

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

LUCAS GEOVANI DA SILVA SOUZA

ESTUDO DAS TÉCNICAS DE SUCÇÃO E INJEÇÃO DE MASSA NA SUPERFÍCIE
VISANDO O CONTROLE DA CAMADA LIMITE PARA REDUZIR O ARRASTO

Joinville

2019

LUCAS GEOVANI DA SILVA SOUZA

ESTUDO DAS TÉCNICAS DE SUCÇÃO E INJEÇÃO DE MASSA NA SUPERFÍCIE
VISANDO O CONTROLE DA CAMADA LIMITE PARA REDUZIR O ARRASTO

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel no Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Prof. Dr. Rafael Gigena Cuenca

Coorientador: Prof. Dr. Vinicius Malatesta

Joinville

2019

LUCAS GEOVANI DA SILVA SOUZA

ESTUDO DAS TÉCNICAS DE SUÇÃO E INJEÇÃO DE MASSA NA SUPERFÍCIE
VISANDO O CONTROLE DA CAMADA LIMITE PARA REDUZIR O ARRASTO

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 27 de Novembro de 2019.

Banca examinadora:

Prof. Dr. Rafael Gigena Cuenca
Orientador
Presidente

Profa. Dra. Talita Sauter Possamai
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Dr. Ernane Silva
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho aos meus pais.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente sou grato à Deus e aos meus pais pelo bem mais precioso, a vida. Agradeço aos Professores orientadores Rafael Cuenca e Vinicius Malatesta pelos ensinamentos, paciência e excepcional colaboração para o meu crescimento pessoal e profissional ao longo da graduação, também à CNPq pela bolsa de Iniciação Científica que originou este trabalho.

Aos meus queridos irmãos Noraldo Júnior e Vitor Souza, em especial à Cristine Vogel, aos amigos que fizeram parte desta jornada e aos parceiros Saulo Rocha e Marcus Silveira pelo suporte na IC com seus conhecimentos de CFD, todos vocês deram luz ao meu caminho quando tudo parecia não ter solução.

“Que os nossos esforços desafiem as impossibilidades. Lembrai-vos de que as grandes proezas da história foram conquistas daquilo que parecia impossível.”

(Charles Chaplin)

RESUMO

Em 2004 a National Aeronautics and Space Administration (NASA) promoveu um workshop com a proposta de estudar o controle de escoamentos com transição para a turbulência através das técnicas de sucção e injeção de massa na parede de uma geometria pré-estabelecida. A compreensão, o prenúncio e o controle da separação da camada limite são desafios para os pesquisadores da área de Mecânica dos Fluidos e quando são encontrados resultados positivos tem-se o benefício da otimização de projetos, por exemplo, de aeronaves. Visto que a separação da camada limite causa um aumento significativo no arrasto, então, é interessante no ponto de vista aerodinâmico evitar a separação. No presente trabalho espera-se alcançar a redução do arrasto ao aplicar as técnicas de sucção e injeção de massa na parede e então apontar a mais eficaz neste quesito. Portanto, com a geometria do tipo *Glauert-Goldschmied*, foram simuladas em quasi-3D as técnicas de sucção de massa e fluxo oscilatório (injeção/sucção) – usando o método de elementos finitos com o código comercial desenvolvido pela *Altair Engineering®*, visando replicar o experimento e obter o controle da camada limite. Por conseguinte verificou-se que é possível reduzir o arrasto devido à melhoria no campo de pressão e os resultados das simulações se mostraram coerentes com outros autores e com os experimentais.

Palavras-chave: Aerodinâmica. Spalart-Allmaras. Transição laminar-turbulento.

ABSTRACT

In 2004 the National Aeronautics and Space Administration (NASA) hosted a workshop aiming at studying the control of transitional flows applying fluid suction and injection – flow control techniques – on a predefined geometry. Understanding, foreshadowing and controlling boundary layer separation plays an important role for Fluid Mechanics researchers, and when positive results are found, there is the benefit of optimizing projects, e.g. aircraft design. Since boundary layer separation causes increase in drag, it is interesting to avoid it from an aerodynamic point of view. This bachelor thesis aims at reducing the drag via suction and injection techniques and then at pointing out the most effective one. Therefore, the application of these techniques were simulated in quasi-3D over *Glauert-Goldschmied* geometry using a finite element solver developed by *Altair Engineering*®, aiming to reproduce the experiments and to control the boundary layer. As a result, it was found that it is possible to reduce drag due to the improvement on pressure field and the results were consistent with other authors and with the experimental ones.

Keywords: Aerodynamics. Laminar-turbulent transition. Spalart-Allmaras.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Modelo usado no experimento de Greenblatt et al. (2004).	14
Figura 2 - Esboço da geometria arqueada no plano 2D.....	15
Figura 3 - Esboço da camada limite no plano x, y	19
Figura 4 - Vórtices da esteira do escoamento sobre diferentes geometrias.....	20
Figura 5 – Efeito do gradiente de pressão.	21
Figura 6 – Esboço da separação da camada limite.	22
Figura 7 – Efeito da cavidade entre perfil e superfícies hipersustentadoras.....	23
Figura 8 – Recorte de uma malha triangular, não uniforme e bidimensional.	25
Figura 9 – Recorte de uma malha quadrática, unifrome e bidimensional.	26
Figura 10 – Recorte de uma malha triangular, não estruturada e não unifrome.....	27
Figura 11 – Fluxograma das macro atividades.....	29
Figura 12 - Invólucro.....	30
Figura 13 - Geometria arqueada.	30
Figura 14 - Contorno na parede superior do invólucro.	31
Figura 15 – Corte no túnel da região de interesse. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.	32
Figura 16 – Região da geometria arqueada. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.	33
Figura 17 – Região da cavidade. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.....	34
Figura 18 – Região da bolha laminar. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.....	35
Figura 19 – Detalhe dos elementos em z	36
Figura 20 - Condições de contorno.	38
Figura 21 - Condições de contorno sobre a geometria arqueada.....	39
Figura 22 - Coeficiente de pressão (C_p) na superfície do túnel, Problema 1.....	42
Figura 23 - Coeficiente de fricção (C_f) na superfície do túnel, Problema 1.....	43
Figura 24 - Contorno de velocidade (m/s) e linhas de corrente, Problema 1.	44
Figura 25 - Coeficiente de pressão (C_p) na superfície do túnel, Problema 2.....	45
Figura 26 - Contorno de velocidade (m/s) e linhas de corrente, Problema 2.....	46
Figura 27 – Arrasto sobre a geometria arqueada pelo tempo, de 0s a 0,12s.....	47
Figura 28 – Arrasto sobre a geometria arqueada pelo tempo, de 0,12s a 0,24s.....	47
Figura 29 – Arrasto sobre a geometria arqueada pelo tempo, de 0,24s a 0,36s.....	48
Figura 30 – Comparativo do coeficiente de pressão.....	49
Figura 31 – Comparativo do coeficiente de fricção.	50

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Informações das malhas.	36
Tabela 2 – Tamanho e número de passos nos tempo. Problema 3.	37
Tabela 3 – Resultado do teste do fator de relaxação. Problema 1, Malha 1.	40
Tabela 4 - Pontos adimensionais de separação e recolamento da camada limite, Problema 1.	43
Tabela 5 - Pontos adimensionais de separação e recolamento da camada limite, Problema 2.	45
Tabela 6 – Comparação dos resultados de arrasto em cada simulação.	48

LISTA DE ABREVIATURAS

CAD – Computer-aided design
CFD – Computational fluid dynamics
DES – Detached Eddy Simulation
DNS – Direct Numerical Simulation
FEM – Finite element method
GLS – Galerkin/Least-Squares
LES – Large Eddy Simulation
NASA – National Aeronautics and Space Administration
RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes
SA – Spalart-Allmaras
SOR – Successive over-relaxation
SST – Shear Stress Model
TS – Time step

LISTA DE SÍMBOLOS

c	Corda	[m]
C_f	Coefficiente de fricção	[-]
C_p	Coefficiente de pressão	[-]
g_x	Gravidade na direção x	[m/s^2]
g_y	Gravidade na direção y	[m/s^2]
g_z	Gravidade na direção z	[m/s^2]
h	Altura	[m]
M	Número de Mach	[-]
\dot{m}	Fluxo mássico	[kg/s]
p	Pressão	[Pa]
P_{atm}	Pressão atmosférica	[Pa]
Re	Número de Reynolds	[-]
t	Tempo	[s]
U_0	Velocidade de corrente livre	[m/s]
u	Velocidade na direção x	[m/s]
v	Velocidade na direção y	[m/s]
w	Velocidade na direção z	[m/s]
x	Coordenada cartesiana	[m]
y	Coordenada cartesiana	[m]
z	Coordenada cartesiana	[m]
δ	Espessura da camada limite	[m]
λ	Constante da equação de relaxação	[-]
μ	Viscosidade dinâmica	[$Pa \cdot s$]
ν	Viscosidade cinemática	[m^2/s]
ν_t	Viscosidade turbulenta	[m^2/s]
$\tilde{\nu}$	Viscosidade turbulenta modificada	[m^2/s]
ρ	Densidade	[kg/m^3]
ω	Fator de relaxação	[-]

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	13
1.1. CONTEXTUALIZANDO O PROBLEMA PROPOSTO.....	14
1.2. OBJETIVOS.....	16
1.2.1. Objetivo Geral	16
1.2.2. Objetivos Específicos	16
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1. EQUAÇÕES GOVERNANTES	17
2.2. O CONCEITO DE CAMADA LIMITE	18
2.3. SEPARAÇÃO DA CAMADA LIMITE E A TRANSIÇÃO PARA TURBULÊNCIA ...	19
2.4. CONTROLE DE ESCOAMENTOS.....	22
2.5. ABORDAGEM COMPUTACIONAL PARA SOLUÇÃO DE ESCOAMENTOS	24
2.5.1. Solver.....	24
2.5.2. Malha.....	26
2.5.3. Modelo de Turbulência.....	27
3. METODOLOGIA.....	29
3.1. GEOMETRIA E DISCRETIZAÇÃO	30
3.2. SIMULAÇÃO	37
3.2.1. Parâmetros Globais da Simulação.....	37
3.2.2. Condições de Contorno.....	38
3.2.3. Fator de relaxação.....	39
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	41
4.1. PROBLEMA 1 (SEM CONTROLE DE FLUXO)	41
4.2. PROBLEMA 2 (CONTROLE POR SUCÇÃO)	44
4.3. PROBLEMA 3 (CONTROLE POR JATO OSCILATÓRIO).....	46
4.4. COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS.....	48
5. CONCLUSÕES.....	51
REFERÊNCIAS	52

1. INTRODUÇÃO

A compreensão, o prenúncio e o controle da separação da camada limite são desafios para os pesquisadores da área de Mecânica dos Fluidos. De acordo com Schlichting (1979), principalmente no campo da engenharia aeronáutica, o problema do controle do escoamento se tornou muito importante, visto que, ao evitar a separação da camada limite é possível obter melhoria na eficiência aerodinâmica.

Em 2004 a National Aeronautics and Space Administration (NASA) promoveu um workshop que tinha por objetivo testar e validar as técnicas de controle do escoamento através de sucção e injeção de massa na parede da geometria de *Glauert-Goldschmied*, com perfil aerodinâmico predisposto a separação da camada limite. Além de fomentar o desenvolvimento de modelos de turbulência com dados confiáveis, devidamente arquivados e divulgados (ERCOFTAC, 200-?; GREENBLATT et al., 2004 e 2005).

A separação da camada limite em escoamentos de qualquer natureza (laminar, transicional ou completamente turbulento) causa um aumento significativo no arrasto, logo, é interessante no ponto de vista aerodinâmico evitar a separação.

Para escoamentos com o número de Reynolds na faixa de 10^4 a 10^6 , após o desprendimento da camada limite uma bolha de recirculação é formada e posteriormente ocorre a transição de escoamento laminar para turbulento, a partir do ponto de recolamento (STURM et al., 2012), região em que os vórtices se amplificam devido ao gradiente adverso de pressão.

A partir do problema proposto pela NASA com variáveis pré-estabelecidas, muitos pesquisadores publicaram trabalhos, como o de Souza e Malatesta (2016), que compreenderam e replicaram numericamente a técnica de sucção, outros autores compararam os resultados de diferentes modelos de turbulência ou os resultados obtidos por diferentes algoritmos.

No presente trabalho espera-se alcançar a redução do arrasto ao aplicar as técnicas de sucção e injeção de massa na parede e então apontar a mais eficaz neste quesito.

