITER
75 CONV_WINDOW_STARTITER = 0
76 %
77 % Epsilon to control the series convergence
78 CONV_WINDOW_CAUCHY_EPS = 1E-3
79 %
80 % Number of elements to apply the criteria
81 CONV_WINDOW_CAUCHY_ELEMS = 10
82 %
83 % ----- TIME-DEPENDENT SIMULATION
-----%
84 %
85 % Time domain simulation
86 TIME_DOMAIN= NO

```

```

87 %
88 % Unsteady simulation (NO, TIME_STEPPING, DUAL_TIME_STEPPING=1ST_ORDER,
89 %                               DUAL_TIME_STEPPING=2ND_ORDER, HARMONIC_BALANCE)
90 TIME_MARCHING= NO
91 %
92 % Time Step for dual time stepping simulations (s) — Only used when
93 % UNST_CFL_NUMBER = 0.0
94 % For the DG-FEM solver it is used as a synchronization time when
95 % UNST_CFL_NUMBER != 0.0
96 TIME_STEP= 0.00001
97 %
98 % Total Physical Time for dual time stepping simulations (s)
99 MAX_TIME= 2.0
100 %
101 %
102 %% Windowed output time averaging
103 % Time iteration to start the windowed time average in a direct run
104 WINDOW_START_ITER = 500
105 %
106 % Window used for reverse sweep and direct run. Options (SQUARE, HANN,
107 % HANN_SQUARE, BUMP) Square is default .
108 WINDOW_FUNCTION = SQUARE
109 %
110 %
111 % Specify Hybrid RANS/LES model (SA_DES, SA_DDES, SA_ZDES, SA_EDDES)
112 HYBRID_RANSLES= SA_DDES
113 %
114 % DES Constant (0.65)
115 DES_CONST= 0.65
116 %
117 % -----
118 % -----
119 % Density model within the incompressible flow solver .
120 % Options are CONSTANT (default), BOUSSINESQ, or VARIABLE. If VARIABLE,
121 % an appropriate fluid model must be selected .
122 INC_DENSITY_MODEL= CONSTANT
123 %
124 % Solve the energy equation in the incompressible flow solver
125 INC_ENERGY_EQUATION = NO
126 %
127 % Initial density for incompressible flows
128 % (1.2886 kg/m^3 by default (air), 998.2 Kg/m^3 (water))
129 INC_DENSITY_INIT= 1.2886
130 %

```

```

131 % Initial velocity for incompressible flows (1.0,0,0 m/s by default)
132 INC_VELOCITY_INIT= ( 30.0, 0.0, 0.0 )
133 %
134 % Initial temperature for incompressible flows that include the
135 % energy equation (288.15 K by default). Value is ignored if
136 % INC_ENERGY_EQUATION is false.
137 INC_TEMPERATURE_INIT= 288.15
138 %
139 % Non-dimensionalization scheme for incompressible flows. Options are
140 % INITIAL_VALUES (default), REFERENCE_VALUES, or DIMENSIONAL.
141 % INC_*_REF values are ignored unless REFERENCE_VALUES is chosen.
142 INC_NONDIM= INITIAL_VALUES
143 %
144 % Reference density for incompressible flows (1.0 kg/m^3 by default)
145 INC_DENSITY_REF= 1.0
146 %
147 % Reference velocity for incompressible flows (1.0 m/s by default)
148 INC_VELOCITY_REF= 1.0
149 %
150 % Reference temperature for incompressible flows that include the
151 % energy equation (1.0 K by default)
152 INC_TEMPERATURE_REF = 1.0
153 %
154 % List of inlet types for incompressible flows. List length must
155 % match number of inlet markers. Options: VELOCITY_INLET, PRESSURE_INLET.
156 INC_INLET_TYPE= VELOCITY_INLET
157 %
158 % Damping coefficient for iterative updates at pressure inlets. (0.1 by
159 % default)
160 INC_INLET_DAMPING= 0.1
161 %
162 % List of outlet types for incompressible flows. List length must
163 % match number of outlet markers. Options: PRESSURE_OUTLET,
164 % MASS_FLOW_OUTLET
165 INC_OUTLET_TYPE= PRESSURE_OUTLET
166 %
167 % Damping coefficient for iterative updates at mass flow outlets. (0.1 by
168 % default)
169 INC_OUTLET_DAMPING= 0.1
170 %
171 % ----- REFERENCE VALUE DEFINITION -----
172 %
173 % Reference origin for moment computation (m or in) % Atualmente em um
      quarto de Asa

```