Portanto, foram reproduzidas, em simulação quasi-3D, as técnicas de sucção de massa e fluxo oscilatório (injeção/sucção) aplicadas na geometria do tipo *Glauert-Goldschmied* de acordo com os experimentos descritos em ERCOFTAC [200-?] e Greenblatt et al. (2004 e

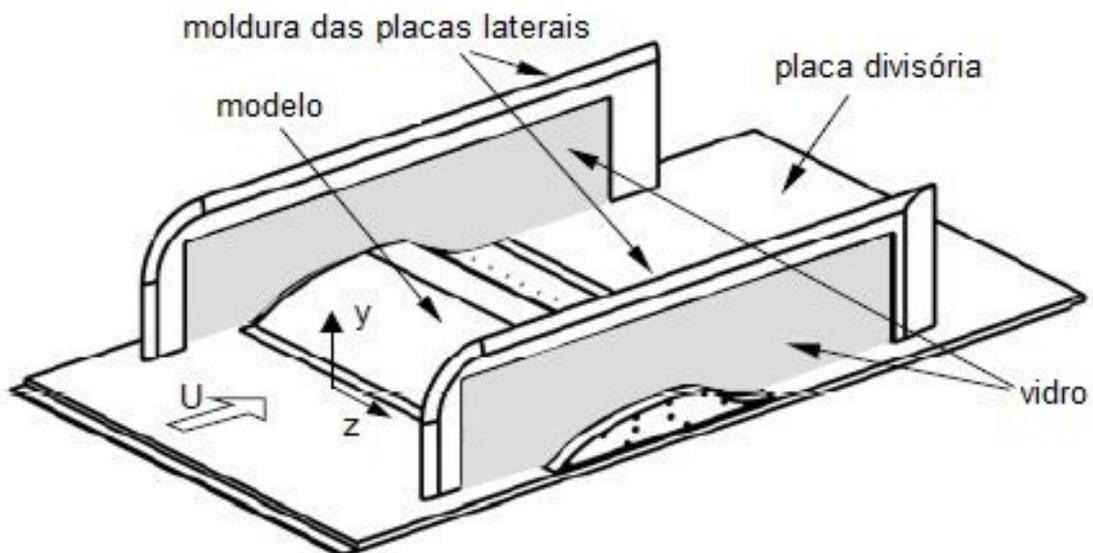
2005), usando o método de elementos finitos com o código comercial desenvolvido pela *Altair Engineering*®, visando o controle da camada limite.

1.1. CONTEXTUALIZANDO O PROBLEMA PROPOSTO

Os experimentos realizados por Greenblatt et al. (2004 e 2005) consistiam em avaliar o escoamento de baixa velocidade sobre uma geometria do tipo *Glauert-Goldschmied*, com perfil aerodinâmico predisposto à separação da camada limite, submetido ao controle ativo. Ademais, preencher lacunas do ramo experimental que dificultam o desenvolvimento de modelos de turbulência – como conjunto de dados incompletos e condições experimentais ou medições inadequadas.

De acordo com Greenblatt et al. (2004) a geometria usada no experimento (Figura 1) possui 0,42 m de corda (c), 0,0537 m de altura máxima (h) e está disposta entre duas placas de vidro com molduras de alumínio, tudo isto foi montado sobre a “placa divisória” para suavizar as arestas, a fim de evitar interferências em grandes escalas no escoamento.

Figura 1 - Modelo usado no experimento de Greenblatt et al. (2004).

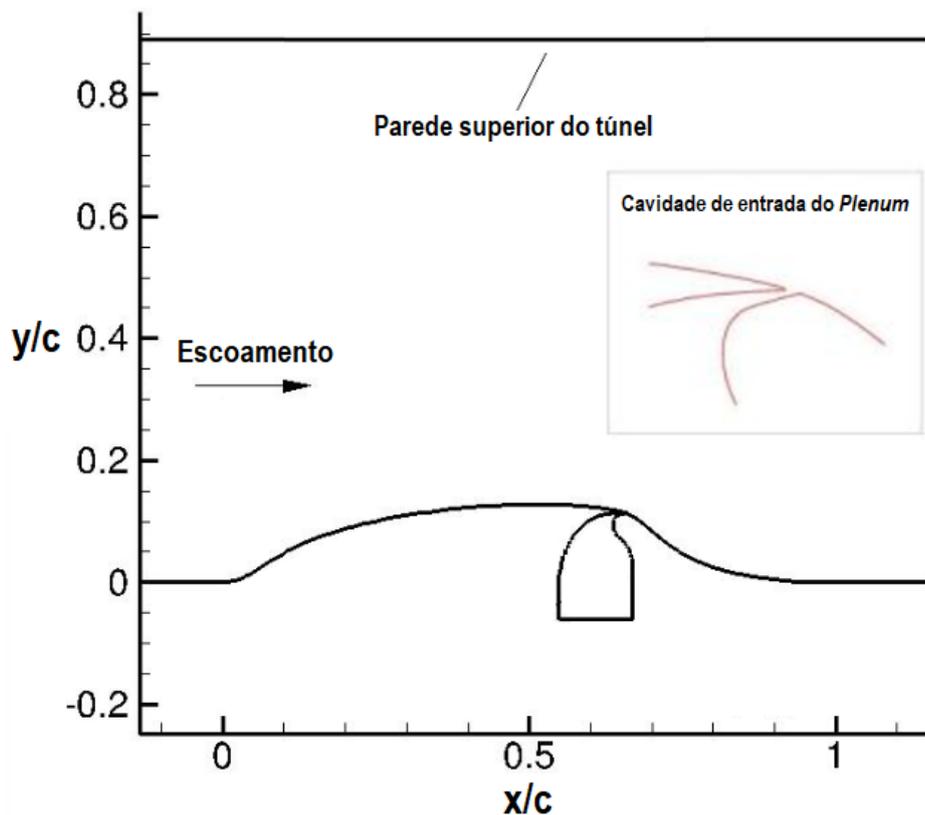


Fonte: adaptado de ERCOFTAC [200-?].

No modelo foram dispostos 153 orifícios de pressão estática ao longo do eixo x e 20 orifícios de pressão dinâmica na região convexa da geometria e os transdutores foram calibrados para cada uma das condições experimentais, *com ou sem controle do escoamento* (GREENBLATT et al., 2004).

Na parte convexa a camada limite está sujeita a um gradiente de pressão favorável e se desprende da parede na parte côncava devido ao gradiente de pressão adverso (SCHOR, 2015). Nesta mesma região tem-se a cavidade para sucção e injeção em aproximadamente 65% da corda (Figura 2), que se estende ao longo do eixo ‘z’. Junto à cavidade tem-se o *plenum* para realizar o controle do fluxo e os casos a serem reproduzidos do Workshop eram: sucção (“Problema 2”) com fluxo mássico fixo de $\dot{m} = 0,01518 \text{ kg/s}$ e jatos oscilatórios de sucção/injeção (“Problema 3”) de ar com velocidade descrita por uma função senoidal de amplitude igual a $26,6 \text{ m/s}$ e frequência de $138,5 \text{ Hz}$, ou seja, o pico corresponde à injeção e o vale corresponde à sucção de massa. O caso sem aplicação do controle da camada limite foi denominado “Problema 1”.

Figura 2 - Esboço da geometria arqueada no plano 2D.



Fonte: adaptado de ERCOFTAC [200-?].

Para todas as situações foi estabelecido que o escoamento teria número de Reynolds $Re = 9,36 \times 10^5$ e número de Mach $M = 0,10$. Corrente livre com velocidade de $34,6 \text{ m/s}$, pressão atmosférica ao nível do mar e as propriedades do fluido como viscosidade $\mu = 1,84 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$ e massa específica $\rho = 1,185 \text{ kg/m}^3$ (ERCOFTAC, 200-?).

1.2. OBJETIVOS

1.2.1. Objetivo Geral

Obter a redução do arrasto do escoamento sobre a geometria de *Glauert-Goldschmied* aplicando as técnicas de sucção de massa e fluxo oscilatório (injeção/sucção).

1.2.2. Objetivos Específicos

- Esclarecer a compreensão da teoria de escoamentos transicionais;
- Aplicar o conhecimento utilizando uma ferramenta numérica comercial de Dinâmica dos Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics - CFD);
- Verificar indicadores que influenciam nos resultados numéricos, isto é, discretização no espaço e no tempo;
- Experimentar diferentes condições de contorno (técnicas de controle);
- Escolher a técnica mais eficaz dentre sucção ou fluxo oscilatório para reduzir o arrasto do escoamento sobre a geometria de *Glauert-Goldschmied*.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo são apresentados os principais conceitos teóricos utilizados no desenvolvimento deste estudo.

2.1. EQUAÇÕES GOVERNANTES

Para um fluido newtoniano, neste caso o ar, em um escoamento isotérmico, incompressível, com viscosidade constante e desprezando a ação da gravidade, as equações que regem o seu movimento, em coordenadas cartesianas, são (ÇENGEL; CIMBALA, 2014):

$$-\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) = \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (1)$$

$$-\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) = \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (2)$$

$$-\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) = \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (4)$$

As equações de Navier-Stokes (1-3) e a equação da continuidade (4) formam um conjunto de quatro equações e quatro incógnitas acopladas (p, u, v e w) que variam no espaço e tempo, enquanto a viscosidade e densidade são dadas pelos valores medidos no ambiente do experimento.

Além das condições supracitadas, foi assumida a hipótese de solução 2D (x, y), entretanto, devido a formulação 3D implementada no *AcuSolve*[®] – solver CFD do pacote de softwares *HyperWorks*[®] desenvolvido pela *Altair Engineering*[®] – a simulação deve ser quasi-3D, isto é, escoamento bidimensional porém a malha tem que ser volumétrica.

Outro ponto importante é que as equações de Navier-Stokes modelam a física do escoamento porém no *AcuSolve*[®] resolve-se as equações Médias de Reynolds em Navier-

Stokes (Reynolds Averaged Navier-Stokes – RANS), com um modelo de turbulência que será apresentado mais adiante. De acordo com Versteeg e Malalasekera (2007), as equações RANS reescrevem as equações (1-4) e ficam na forma das Equações (5-7). Por fim, tem-se também a equação da continuidade, Equação 8:

$$-\frac{\partial u}{\partial t} + \text{div}(u\mathbf{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \cdot \text{div}(\text{grad}(u)) + \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial(-\rho \overline{u'^2})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{u'v'})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{u'w'})}{\partial z} \right) \quad (5)$$

$$-\frac{\partial v}{\partial t} + \text{div}(v\mathbf{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \cdot \text{div}(\text{grad}(v)) + \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial(-\rho \overline{u'v'})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'^2})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'w'})}{\partial z} \right) \quad (6)$$

$$-\frac{\partial w}{\partial t} + \text{div}(w\mathbf{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \cdot \text{div}(\text{grad}(w)) + \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial(-\rho \overline{u'w'})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'w'})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{w'^2})}{\partial z} \right) \quad (7)$$

$$\text{div } \mathbf{U} = 0 \quad (8)$$

Em que as variáveis com apóstrofo são flutuações, o traço acima da variável significa média temporal, e \mathbf{U} é o vetor velocidade com as componentes x , y e z . Nas equações acima tem-se $\mathbf{U} = \mathbf{u} - \mathbf{u}'$, em que \mathbf{u} é o vetor das velocidades médias e \mathbf{u}' é o vetor das flutuações de velocidade, neste caso as flutuações dependem do tempo.

2.2. O CONCEITO DE CAMADA LIMITE

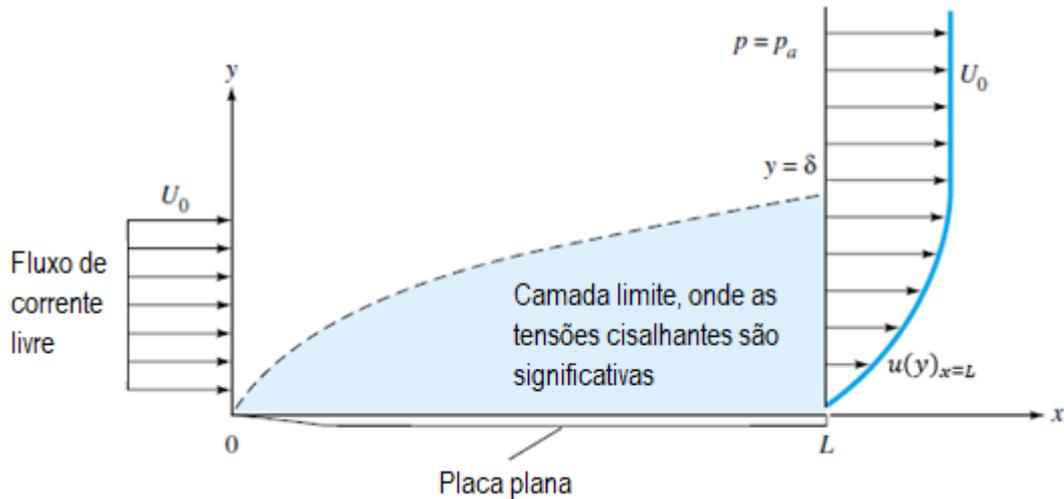
Em 1904 Ludwig Prandtl introduziu o conceito de camada limite, dividindo o escoamento em duas regiões, invíscida e viscosa, sendo esta uma camada fina e próxima da superfície sólida, onde as tensões cisalhantes não podem ser desprezadas (ÇENGEL; CIMBALA, 2014).

Portanto, a formação de camadas com diferentes velocidades no escoamento próximo à superfície sólida é o que denominamos região da camada limite, com velocidade nula na parede e 99% da velocidade de corrente livre na sua camada mais externa.

Na interação fluido-sólido ocorre a aderência do fluido com a face devido a atração intermolecular (SCHLICHTING, 1979), sendo esta, conhecida como condição de não-deslizamento. As partículas que tocam a superfície têm velocidade nula e as partículas adjacentes são desaceleradas devido a tensão cisalhante, formando camadas com diferentes velocidades.

A Figura 3 ilustra o desenvolvimento da camada limite de um escoamento uniforme, paralelo a uma placa plana e de velocidade constante U_0 .

Figura 3 - Esboço da camada limite no plano (x, y) .



Fonte: adaptado de White (1999, p. 153).

De acordo com Çengel e Cimbala (2014), para todo $y > \delta(x)$, ou seja, acima da linha tracejada, é considerado fora da camada limite, onde as tensões cisalhantes são muito pequenas e o escoamento é uniforme com velocidade U_0 . Deste modo, afirma-se que a linha tracejada indica a espessura da camada limite local $\delta(x)$, onde $u = 0,99U_0$, sendo que dentro desta região a velocidade, $u(x, y)$, depende de x e y .

Vale ressaltar que no exemplo da placa plana a componente de velocidade $v(x, y)$ é nula, porém não nula para escoamentos sobre geometrias mais complexas, e.g. a geometria de *Glauert-Goldschmied*.

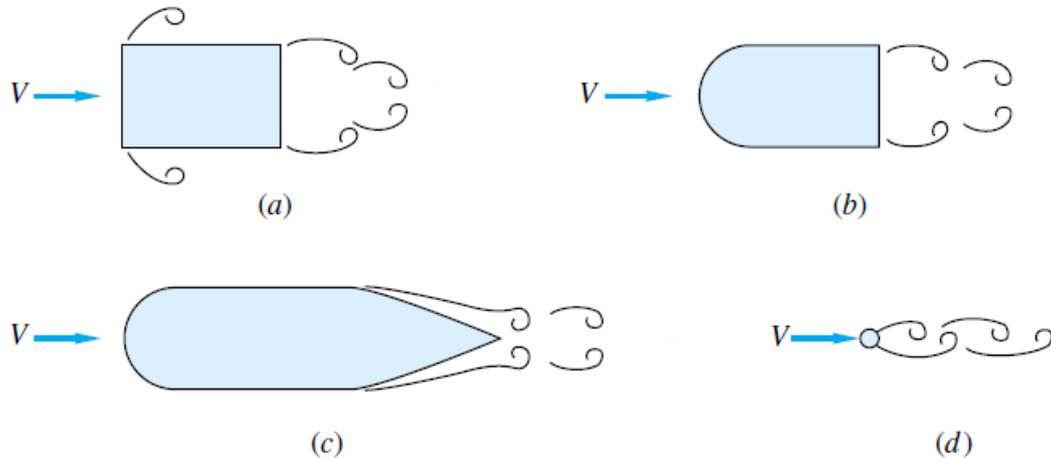
2.3. SEPARAÇÃO DA CAMADA LIMITE E A TRANSIÇÃO PARA TURBULÊNCIA

Um escoamento separado da superfície está associado à formação de vórtices devido ao fluxo no sentido oposto da corrente livre (SCHLICHTING, 1979). De acordo com Anderson (2013), o gradiente de pressão adverso desacelera as partículas do fluido e esta perda de energia causa a reversão do escoamento.

Na Figura 4 observa-se a separação do escoamento e a formação dos vórtices em diferentes geometrias. É importante ressaltar que em corpos com bordo de fuga mais delgados a separação é mais suave, com arrasto menor e distribuição de pressão mais uniforme, conforme

ilustra o item *c*. O formato do bordo de ataque também é importante e pode evitar a separação precoce do escoamento, conforme ilustra o item *a* comparado com *b*.

Figura 4 - Vórtices da esteira do escoamento sobre diferentes geometrias.



Fonte: adaptado de White (1999, p. 456).

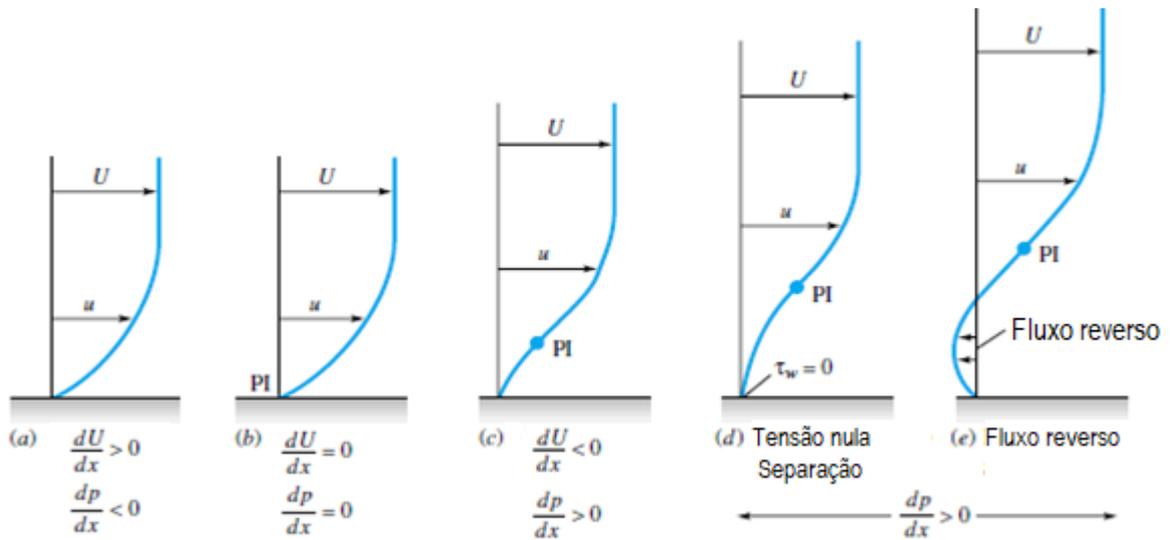
Afim de compreender este fenômeno é importante, também, conhecer o conceito de gradiente de pressão adverso.

Há escoamentos em que a camada limite se mantém aderente ao longo de todo o comprimento molhado da superfície, nestes casos há o gradiente de pressão favorável ou então o adverso fraco. No entanto, dependendo da magnitude do gradiente de pressão adverso, a desaceleração das partículas ligeiramente acima daquelas juntas a parede pode ser suficiente para que o fluido se separe.

De acordo com Drazin e Reid (2004) e White (1999), a camada limite sob gradiente de pressão adverso apresenta um perfil de velocidade “S” – possuindo um ponto de inflexão – condição necessária para a instabilidade, conforme o *teorema do ponto de inflexão de Rayleigh*.

Na Figura 5 temos as ilustrações das cinco possibilidades de gradiente de pressão $\frac{dp}{dx}$ na camada limite e o deslocamento do ponto de inflexão sob o perfil de velocidade. Em *a* o gradiente é favorável, o escoamento acelera e a pressão diminui ao longo do comprimento, e.g. bordo de ataque de aerofólios. Em *b* o gradiente é nulo, logo, os campos de pressão e de velocidade permanecem inalterados ao longo do comprimento, e.g. placa plana a partir do ponto de escoamento plenamente desenvolvido (WHITE, 1999).

Figura 5 – Efeito do gradiente de pressão.

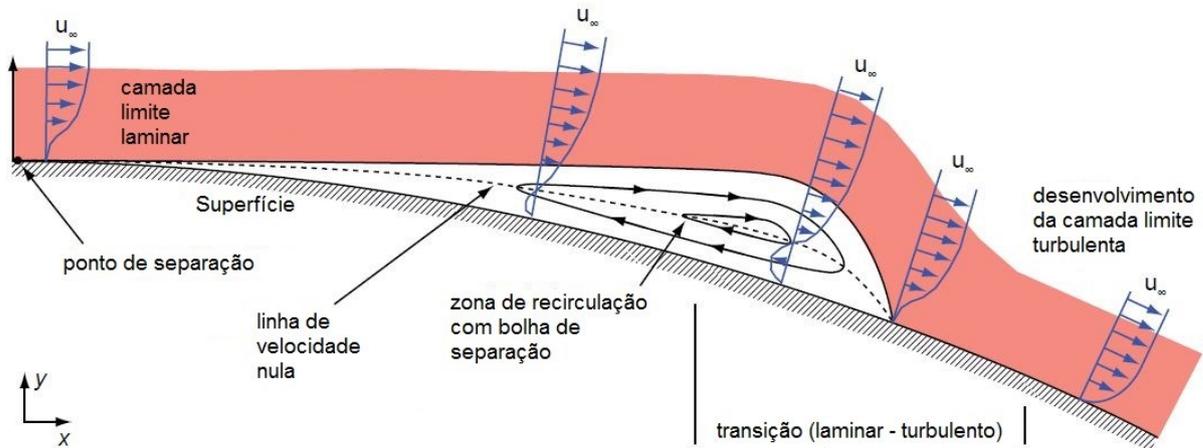


Fonte: adaptado de White (1999, p. 446).

Nos itens *c*, *d* e *e* os gradientes de pressão são adversos, porém em magnitudes diferentes, e.g. bordo de fuga de um aerofólio. Em *c* o gradiente é fraco, não é suficiente para tornar negativa a velocidade próxima a parede. Segundo White (1999), em *d* temos o gradiente crítico (cada escoamento tem um valor crítico de x , dependendo do *Reynolds* e da geometria), este é o ponto em que ocorre a separação da camada limite, pois a inclinação da curva (perfil de velocidade) na parede é 90° em relação a x , i.e. $\left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0} = 0$. Em *e* o escoamento já está separado da parede, o gradiente de pressão permanece adverso e, como podemos observar na figura, ocorre o fluxo no sentido oposto formando os vórtices à jusante.

Para escoamentos com o número de Reynolds de transição – na faixa de 10^4 a 10^6 – o dito vórtice formado é uma bolha de recirculação laminar (Figura 6) e à jusante ocorre a transição para a turbulência, a partir do ponto de recolamento (STURM et al., 2012). É no ponto de recolamento que a linha de velocidade nula (linha tracejada, Figura 6) toca a parede devido ao *downwash* dentro da bolha.

Figura 6 – Esboço da separação da camada limite.



Fonte: adaptado de Sturm et al. (2012).

Sendo o intuito do presente trabalho de controlar esta bolha de recirculação aplicando as duas técnicas de controle propostas para alcançar a redução do arrasto.

2.4. CONTROLE DE ESCOAMENTOS

De acordo com Schlichting (1979), em 1904, Ludwig Prandtl reforçou a teoria proposta para a camada limite descrevendo experimentos de controle do escoamento. Desde então foram desenvolvidas técnicas para melhorar a eficiência aerodinâmica, como:

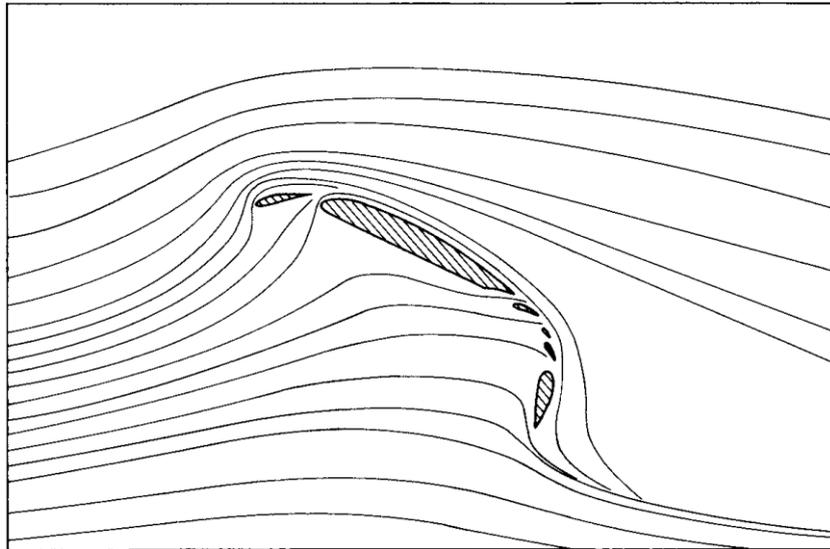
- a. Sucção;
- b. Injeção;
- c. Superfície em movimento;
- d. Injeção de fluido diferente (camada limite binária);
- e. Geometrias adequadas;
- f. Resfriamento da superfície.

Os métodos citados acima têm em comum o objetivo de aumentar a sustentação e reduzir o arrasto ao evitar/postergar a separação da camada limite.

A sucção do fluido na superfície remove as partículas desaceleradas do escoamento, causando redução na espessura da camada limite (SCHLICHTING, 1979), tornando-a menos propensa à transição para turbulência ou separação.