```

174 REF_ORIGIN_MOMENT_X = 0.00
175 REF_ORIGIN_MOMENT_Y = 0.00
176 REF_ORIGIN_MOMENT_Z = 0.00
177 %
178 % Reference length for moment non-dimensional coefficients (m or in)
179 REF_LENGTH= 0.380
180 %
181 % Reference area for non-dimensional force coefficients (0 implies
182 % automatic
183 % calculation) (m^2 or in^2)
184 REF_AREA= 0.405
185 %
186 % Aircraft semi-span (0 implies automatic calculation) (m or in)
187 SEMI_SPAN= 0.0
188 %
189 % -----
190 % VISCOSITY MODEL
191 %
192 %
193 % Viscosity model (SUTHERLAND, CONSTANT_VISCOSITY, POLYNOMIAL_VISCOSITY).
194 VISCOSITY_MODEL= CONSTANT_VISCOSITY
195 %
196 % Molecular Viscosity that would be constant (1.716E-5 by default)
197 MU_CONSTANT= 1.716E-5
198 %
199 % Sutherland Viscosity Ref (1.716E-5 default value for AIR SI)
200 MU_REF= 1.716E-5
201 %
202 % Sutherland Temperature Ref (273.15 K default value for AIR SI)
203 MU_T_REF= 273.15
204 %
205 % Sutherland constant (110.4 default value for AIR SI)
206 SUTHERLAND_CONSTANT= 110.4
207 %
208 % Temperature polynomial coefficients (up to quartic) for viscosity.
209 % Format -> Mu(T) : b0 + b1*T + b2*T^2 + b3*T^3 + b4*T^4
210 MU_POLYCOFFS= (0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0)
211 %
212 % -----
213 % DYNAMIC MESH DEFINITION
214 %
215 % Type of dynamic surface movement (NONE, DEFORMING, MOVING_WALL,
216 % AEROELASTIC, AEROELASTIC_RIGID_MOTION EXTERNAL, EXTERNAL_ROTATION)
217 SURFACE_MOVEMENT= NONE
218 %
219 % Moving wall boundary marker(s) (NONE = no marker, ignored for
220 % RIGID_MOTION)
221 MARKER_MOVING= ( NONE )
222 %
223 % Coordinates of the motion origin

```

```

219 % SURFACE_MOTION_ORIGIN= -4 0.0 0.0
220 %
221 % Translational velocity (m/s or ft/s) in the x, y, & z directions
222 % SURFACE_TRANSLATION_RATE = 30.0 0.0 0.0
223 %
224 %
225 % Move Motion Origin for marker moving (1 or 0)
226 % MOVE_MOTION_ORIGIN = 0
227 %
228 % -----
229 % Euler wall boundary marker(s) (NONE = no marker)
230 % Implementation identical to MARKER_SYM.
231 MARKER_EULER= ( NONE )
232 %
233 %
234 % Navier-Stokes (no-slip), constant heat flux wall marker(s) (NONE = no
235 % marker)
236 % Format: ( marker name, constant heat flux (J/m^2) , ... )
237 MARKER_HEATFLUX= ( wing , 0 )
238 %
239 % Far-field boundary marker(s) (NONE = no marker)
240 MARKER_FAR= ( inlet , outlet )
241 %
242 % Inlet boundary type (TOTAL_CONDITIONS, MASS_FLOW)
243 %
244 %INLET_TYPE= TOTAL_CONDITIONS
245 %
246 % Inlet boundary marker(s) with the following formats (NONE = no marker)
247 % Total Conditions: (inlet marker, total temp, total pressure ,
248 % flow_direction_x ,
249 % flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
250 % flow_direction is
251 % a unit vector .
252 % Mass Flow: (inlet marker, density , velocity magnitude , flow_direction_x
253 % , flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
254 % flow_direction is
255 % a unit vector .
256 % Inc. Velocity: (inlet marker, temperature , velocity magnitude ,
257 % flow_direction_x ,
258 % flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
259 % flow_direction is
260 % a unit vector .
261 % Inc. Pressure: (inlet marker, temperature , total pressure ,
262 % flow_direction_x ,
263 % flow_direction_y , flow_direction_z , ... ) where
264 % flow_direction is
265 % a unit vector .

```