O princípio da injeção de fluido consiste em adicionar energia às partículas desaceleradas na superfície e pode ser realizada ativamente – através de atuadores – ou passivamente através de uma cavidade (e.g. slat e flap em asas de avião, Figura 7), utilizando o fluido da corrente livre de onde a pressão seja maior.

Figura 7 – Efeito da cavidade entre perfil e superfícies hipersustentadoras.



Fonte: adaptado de Anderson (2013, p. 398).

Para as demais técnicas, cujo presente trabalho não se aplica, são apresentados abaixo alguns exemplos de aplicação de acordo com Schlichting (1979) para as técnicas de c à f:

- c. Superfície em movimento: Cilindro em rotação para evitar a formação da camada limite;
- d. Injeção de fluido diferente: Injeção de um fluido menos denso que permanece na superfície, inclusive é um método utilizado para isolamento em escoamentos supersônicos por reduzir também a troca de calor;
- e. Geometrias adequadas: Aerofólios laminares são projetados para manter o ponto de transição para a turbulência o mais próximo possível do bordo de fuga.
- f. Resfriamento da superfície: Pode-se reduzir a espessura da camada limite em escoamentos de qualquer velocidade resfriando a superfície, por seu efeito estabilizante.

Desde o século XX os engenheiros contam com ferramentas numéricas poderosas para realizar projetos e otimizá-los, por exemplo, aplicando qualquer uma das técnicas mencionadas para verificar a viabilidade da aplicação. Na mecânica dos fluidos esta área é denominada Dinâmica dos Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics – CFD), em que estudos como o presente trabalho se enquadram.

2.5. ABORDAGEM COMPUTACIONAL PARA SOLUÇÃO DE ESCOAMENTOS

Versteeg e Malalasekera (2007) afirmam que o CFD tem tido um papel muito importante na indústria aeroespacial para desenvolvimento de produto desde a década de 1960, auxiliando nas soluções e análises de escoamento, transferência de calor e até reações químicas para simulação de motores.

Algoritmos numéricos são capazes de solucionar problemas extremamente complexos, mas seus resultados dependem da experiência e conhecimento do usuário na execução das três principais etapas do CFD: pré-processamento, solução e pós-processamento. Portanto, é necessário que o usuário escolha ou desenvolva um software adequado, defina o domínio, a malha, propriedades do fluido, fenômenos que serão modelados e as condições de contorno (pré-processamento). Também deve-se realizar a solução das equações com o método definido (processamento) e, por último, traduzir os resultados em forma de gráficos e imagens representativos da simulação (pós-processamento).

Detalhes dessas importantes etapas encontram-se na sequência deste capítulo e dos subsequentes.

2.5.1. Solver

O pacote de softwares *HyperWorks*® desenvolvido pela *Altair Engineering*® possibilita soluções em diversos campos de engenharia, inclusive CFD. Este código comercial fora escolhido para realizar o estudo devido sua disponibilidade de licença para a Universidade Federal de Santa Catarina e conhecimento prévio da ferramenta por parte do graduando – em um treinamento de CFD lecionado por um representante da empresa. Neste pacote tem-se o *AcuSolve*® para a solução numérica das equações, um solver baseado no método de elementos finitos, do inglês finite element method (FEM).

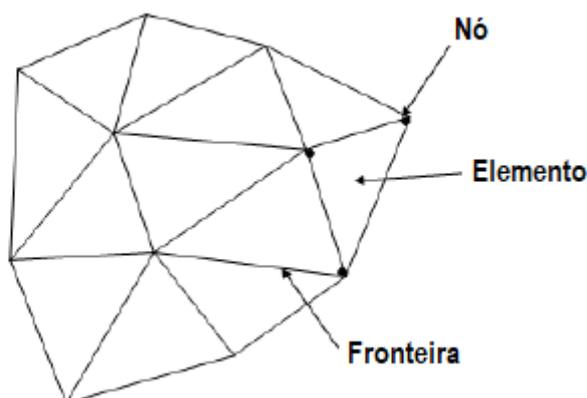
Segundo Corson, Zamora e Medida (2016), o *AcuSolve*® possui formulação Galerkin/Least-Squares (GLS) provendo precisão de segunda ordem no espaço, acoplamento total de pressão e velocidade com solução iterativa linear e integração temporal implícita utilizando o método semi-discreto *generalized-alpha*. “[...] Métodos semi-discretos apenas discretizam o espaço no FEM, deixando um sistema de equações diferenciais ordinárias a ser integrado no tempo.” (JANSEN; WHITING; HULBERT, 2000, p. 2, tradução nossa).

De acordo com Sayma (2009), o método de elementos finitos é baseado no método de resíduos ponderados. Existem diversas técnicas para definir as funções de ponderação, dentre elas estão Galerkin e Least-Squares que o *AcuSolve*® aborda de forma conjunta e – segundo Anupindi (2010) – esta abordagem traz consistência e estabilidade, juntas levando à convergência.

Ademais, o FEM possui as vantagens de solucionar equações diferenciais para malhas não uniformes (irregular), de aplicações em geometrias complexas e provê funções de interpolação entre os nós da malha (SAYMA, 2009).

Igualmente em outros métodos numéricos de CFD, em elementos finitos é necessário discretizar o domínio com elementos que possuem nós (*nodes*) e fronteiras (*edges*). A Figura 8, ilustra essas características dos elementos de malha.

Figura 8 – Recorte de uma malha triangular, não uniforme e bidimensional.



Fonte: adaptado de Sayma (2009, p. 69).

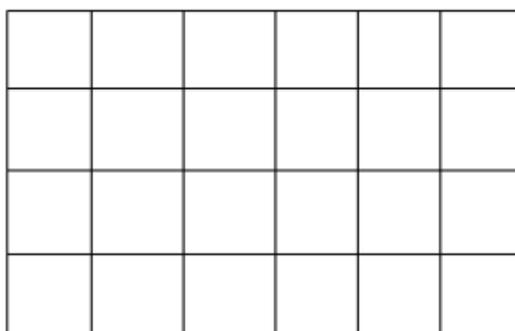
Malhas bidimensionais no FEM podem ter forma triangular ou quadrilateral, enquanto as tridimensionais são tetraédricas, hexaédricas ou prismáticas. Em cada categoria de elemento o número de nós depende da função de interpolação (SAYMA, 2009), somando-se os nós geométricos da malha com os nós virtuais da função.

2.5.2. Malha

A malha consiste na discretização do espaço contínuo, dividindo o domínio em elementos. Na dinâmica dos fluidos computacional para escoamentos externos o domínio pode ser um túnel de vento ou uma área/volume suficientemente grande para evitar erros numéricos no resultado, devido interferências irrealistas nos campos de pressão e velocidade sobre a geometria estudada.

As malhas são classificadas entre uniforme ou não uniforme e estruturada ou não estruturada. Na malha não uniforme a distância entre os nós dos elementos varia, por exemplo, a Figura 8, isto possibilita a aplicação em geometrias complexas. Pelo contrário, na malha regular os nós estão equidistantes, como na Figura 9, sendo aplicável somente à geometrias extremamente simples. Portanto, afirma-se que a uniformidade está relacionada somente à geometria da malha.

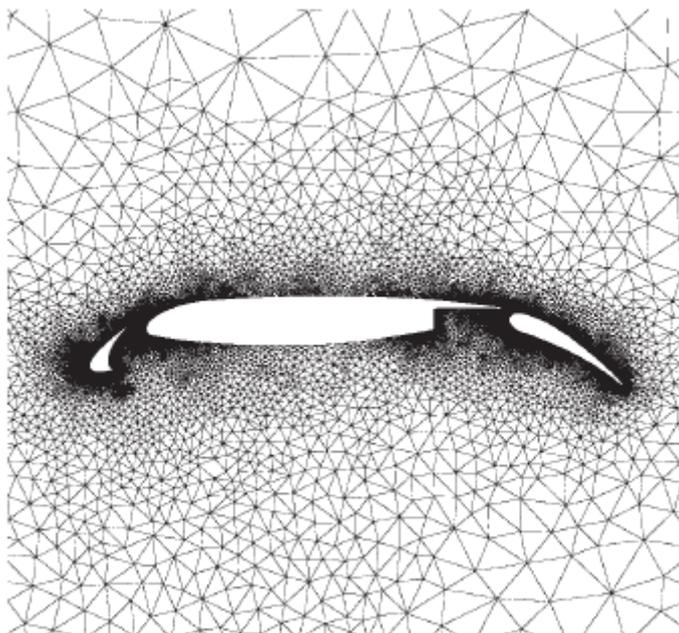
Figura 9 – Recorte de uma malha quadrática, uniforme e bidimensional.



Fonte: adaptado de Sayma (2009, p. 119).

Na malha *estruturada* a quantidade de elementos conectados por um nó é sempre a mesma por todo o domínio ou sub-domínio (SAYMA, 2009), exceto nas bordas. Por outro lado, de acordo com Versteeg e Malalasekera (2007), a malha *não estruturada* (Figura 10) é irregular na quantidade de elementos conectados por um nó, podendo até misturar elementos dentre os diferentes tipos citados na seção 2.5.1.

Figura 10 – Recorte de uma malha triangular, não estruturada e não uniforme.



Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007, p. 311).

A vantagem deste arranjo (Figura 10) é que a malha não impõe uma estrutura implícita de coordenadas – em razão disso, o nome *não estruturada* – por conseguinte, a malha pode ser facilmente concentrada em regiões de interesse para otimizar o custo computacional (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007), em comparação com a malha *estruturada*. Deste modo, a solução das equações governantes fica mais acurada onde a complexidade do escoamento é maior e ao mesmo tempo sem comprometer o resultado global da simulação.

No presente trabalho abordou-se este último arranjo de malha, com elementos triangulares para capturar melhor os efeitos da desordem (turbulência) e facilitar o refinamento sobre a geometria arqueada. Adicionalmente, nas proximidades de toda à superfície inferior da malha utilizou-se elementos quadrilaterais para capturar melhor as linhas de corrente da camada limite. Detalhes da metodologia se encontram na seção 3.1.

2.5.3. Modelo de Turbulência

Segundo Ferziger e Peric (2002), o emprego das equações de Navier-Stokes para resolver escoamentos turbulentos diretamente, *Direct Numerical Simulation* (DNS), ou modelar somente as pequenas escalas, *Large Eddy Simulation* (LES), são métodos que exigem malhas extremamente refinadas e conseqüentemente um custo computacional elevado. Portanto, no presente trabalho abordamos as equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds, do inglês

Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS), em que – de acordo com Versteeg e Malalasekera (2007) – é dada a atenção para a média temporal das propriedades do escoamento (densidade, pressão e velocidade) somadas das flutuações (turbulência). Uma vez que, esses termos extras são modelados pelo “modelo de turbulência” escolhido.

Para esta abordagem existem diversos modelos de turbulência dentre as classes *Reynolds Stress Models* e *Eddy Viscosity Models*, nesta última encontram-se os mais renomados em CFD: o $k-\varepsilon$, o $k-\omega$, o *Shear Stress Transport* (SST) e o *Spalart-Allmaras* (SA).

Segundo Klein (2007), o $k-\varepsilon$ é o mais representativo da classe, sendo este estável e numericamente robusto, o $k-\omega$ é acurado nas regiões com condição de não-escorregamento, portanto, mais recomendado em estudos de camada limite se comparado com o $k-\varepsilon$. Equanto o modelo SST, segundo Souza e Malatesta (2016), apresenta grande vantagem por acoplar as equações dos dois modelos mencionados acima, com uma função de transição que faz o $k-\omega$ predominar dentro da camada limite e um $k-\varepsilon$ transformado prevalecer no restante do domínio.

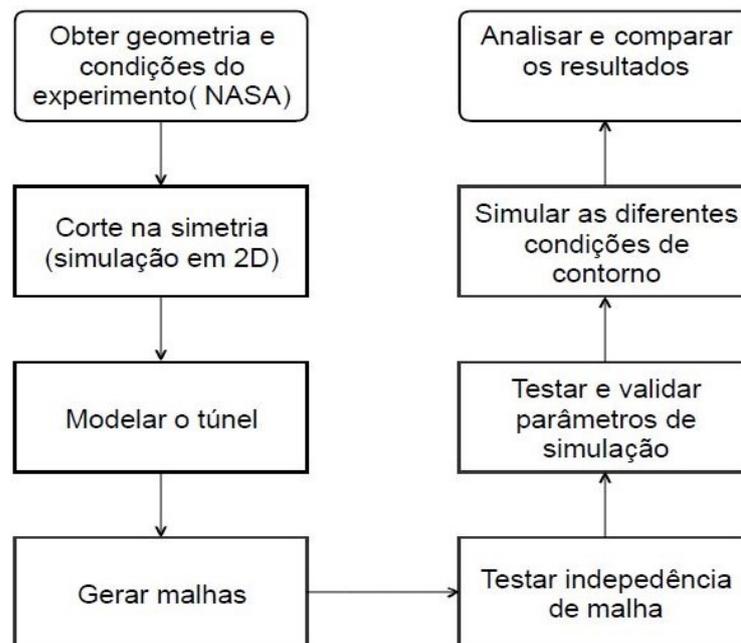
É conveniente ressaltar que os modelos apresentados acima são de duas equações e há também modelos de uma equação como, por exemplo, o *Spalart-Allmaras* que calcula satisfatoriamente a camada limite sob gradientes de pressão adverso e reproduz suavemente a transição de escoamento laminar-turbulento (SPALART; ALLMARAS, 1992). Por conseguinte, o último modelo foi aplicado na simulação para a análise numérica do escoamento sobre a geometria de *Glauert-Goldschmied*.

3. METODOLOGIA

Para a solução numérica das equações governantes do problema, utilizou-se o *SolidWorks*® e o *HyperMesh*® para modelar e o *AcuSolve*® para validar os parâmetros e posteriormente realizar as simulações finais.

A Figura 11 esboça a metodologia brevemente explanada acima e com mais detalhes na sequência do trabalho.

Figura 11 – Fluxograma das macro atividades.



Fonte: Autor (2019).

A geometria e as condições experimentais para replicar na simulação estão disponíveis em ERCOFTAC [200-?]. Utilizando o CAD *SolidWorks* foi feito um corte na simetria (plano x, y) para obter o contorno 2D da geometria. Com o *HyperMesh* modelou-se o túnel de vento e foram geradas as malhas para testar a independência da discretização do espaço para com os resultados. Portanto, após testar as malhas e os dados de entrada da simulação, utilizando o *AcuSolve*, realizou-se as simulações finais para obter os resultados do presente trabalho.

3.1. GEOMETRIA E DISCRETIZAÇÃO

Na Figura 1 apresentou-se a geometria obtida em ERCOFTAC [200-?] e apesar do modelo tridimensional as simulações são quasi-3D para diminuir o grau de complexidade do problema, partindo da hipótese que o escoamento bidimensional é representativo. Portanto, usando o software CAD *SolidWorks* foi dado um corte no plano de simetria para obter as linhas da superfície arqueada e do *plenum* – contorno 2D apresentado na Figura 2 – e utilizando o *HyperMesh* construiu-se um invólucro com dimensões baseadas na corda da geometria de *Glauert-Goldschmied* representando o túnel de vento como ilustra a Figura 12.

Figura 12 - Invólucro.

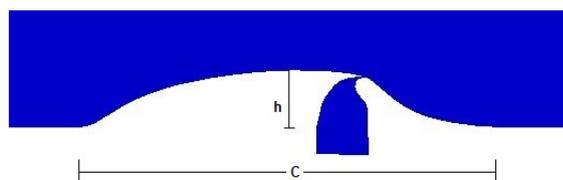


Fonte: Autor (2019).

A dimensão de $6,39c$ para a região montante da geometria de *Glauert-Goldschmied* foi dada por Greenblatt et al. (2004) afirmando que em testes preliminares de CFD o perfil de velocidade se desenvolveu aproximadamente igual ao do experimento. Já a dimensão de $10c$ foi escolhida baseado no modelo de Schor (2015), de modo a evitar refluxo de massa na saída. A altura de aproximadamente $0,91c$ é a altura nominal do túnel, fornecida juntamente com as especificações do contorno de rebaixamento na parede superior, na base de dados da ERCOFTAC [200-?], que será explanado adiante.

A Figura 13 evidencia a geometria arqueada, com as informações de altura e corda previamente mencionados de acordo com Greenblatt et al. (2004), $c = 0,42\text{ m}$ e $h = 0,0537\text{ m}$.

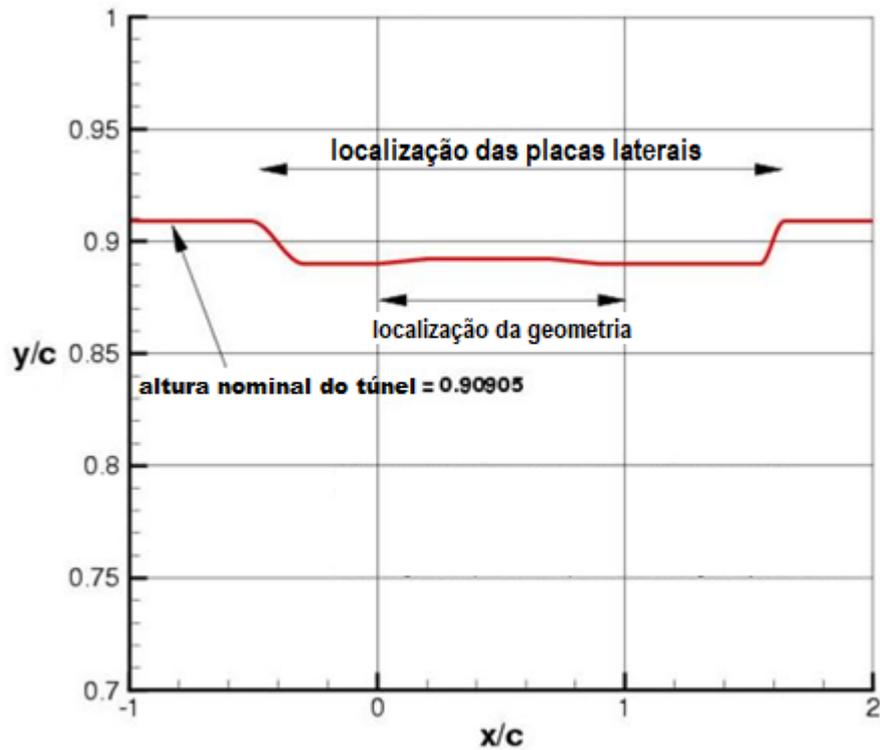
Figura 13 - Geometria arqueada.



Fonte: Autor (2019).

A Figura 14 ilustra o contorno na parede superior do invólucro para simulação, este contorno foi proposto pela ERCOFTAC [200-?] para computar o efeito no campo de pressão causado pelas placas laterais que estão presentes no experimento porém ausentes na simulação numérica quasi-3D.

Figura 14 - Contorno na parede superior do invólucro.



Fonte: adaptado de ERCOFTAC [200-?].

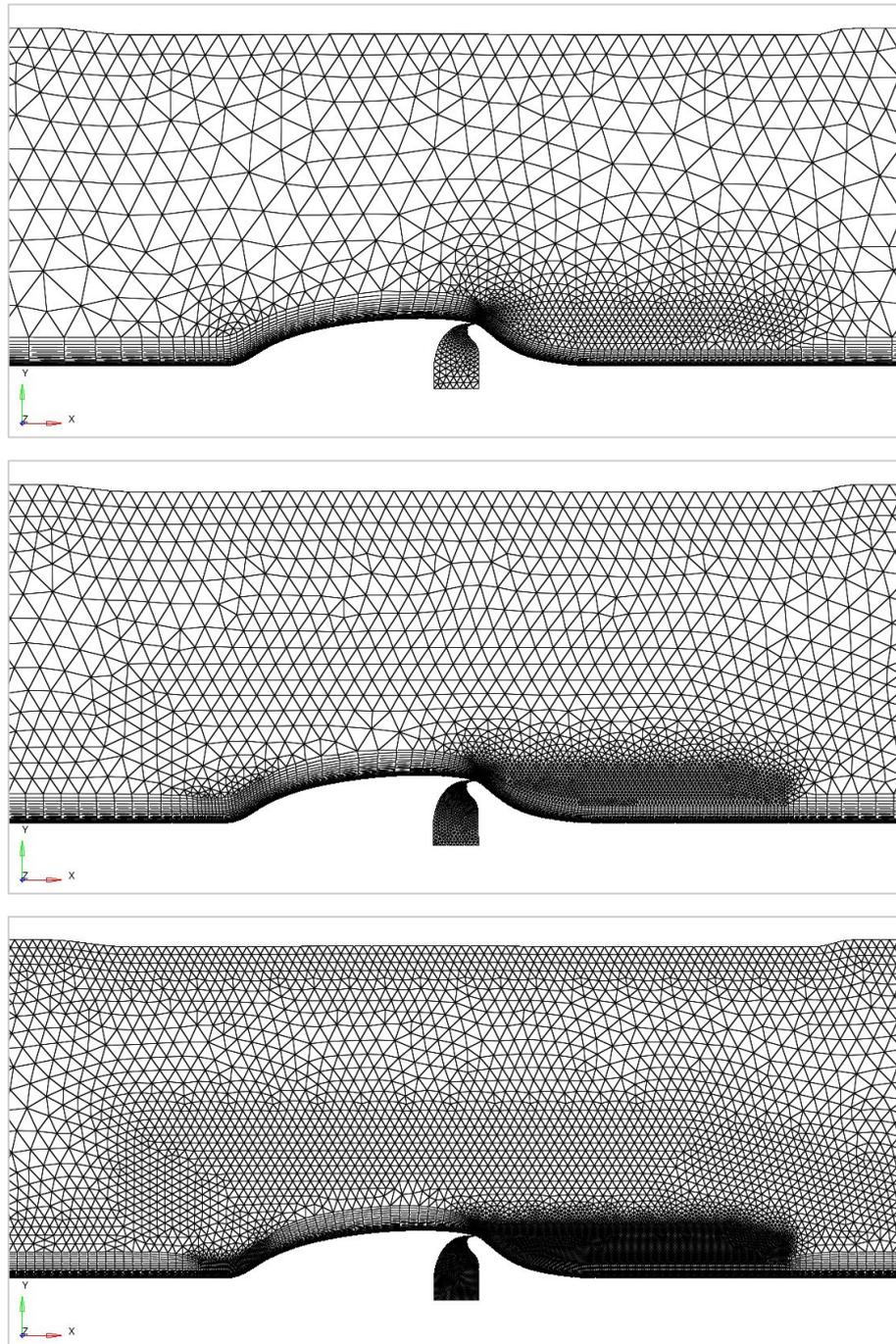
As placas laterais reduzem a tridimensionalidade do escoamento, porém criam um *sidewash* que afeta o campo de pressão do escoamento sobre a geometria arqueada. Deste modo, o contorno foi modelado seguindo a instrução de ERCOFTAC [200-?] com a posição e as dimensões da Figura 14.

Para obter resultados coerentes é necessário discretizar a geometria do túnel de forma adequada, em vista disso, com o *HyperMesh* foram criadas três malhas triangulares 2D com refinamento próximo à parede usando elementos quadrangulares e posteriormente a extrusão dos elementos na direção z (simulação quasi-3D).

Todo o invólucro foi discretizado usando o tamanho mínimo dos elementos no bloco como critério e a taxa de crescimento (*growth rate*) como condição. A Figura 15 ilustra as

malhas próximo à geometria de *Glauert-Goldschmied* no túnel e pode-se observar também o contorno na parede superior e os blocos de refinamento.

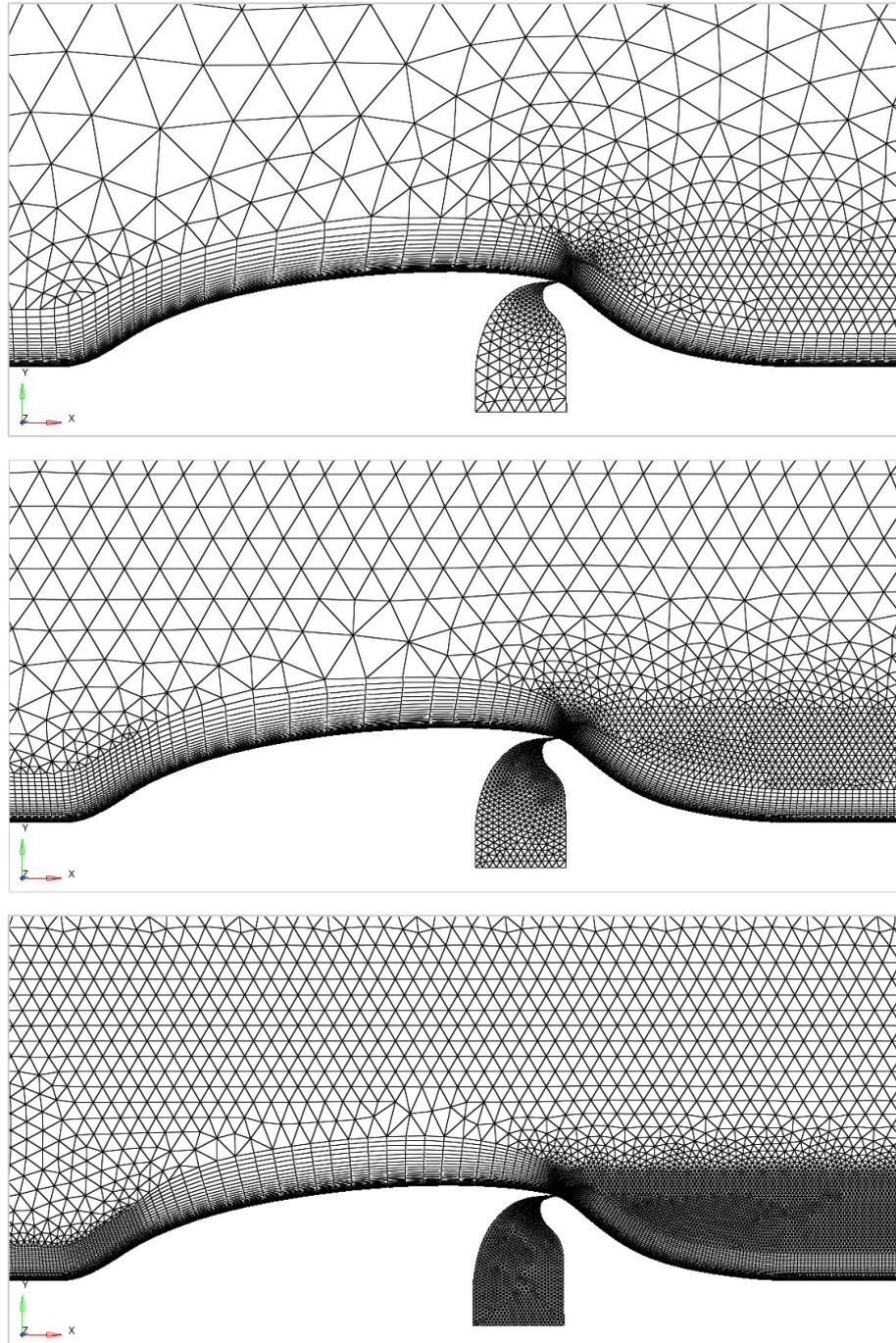
Figura 15 – Corte no túnel da região de interesse. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.