```

258 %MARKER_INLET= ( INLET, 288.15, 101325.0, 1.0, 0.0, 0.0)
259 %
260 % Outlet boundary marker(s) (NONE = no marker)
261 % Compressible: ( outlet marker, back pressure (static thermodynamic),
262 % ... )
263 % Inc. Pressure: ( outlet marker, back pressure (static gauge in Pa), ...
264 % )
265 % Inc. Mass Flow: ( outlet marker, mass flow target (kg/s), ... )
266 %MARKER_OUTLET= ( OUTLET )
267 %
268 % -----
269 % The von Karman constant , the constant below only affects the standard
270 % wall function model
271 WALLMODEL_KAPPA= 0.41
272 %
273 % The wall function model constant B
274 WALLMODEL_B= 5.5
275 %
276 % The y+ value below which the wall function is switched off and we
277 % resolve the wall
278 WALLMODEL_MINYPLUS= 5.0
279 %
280 % [Expert] Max Newton iterations used for the standard wall function
281 WALLMODEL_MAXITER= 200
282 %
283 % [Expert] relaxation factor for the Newton iterations of the standard
284 % wall function
285 WALLMODEL_RELFAC= 0.5
286 %
287 % -----
288 % SURFACES IDENTIFICATION
289 %
290 % Marker(s) of the surface in the surface flow solution file
291 MARKER_PLOTTING = ( wing )
292 %
293 % Marker(s) of the surface where the non-dimensional coefficients are
294 % evaluated .
295 MARKER_MONITORING = ( wing )
296 %
297 % Viscous wall markers for which wall functions must be applied. (NONE =
298 % no marker)
299 % Format: ( marker name, wall function type -NO_WALL_FUNCTION,
300 % STANDARD_WALL_FUNCTION,
301 % ADAPTIVE_WALL_FUNCTION, SCALABLE_WALL_FUNCTION,
302 % EQUILIBRIUM_WALL_MODEL,
303 % NONEQUILIBRIUM_WALL_MODEL-, ... )
304 MARKER_WALL_FUNCTIONS= ( wing, NO_WALL_FUNCTION )

```

```

296 %
297 % Marker(s) of the surface where custom thermal BCs are defined.
298 MARKER_PYTHON_CUSTOM = ( NONE )
299 %
300 % Marker(s) of the surface that is going to be analyzed in detail (
301 massflow, average pressure, distortion, etc)
301 MARKER_ANALYZE = ( wing )
302 %
303 % Method to compute the average value in MARKER_ANALYZE (AREA, MASSFLUX).
304 MARKER_ANALYZE_AVERAGE = AREA
305
306 % ----- COMMON PARAMETERS DEFINING THE NUMERICAL METHOD
306 % -----
307 %
308 % Numerical method for spatial gradients (GREEN_GAUSS,
308 WEIGHTED_LEAST_SQUARES)
309 NUM_METHOD_GRAD= GREEN_GAUSS
310
311 % Numerical method for spatial gradients to be used for MUSCL
311 reconstruction
312 % Options are (GREEN_GAUSS, WEIGHTED_LEAST_SQUARES, LEAST_SQUARES).
312 Default value is
313 % NONE and the method specified in NUM_METHOD_GRAD is used.
314 NUM_METHOD_GRAD_RECON = NONE
315 %
316 % CFL number (initial value for the adaptive CFL number)
317 CFL_NUMBER= 1.0
318 %
319 % Adaptive CFL number (NO, YES)
320 CFL_ADAPT= NO
321 %
322 % Parameters of the adaptive CFL number (factor-down, factor-up, CFL min
322 value,
323 %                                     CFL max value, acceptable linear
323 solver convergence)
324 % Local CFL increases by factor-up until max if the solution rate of
324 change is not limited,
325 % and acceptable linear convergence is achieved. It is reduced if rate is
325 limited, or if there
326 % is not enough linear convergence, or if the nonlinear residuals are
326 stagnant and oscillatory.
327 % It is reset back to min when linear solvers diverge, or if nonlinear
327 residuals increase too much.
328 CFL_ADAPT_PARAM= ( 0.1, 2.0, 10.0, 1e10, 0.001 )
329 %
330 % Maximum Delta Time in local time stepping simulations
331 MAX_DELTA_TIME= 1E6
332 %
333 % Runge-Kutta alpha coefficients

```