Fonte: Autor (2019).

Em cada uma das malhas foram feitos blocos de refinamento (*stretching*) próximo à geometria arqueada. A Figura 16 mostra essa região para as três malhas.

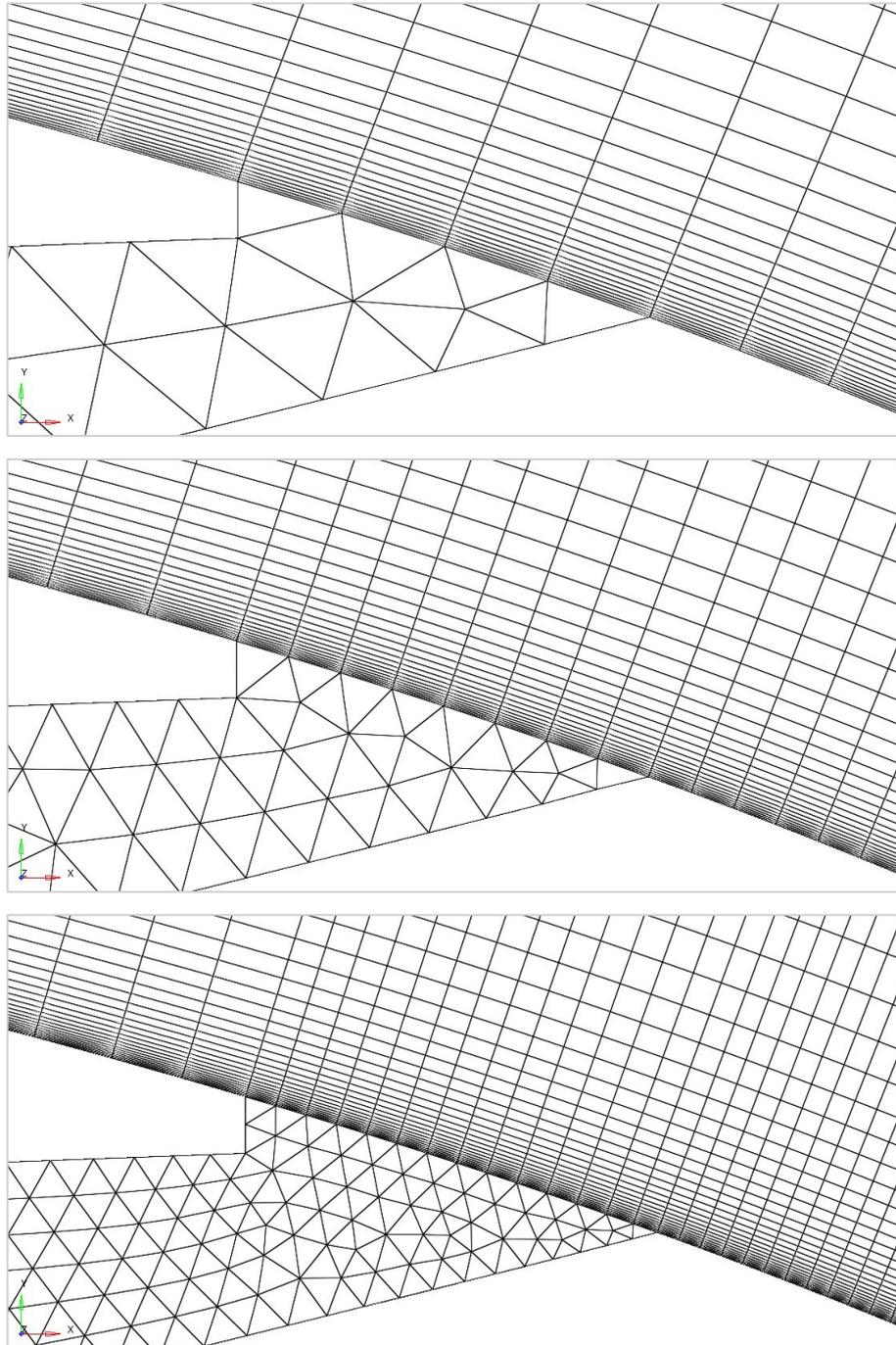
Figura 16 – Região da geometria arqueada. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.



Fonte: Autor (2019).

No intuito de obter maior precisão na região de controle do escoamento os menores elementos devem se concentrar próximo a cavidade, como mostra a Figura 17. Esta foi a linha inicial de discretização, sendo idealizado na Malha 1 quatro elementos de $0,48\text{ mm}$, a Malha 2 com oito de $0,24\text{ mm}$ e a Malha 3 com 14 de $0,12\text{ mm}$ em média.

Figura 17 – Região da cavidade. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.

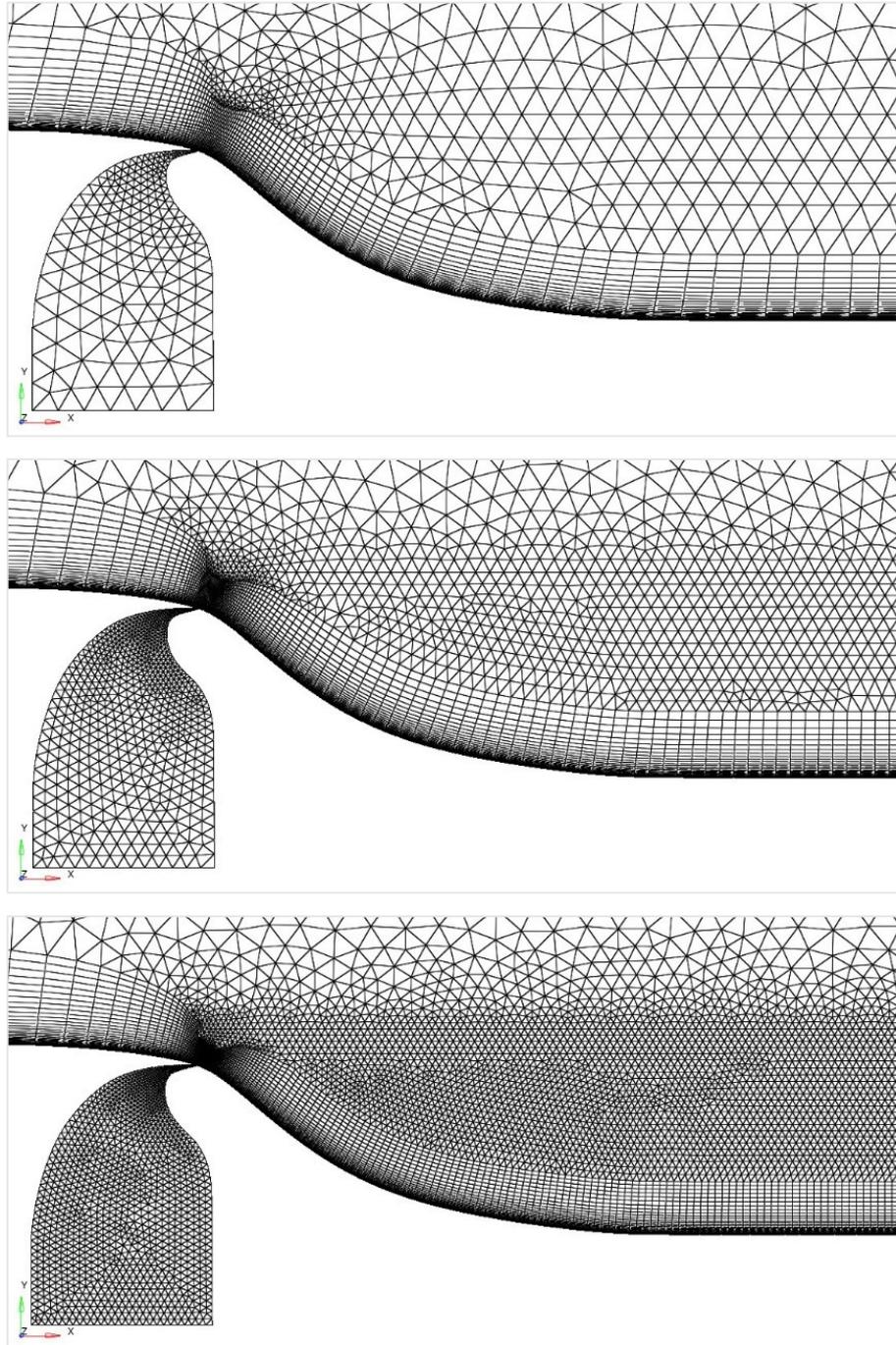


Fonte: Autor (2019).

A partir disso os outros blocos foram construídos com o tamanho mínimo do elemento de acordo com o bloco adjacente e uma taxa de crescimento definida em 1,1, exceto na camada limite que foi 1,15 e no *far field* que foi 1,2. Retornando à Figura 15 pode-se observar

novamente o crescimento dos elementos ao longo dos blocos e a Figura 18 evidencia tal expansão dos elementos onde era esperada a formação da bolha de recirculação laminar.

Figura 18 – Região da bolha laminar. Malhas 1, 2 e 3 de cima para baixo.

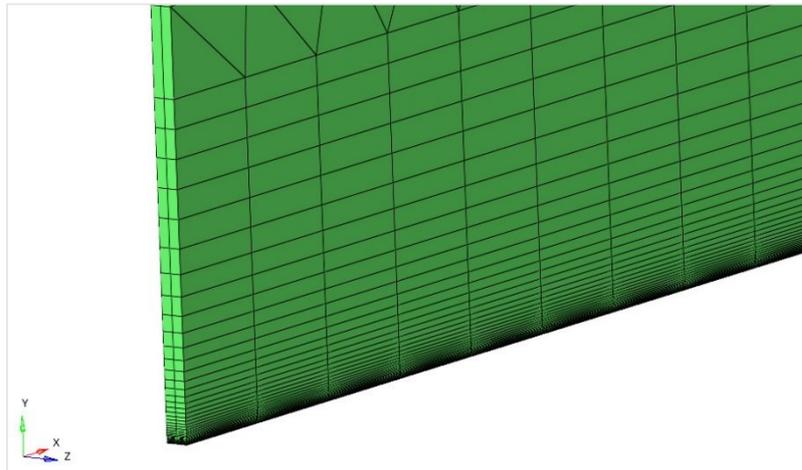


Fonte: Autor (2019).

Outro ponto importante para a concepção da malha é a necessidade de elementos volumétricos para a simulação quasi-3D. Portanto, foi realizado um estudo para saber a influência do número de elementos em z e a razão de aspecto dos mesmos entre as dimensões

x e z ; constatou-se que ambos os parâmetros não influenciam nos resultados porque é utilizada a condição de contorno de simetria na laterais do túnel (“espelho” da malha, deixando-a infinitamente alongada em z e $-z$), por conveniência foram utilizados dois elementos na direção z (Figura 19) com razão de aspecto xz máxima de 10.

Figura 19 – Detalhe dos elementos em z .



Fonte: Autor (2019).

Deste modo, os elementos triangulares se tornam prismas e os quadrilaterais se tornam hexaedros. A quantidade total de nós e elementos em cada malha criada estão na Tabela 1, contudo, metade dos elementos e dois terços dos nós possuem soluções repetidas entre si, em outras palavras, se as malhas fossem 2D cada uma teria metade dos elementos e um terço dos nós apresentados na Tabela 1.

Tabela 1 - Informações das malhas.

Malha	Número de elementos	Número de nós
1	36.696	47.604
2	73.668	93.993
3	167.050	203.400

Fonte: Autor (2019).

O intuito de criar três malhas é para assegurar que os resultados são confiáveis, portanto, independentes da discretização do espaço. Em vista disso foi realizado o estudo de convergência de malha e todas as três apresentaram resultado próximo o suficiente para se

considerar independentes. A seção 4 contempla, também, os resultados comparativos das malhas.

Assim como o espaço, para a simulação em regime transiente é necessário discretizar o tempo; sabe-se que o *AcuSolve*® utiliza um método implícito que não depende do passo no tempo (*time step* – *ts*) para convergir, porém isto não garante a qualidade dos resultados, portanto, decidiu-se usar como referência os ciclos de injeção/sucção para definir o tamanho do passo no tempo, sendo o chute inicial de 50 *ts* por ciclo e duas simulações extras com 100 *ts* e 200 *ts* por ciclo para verificar a consistência dos resultados.

Por fim, a Tabela 2 detalha os dados de passo no tempo para as simulações transientes do Problema 3, o número total de passos foi definido partindo da proposta de simular 50 ciclos completos para observar se ocorre a oscilação uniforme do escoamento ao longo do tempo.

Tabela 2 – Tamanho e número de passos nos tempo. Problema 3.

Discretização no tempo	Passo no tempo	Total de passos
50 <i>ts</i> por ciclo	$1.444 \times 10^{-4}s$	2.500
100 <i>ts</i> por ciclo	$7.220 \times 10^{-5}s$	5.000
200 <i>ts</i> por ciclo	$3.610 \times 10^{-5}s$	10.000

Fonte: Autor (2019).

3.2. SIMULAÇÃO

Para simulações em CFD existem diversas diretrizes de boas práticas que podem auxiliar o usuário do software, porém os principais ingredientes para o sucesso são experiência e conhecimentos na área (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Aliando estes fatores o usuário poderá obter o melhor resultado possível. Sendo que parte disto consiste na definição dos parâmetros, também chamado de *set up* da simulação.

3.2.1. Parâmetros Globais da Simulação

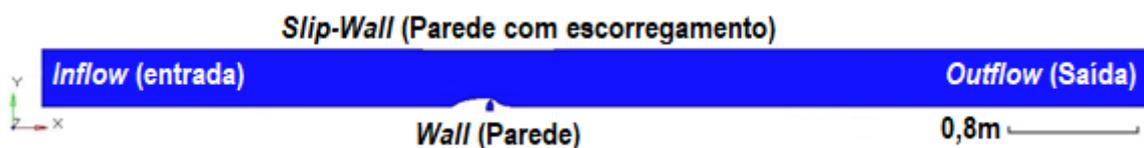
Para a solução numérica foi usado o *AcuSolve* com interface dada pelo *AcuConsole*, no qual definiu-se a modelagem do escoamento por Navier-Stokes, o modelo de turbulência SA, a tolerância de convergência padrão de 0,001 para resíduos, as condições nodais iniciais de velocidade de corrente livre $U_0 = 34,6 \text{ m/s}$, pressão atmosférica ao nível do mar $P_{atm} =$

101.325 Pa e as propriedades do fluido como viscosidade $\mu = 1,84 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$ e massa específica $\rho = 1,185 \text{ kg/m}^3$ (ERCOFTAC, 200-?). O parâmetro de turbulência utilizado foi a razão da viscosidade turbulenta modificada por viscosidade cinemática $\tilde{\nu}/\nu = 3$, de acordo com Spalart e Rumsey (2007) é o valor indicado para cálculos aerodinâmicos utilizando o modelo SA em escoamentos de baixa turbulência, visto que $\tilde{\nu}/\nu = 3$ nos leva a razão de viscosidade turbulenta $\nu_t/\nu = 0,2$. Essas definições são padrão para todas as simulações, enquanto o tipo de análise em regime permanente se aplica somente para os Problemas 1 e 2 o transiente está para o Problema 3, e as condições de contorno também têm suas particularidades para cada caso.

3.2.2. Condições de Contorno

As condições de contorno (Figura 20) foram definidas de acordo com as hipóteses a fim de aproximar ao máximo com a realidade dos experimentos. A condição de *Inflow* (entrada) foi definida com o parâmetro de velocidade de entrada normal a superfície, $U_0 = 34,6 \text{ m/s}$. Na saída temos a condição de contorno *Outflow* e foi definida por pressão atmosférica ao nível do mar.

Figura 20 - Condições de contorno.



Fonte: Autor (2019).

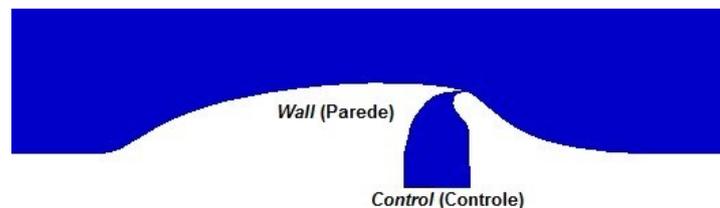
Na superfície inferior foi utilizada a condição *Wall* (parede) para definir a lei do não-escorregamento com tratamento de turbulência utilizando a função *Low Reynolds Number*, sendo esta recomendada pelo manual do AcuSolve (2017) por ser mais acurada e a única válida para escoamento com separação dentre as funções disponíveis no AcuSolve®. Na superfície superior não é desejada a lei do não-escorregamento, visto que, o recorte na geometria para o

efeito de bloqueio geraria uma camada limite irreal se comparada com a do túnel no experimento, portanto temos a condição de *Slip-wall* (parede com escorregamento).

Há também as paredes laterais do túnel quasi-3D que foram definidas com condição de simetria, conforme mencionado anteriormente, corroborando a hipótese de escoamento bidimensional.

A condição de contorno *Control* (Figura 21), foi definida como *Slip-wall* para o problema sem controle de fluxo e para o problema com controle de fluxo por sucção a definimos como *Inflow* usando a velocidade para baixo $v = -0,433 \text{ m/s}$, sendo esta a velocidade necessária para obter o valor de fluxo de massa $\dot{m} = 0,01518 \text{ kg/s}$ saindo da área inferior do *plenum*, especificado previamente por Greenblatt et al. (2004).

Figura 21 - Condições de contorno sobre a geometria arqueada.



Fonte: Autor (2019).

A fim de seguir o modelo de Schor (2015), no problema de controle oscilatório por sucção/injeção, o *plenum* foi retirado da malha. A condição de velocidade com perfil senoidal – com $26,6 \text{ m/s}$ de amplitude e $138,5 \text{ Hz}$ de frequência, foi utilizada conforme o experimento de Greenblatt et al. (2005) – sendo aplicada diretamente na superfície da rampa, respeitando a área da cavidade e o ângulo de saída do jato de acordo com o ângulo de saída do *plenum*.

Esta condição foi inserida na interface do *AcuSolve* como uma *User Defined Function* (função definida pelo usuário) e as condições iniciais para os nós foram obtidas com uma simulação sem controle de fluxo em regime permanente.

3.2.3. Fator de relaxação

De acordo com Fortuna (2000), nos métodos iterativos, em geral, a diferença entre os valores anterior e presente diminui até que esteja aproximado da solução numérica, porém isto implica que sejam necessárias várias iterações para convergir. No entanto, existe o fator de relaxação (ω) que pode acelerar ou retardar o processo de convergência dependendo do seu

valor. Há algumas formulações teóricas para encontrar o ω “ótimo”, mas isto se aplica apenas em algumas soluções particulares, logo, é comum usufruir de testes numéricos para determinar o valor “ótimo”.

Ainda de acordo Fortuna (2000), os valores de ω se encontram definidos nos seguintes intervalos: sub-relaxado para $0 \leq \omega < 1$, sobre-relaxado para $1 < \omega \leq 2$ e para $\omega = 1$ o incremento não é alterado.

O *AcuSolve* utiliza o método *Successive over-relaxation* (SOR), sobre-relaxação sucessiva, e trabalha com o valor de λ da equação (5) para definir seu ω . O software permite aplicação deste fator no intervalo $0 \leq \lambda \leq 1$, então, o melhor valor de λ foi escolhido baseado nos testes com 0,0; 0,2; 0,4; 0,6 e 0,8 – usando como base o caso “sem controle de fluxo” com a Malha 1.

$$\omega = 1 + \lambda \quad (9)$$

A partir dos resultados apresentados na Tabela 3 foi escolhido o valor de $\lambda = 0,4$ por obter o menor custo computacional.

Tabela 3 – Resultado do teste do fator de relaxação. Problema 1, Malha 1.

λ	Número de <i>time steps</i>	Tempo de simulação
0,0	24	849 s
0,2	26	1186 s
0,4	26	701 s
0,6	24	779 s
0,8	114	1.735 s

Fonte: Autor (2019).

O valor padrão do *AcuSolve* é $\lambda = 0$ e favorece a velocidade de convergência, em que o SOR se torna Gauss-Seidel puro (FORTUNA, 2000), porém há um valor ótimo dentre os pontos escolhidos, logo, decidiu-se que $\lambda = 0,4$, ou seja, $\omega = 1,4$ seria padrão para o presente trabalho.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nesta seção são apresentados os resultados das simulações. Os coeficientes de pressão e fricção foram avaliados para a convergência das malhas entre si e com o experimental, posteriormente foram comparados os resultados dos pontos de separação e de transição laminar-turbulento com outros autores e por fim o arrasto total entre os casos para apontar o mais eficaz.

A Equação 10 é a fórmula do coeficiente de pressão utilizada para os cálculos do mesmo no presente trabalho:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2} \quad (10)$$

A Equação 11 é a fórmula do coeficiente de fricção na superfície. Dado pela tensão de cisalhamento τ na interação fluido-sólido.

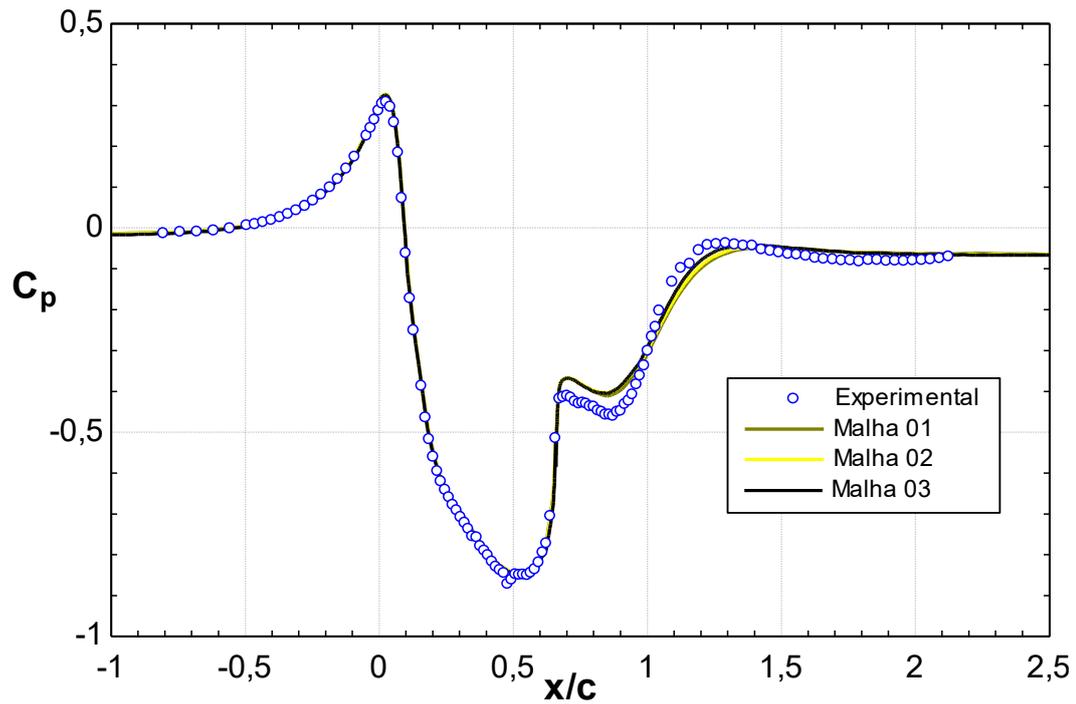
$$C_f = \frac{\tau}{\frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2} \quad (11)$$

4.1. PROBLEMA 1 (SEM CONTROLE DE FLUXO)

O caso sem controle de fluxo é a solução pura do escoamento sobre a geometria de *Glauert-Goldschmied* e partir da sua convergência o tomamos como referência para basicamente alterar a condição de contorno “Controle” e resolver os outros casos.

A Figura 22 é o gráfico do coeficiente de pressão (C_p) em relação ao comprimento pela corda (x/c), lembrando que a geometria está localizada no intervalo $[0,1]$.