```

334 RK_ALPHA_COEFF= ( 0.66667, 0.66667, 1.000000 )
335 %
336 % Objective function in gradient evaluation (DRAG, LIFT, SIDEFORCE,
337 % MOMENT_X,
338 % MOMENT_Y, MOMENT_Z,
339 % EFFICIENCY, BUFFET,
340 % EQUIVALENT_AREA,
341 % NEARFIELD_PRESSURE,
342 % FORCE_X, FORCE_Y, FORCE_Z,
343 % THRUST,
344 % TORQUE, TOTAL_HEATFLUX,
345 % CUSTOM_OBJFUNC
346 % MAXIMUM_HEATFLUX,
347 % INVERSE_DESIGN_PRESSURE,
348 % INVERSE_DESIGN_HEATFLUX,
349 % SURFACE_TOTAL_PRESSURE,
350 % SURFACE_MASSFLOW,
351 % SURFACE_STATIC_PRESSURE, SURFACE_MACH)
352 % For a weighted sum of objectives: separate by commas, add
353 % OBJECTIVE_WEIGHT and MARKER_MONITORING in matching order .
354 OBJECTIVE_FUNCTION= DRAG
355 %
356 % List of weighting values when using more than one OBJECTIVE_FUNCTION.
357 % Separate by commas and match with MARKER_MONITORING.
358 OBJECTIVE_WEIGHT = 1.0
359 %
360 % Expression used when "OBJECTIVE_FUNCTION= CUSTOM_OBJFUNC", any history /
361 % screen output can be used together with common
362 % math functions (sqrt, cos, exp, etc.). This can be used for constraint
363 % aggregation (as below) or to compute something
364 % SU2 does not, see TestCases/user_defined_functions/.
365 CUSTOM_OBJFUNC= 'DRAG + 10 * pow(fmax(0.4-LIFT, 0), 2)'
366 %
367 % ----- SLOPE LIMITER AND DISSIPATION SENSOR DEFINITION
368 %
369 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the flow
370 % equations.
371 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
372 MUSCL_FLOW= YES
373 %
374 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,
375 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)
376 SLOPE_LIMITER_FLOW= VENKATAKRISHNAN
377 %
378 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the turbulence
379 % equations.
380 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
381 MUSCL_TURB= NO

```

```

368 %
369 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, VENKATAKRISHNAN_WANG,
370 % BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)
371 SLOPE_LIMITER_TURB= VENKATAKRISHNAN
372 %
373 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the adjoint flow
equations.
374 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
375 MUSCL_ADJFLOW= YES
376 %
377 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE,
378 % SHARP_EDGES, WALL_DISTANCE)
379 SLOPE_LIMITER_ADJFLOW= VENKATAKRISHNAN
380 %
381 % Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (TVD) in the turbulence
adjoint equations.
382 % Required for 2nd order upwind schemes (NO, YES)
383 MUSCL_ADJTURB= NO
384 %
385 % Slope limiter (NONE, VENKATAKRISHNAN, BARTH_JESPERSEN, VAN_ALBADA_EDGE)
386 SLOPE_LIMITER_ADJTURB= VENKATAKRISHNAN
387 %
388 % Coefficient for the Venkats limiter (upwind scheme). A larger values
decrease
389 % the extent of limiting , values approaching zero cause
390 % lower-order approximation to the solution (0.05 by default)
391 VENKAT_LIMITER_COEFF= 0.05
392 %
393 % Reference coefficient for detecting sharp edges (3.0 by default).
394 REF_SHARP_EDGES = 3.0
395 %
396 % Coefficient for the adjoint sharp edges limiter (3.0 by default).
397 ADJ_SHARP_LIMITER_COEFF= 3.0
398 %
399 % Remove sharp edges from the sensitivity evaluation (NO, YES)
400 SENS_REMOVE_SHARP = NO
401 %
402 % Freeze the value of the limiter after a number of iterations
403 LIMITER_ITER= 999999
404 %
405 % 1st order artificial dissipation coefficients for
406 % the Laxâ€¢Friedrichs method ( 0.15 by default )
407 LAX_SENSOR_COEFF= 0.15
408 %
409 % 2nd and 4th order artificial dissipation coefficients for
410 % the JST method ( 0.5, 0.02 by default )
411 JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )
412 %
413 % 1st order artificial dissipation coefficients for

```

```

414 %      the adjoint Lax-Friedrichs method ( 0.15 by default )
415 ADJ_LAX_SENSOR_COEFF= 0.15
416 %
417 % 2nd, and 4th order artificial dissipation coefficients for
418 %      the adjoint JST method ( 0.5, 0.02 by default )
419 ADJ_JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )

420 %
421 % ----- LINEAR SOLVER DEFINITION
422 %
423 % Linear solver or smoother for implicit formulations:
424 % BCGSTAB, FGMRES, RESTARTED_FGMRES, CONJUGATE_GRADIENT (self-adjoint
        problems only), SMOOTH.
425 LINEAR_SOLVER= FGMRES
426 %
427 % Same for discrete adjoint (smoothers not supported), replaces
        LINEAR_SOLVER in SU2_*_AD codes.
428 DISCADJ_LIN_SOLVER= FGMRES
429 %
430 % Preconditioner of the Krylov linear solver or type of smoother (ILU,
        LU_SGS, LINELET, JACOBI)
431 LINEAR_SOLVER_PREC= ILU
432 %
433 % Same for discrete adjoint (JACOBI or ILU), replaces LINEAR_SOLVER_PREC
        in SU2_*_AD codes.
434 DISCADJ_LIN_PREC= ILU
435 %
436 % Linear solver ILU preconditioner fill-in level (0 by default)
437 LINEAR_SOLVER_ILU_FILL_IN= 0
438 %
439 % Minimum error of the linear solver for implicit formulations
440 LINEAR_SOLVER_ERROR= 1E-6
441 %
442 % Max number of iterations of the linear solver for the implicit
        formulation
443 LINEAR_SOLVER_ITER= 5
444 %
445 % Restart frequency for RESTARTED_FGMRES
446 LINEAR_SOLVER_RESTART_FREQUENCY= 10
447 %
448 % Relaxation factor for smoother-type solvers (LINEAR_SOLVER= SMOOTH)
449 LINEAR_SOLVER_SMOOTH_RELAXATION= 1.0
450 %
451 % ----- FLOW NUMERICAL METHOD DEFINITION
452 %
453 % Convective numerical method (JST, JST_KE, JST_MAT, LAX-FRIEDRICH, CUSP,
        ROE, AUSM,
454 %                                AUSMPLUSUP, AUSMPLUSUP2, AUSMPWPLUS, HLLC,

```

```

    TURKEL_PREC,
455 % SW, MSW, FDS, SLAU, SLAU2, L2ROE, LMROE)
456 CONV_NUM_METHOD_FLOW= JST
457 %
458 % Roe Low Dissipation function for Hybrid RANS/LES simulations (FD, NTS,
459 % NTS_DUCROS)
460 ROE_LOW_DISSIPATION= FD
461 %
462 % Post-reconstruction correction for low Mach number flows (NO, YES)
463 LOW_MACH_CORR= NO
464 %
465 % Roe-Turkel preconditioning for low Mach number flows (NO, YES)
466 LOW_MACH_PREC= NO
467 %
468 % Use numerically computed Jacobians for AUSM+up(2) and SLAU(2)
469 USE_ACCURATE_FLUX_JACOBIANS= NO
470 %
471 % Use the vectorized version of the selected numerical method (available
472 % for JST family and Roe).
473 % SU2 should be compiled for an AVX or AVX512 architecture for best
474 % performance.
475 USE_VECTORIZATION= NO
476 %
477 % Entropy fix coefficient (0.0 implies no entropy fixing , 1.0 implies
478 % scalar
479 % artificial dissipation)
480 ENTROPY_FIX_COEFF= 0.0
481 %
482 % Higher values than 1 (3 to 4) make the global Jacobian of central
483 % schemes (compressible flow
484 % only) more diagonal dominant (but mathematically incorrect) so that
485 % higher CFL can be used.
486 CENTRAL_JACOBIAN_FIX_FACTOR= 4.0
487 %
488 % Time discretization (RUNGE-KUTTA_EXPLICIT, EULER_IMPLICIT,
489 % Euler_EXPLICIT)
490 TIME_DISCRE_FLOW= EULER_IMPLICIT
491 %
492 % Use a Newton-Krylov method on the flow equations , see TestCases/rans/
493 % oneram6/turb_ONERAM6_nk.cfg
494 % For multizone discrete adjoint it will use FGMRES on inner iterations
495 % with restart frequency
496 % equal to "QUASI_NEWTON_NUM_SAMPLES".
497 NEWTON_KRYLOV= NO
498 %
499 %
500 % -----
501 % ----- TURBULENT NUMERICAL METHOD DEFINITION

```

```

493 %
494 % Convective numerical method (SCALAR_UPWIND)
495 CONV_NUM_METHOD_TURB= SCALAR_UPWIND
496 %
497 % Time discretization (EULER_IMPLICIT, EULER_EXPLICIT)
498 TIME_DISCRE_TURB= EULER_IMPLICIT
499 %
500 % Reduction factor of the CFL coefficient in the turbulence problem
501 CFL_REDUCTION_TURB= 1.0
502 %
503 % -----
503 % ----- HYBRID PARALLEL (MPI+OpenMP) OPTIONS
503 % -----
504 %
505 % An advanced performance parameter for FVM solvers , a large-ish value
      should be best
506 % when relatively few threads per MPI rank are in use (~4). However ,
      maximum parallelism
507 % is obtained with EDGE_COLORING_GROUP_SIZE=1, consider using this value
      only if SU2
508 % warns about low coloring efficiency during preprocessing (performance
      is usually worse).
509 % Setting the option to 0 disables coloring and a different strategy is
      used instead ,
510 % that strategy is automatically used when the coloring efficiency is
      less than 0.875.
511 % The optimum value/strategy is case-dependent .
512 EDGE_COLORING_GROUP_SIZE= 512
513 %
514 % Independent "threads per MPI rank" setting for LU-SGS and ILU
      preconditioners .
515 % For problems where time is spend mostly in the solution of linear
      systems (e.g. elasticity ,
516 % very high CFL central schemes) , AND, if the memory bandwidth of the
      machine is saturated
517 % (4 or more cores per memory channel) better performance (via a
      reduction in linear iterations)
518 % may be possible by using a smaller value than that defined by the
      system or in the call to
519 % SU2_CFD (via the -t/---threads option) .
520 % The default (0) means "same number of threads as for all else".
521 LINEAR_SOLVER_PREC_THREADS= 0
522 %
523 % -----
523 % ----- PARTITIONING OPTIONS (ParMETIS)
523 % -----
524 %
525 % Load balancing tolerance , lower values will make ParMETIS work harder
      to evenly
526 % distribute the work-estimate metric across all MPI ranks , at the

```

```

        expense of more
527 % edge cuts (i.e. increased communication cost).
528 PARMETIS_TOLERANCE= 0.02
529 %
530 % The work-estimate metric is a weighted function of the work-per-edge (e
      .g. spatial
531 % discretization, linear system solution) and of the work-per-point (e.g.
      source terms,
532 % temporal discretization) the former usually accounts for >90% of the
      total.
533 % These weights are INTEGERS (for compatibility with ParMETIS) thus not
      [0, 1].
534 % To balance memory usage (instead of computation) the point weight needs
      to be
535 % increased (especially for explicit time integration methods).
536 PARMETIS_EDGE_WEIGHT= 1
537 PARMETIS_POINT_WEIGHT= 0
538 %
539 %
540 % -----
541 %----- SCREEN/HISTORY VOLUME OUTPUT
542 %----- %
543 % Screen output fields (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of
      available fields)
544 SCREEN_OUTPUT= (INNER_ITER, PRESSURE, RMS_VELOCITY, SIDEFORCE, DRAG, LIFT
      )
545 %
546 % History output groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view list of
      available fields)
547 HISTORY_OUTPUT= (ITER, RMS_PRESSURE, RMS_VELOCITY, SIDEFORCE, DRAG, LIFT)
548 %
549 % Volume output fields/groups (use 'SU2_CFD -d <config_file>' to view
      list of available fields)
550 VOLUME_OUTPUT= (COORDINATES, SOLUTION, PRIMITIVE)
551 %
552 % Writing frequency for screen output
553 SCREEN_WRT_FREQ_INNER= 1
554 %
555 SCREEN_WRT_FREQ_OUTER= 1
556 %
557 SCREEN_WRT_FREQ_TIME= 1
558 %
559 % Writing frequency for history output
560 HISTORY_WRT_FREQ_INNER= 1
561 %
562 HISTORY_WRT_FREQ_OUTER= 1
563 %
564 HISTORY_WRT_FREQ_TIME= 1
565 %

```

```

565 % list of writing frequencies corresponding to the list in OUTPUT_FILES
566 OUTPUT_WRT_FREQ= 250, 250, 300
567 %
568 % Output the performance summary to the console at the end of SU2_CFD
569 WRT_PERFORMANCE= NO
570 %
571 % Overwrite or append iteration number to the restart files when saving
572 WRT_RESTART_OVERWRITE= YES
573 %
574 % Overwrite or append iteration number to the surface files when saving
575 WRT_SURFACE_OVERWRITE= YES
576 %
577 % Overwrite or append iteration number to the volume files when saving
578 WRT_VOLUME_OVERWRITE= YES
579 %
580 % ----- INPUT/OUTPUT FILE INFORMATION -----
581 %
582 % Mesh input file
583 MESH_FILENAME= hinf.su2
584 %
585 % Mesh input file format (SU2, CGNS)
586 MESH_FORMAT= SU2
587 %
588 % Mesh output file
589 MESH_OUT_FILENAME= hinf.su2
590 %
591 % Restart flow input file
592 SOLUTION_FILENAME= solution_flow.dat
593 %
594 % Restart adjoint input file
595 SOLUTION_ADJ_FILENAME= solution_adj.dat
596 %
597 % Output tabular file format (TECPLOT, CSV)
598 TABULAR_FORMAT= CSV
599 %
600 % Files to output
601 % Possible formats : (TECPLOT_ASCII, TECPLLOT, SURFACE_TECPLLOT_ASCII,
602 % SURFACE_TECPLLOT, CSV, SURFACE_CSV, PARAVIEW_ASCII, PARAVIEW_LEGACY,
603 % SURFACE_PARAVIEW_ASCII,
604 % SURFACE_PARAVIEW_LEGACY, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW, RESTART_ASCII,
605 % RESTART, CGNS, SURFACE_CGNS, STL_ASCII, STL_BINARY)
606 % default : (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)
607 OUTPUT_FILES= (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)
608 %
609 % Output file convergence history (w/o extension)
610 CONV_FILENAME= history
611 %
612 % Output file with the forces breakdown

```

```
611 BREAKDOWN_FILENAME= forces_breakdown.dat
612 %
613 % Output file restart flow
614 RESTART_FILENAME= restart_flow.dat
615 %
616 % Output file flow (w/o extension) variables
617 VOLUME_FILENAME= flow
618 %
```