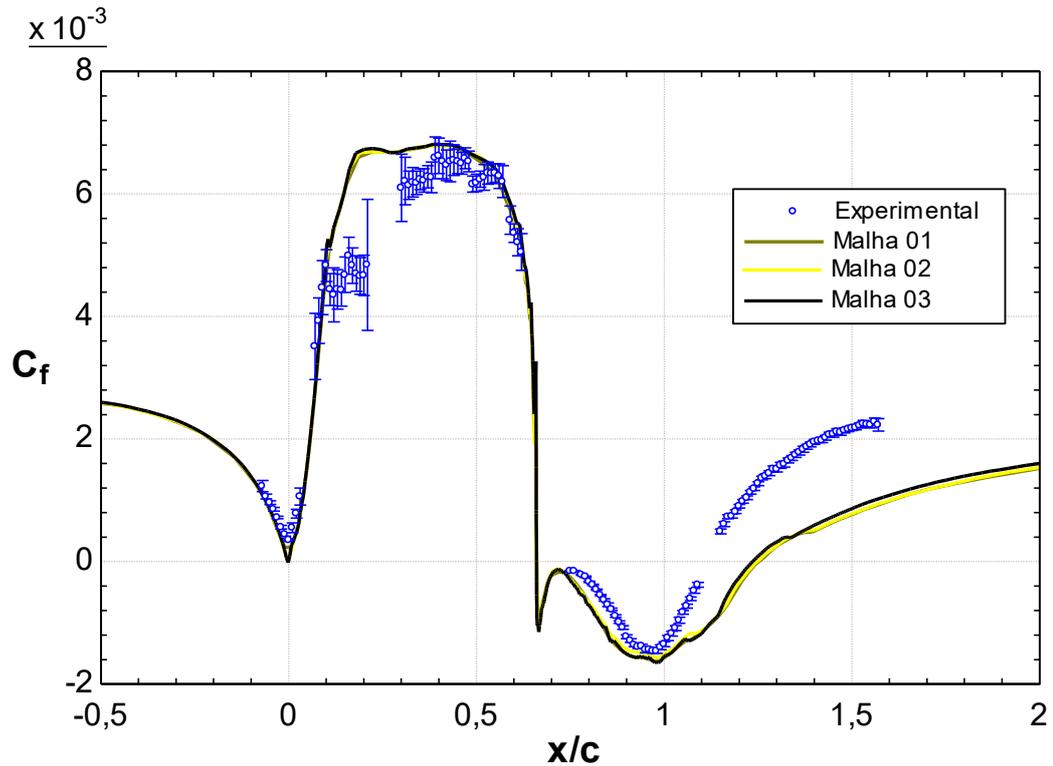
Figura 22 - Coeficiente de pressão (C_p) na superfície do túnel, Problema 1.



Fonte: Autor (2019).

Neste gráfico observa-se a convergência dos resultados das três malhas com o experimental, com o detalhe da região de $0,7 < x/c < 2$ que há um afastamento da curva, porém a simulação numérica aproxima-se de forma satisfatória com os dados medidos. Isso deve-se ao fato do modelo SA não conseguir capturar todas as escalas turbulentas, logo, o perfil de velocidade e o campo de pressão nesta região possuem erros de modelagem.

O que ocorre com a solução do campo de pressão na região $0,7 < x/c < 2$, também ocorre com a tensão de cisalhamento na superfície para o cálculo do coeficiente de fricção (C_f) apresentado na Figura 23.

Figura 23 - Coeficiente de fricção (C_f) na superfície do túnel, Problema 1.

Fonte: Autor (2019).

Na região $0,1 < x/c < 0,6$ a incerteza das medições experimentais é relativamente grande, contudo, o comportamento da curva é aceitável e com valores próximos do experimental.

A Tabela 4 apresenta o comparativo dos resultados, com o experimental e outros autores, dos pontos adimensionais (x/c) de separação e recolamento da camada limite obtidos na simulação da Malha 03.

Tabela 4 - Pontos adimensionais de separação e recolamento da camada limite, Problema 1.

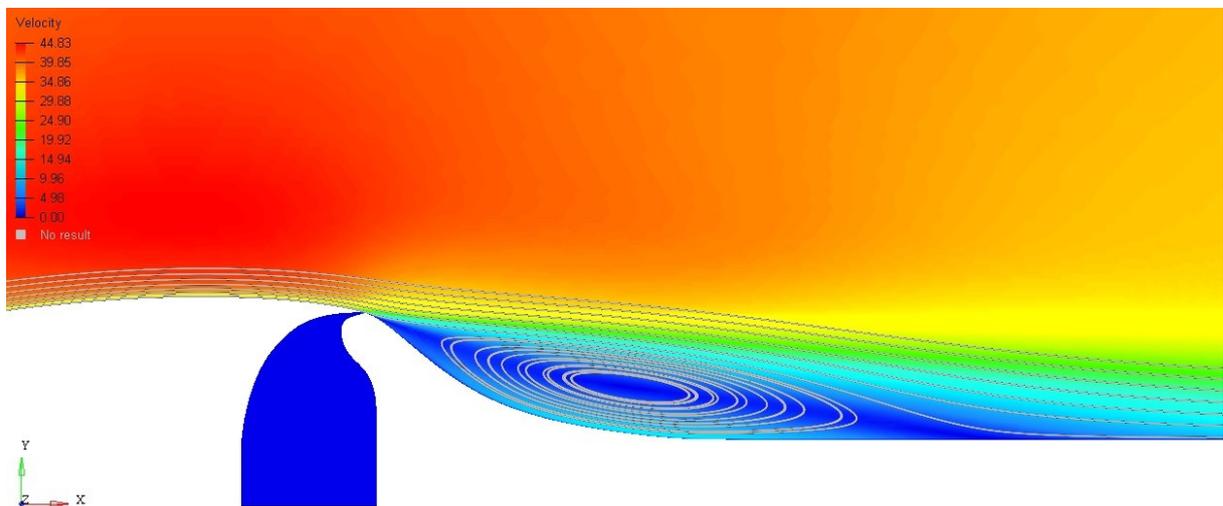
Fonte (modelo de turbulência)	Separação	Recolamento
Experimental	$0,665 \pm 0,005$	$1,10 \pm 0,005$
Autor (SA)	0,663	1,239
Lyons et al. (SA)	0,663	1,220
Saric et al. (SA)	0,667	1,259
Saric et al. (LES)	0,667	1,114
Saric et al. (DES)	0,663	1,121

Fonte: Autor (2019), Greenblatt et al. (2004), Lyons et al. (2009) e Saric et al. (2008).

Nota-se que a aplicação de diferentes modelos de turbulência resulta em diferentes resultados, além das diferentes metodologias que cada autor aborda, que não faz parte do objetivo aprofundar aqui. De qualquer modo, verificou-se a consistência dos resultados sendo o ponto de separação dentro do intervalo de erro das medições e o ponto de recolamento com erro maior devido à dificuldade na modelagem turbulenta desta região conforme fora mencionado, porém concordante com os outros autores.

A Figura 24 mostra, através das linhas de corrente, a formação da bolha de recirculação entre os pontos supracitados.

Figura 24 - Contorno de velocidade (m/s) e linhas de corrente, Problema 1.



Fonte: Autor (2019).

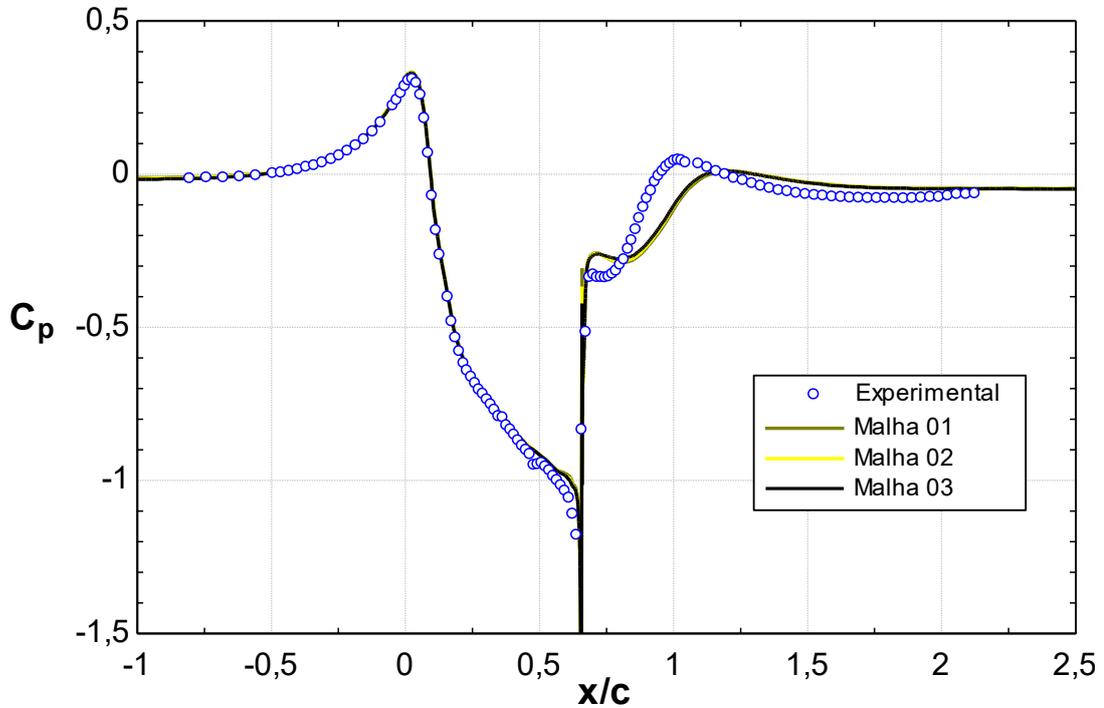
Pode-se observar nesta imagem a velocidade nula na linha central da bolha e dentro do *plenum*, assim como os pontos de separação e recolamento de forma qualitativa.

4.2. PROBLEMA 2 (CONTROLE POR SUCCÃO)

Na solução do Problema 2 implementa-se a técnica de sucção de massa através do *plenum*. Na Figura 25 temos o gráfico do coeficiente de pressão (C_p) em relação ao comprimento pela corda (x/c). Nele é vista a convergência do resultado, com o mesmo detalhe de afastamento da curva experimental na região de $0,7 < x/c < 2$. Observa-se, também, a baixa pressão na cavidade ($x/c \approx 0,65$) causada pela sucção de $\dot{m} = 0,01518 \text{ kg/s}$ dentro do

plenum e consequentemente a aceleração do escoamento, que atrasa a separação da camada limite.

Figura 25 - Coeficiente de pressão (C_p) na superfície do túnel, Problema 2.



Fonte: Autor (2019).

Não houve divulgação dos resultados experimentais do coeficiente de fricção para o caso com sucção, portanto, vamos direto aos pontos de separação e recolamento da camada limite. Assim como na Tabela 4, a Tabela 5 apresenta o comparativo dos resultados para a Malha 3 com outros autores e o experimental, exceto por Lyons et al. (2009) que não simulou a técnica de sucção.

Tabela 5 - Pontos adimensionais de separação e recolamento da camada limite, Problema 2.

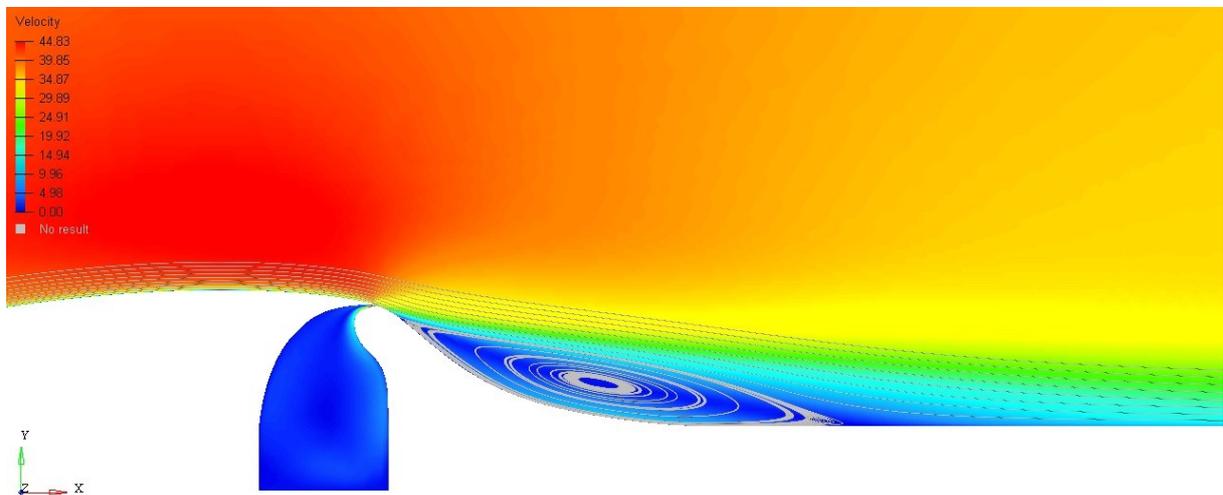
Fonte (modelo de turbulência)	Separação	Recolamento
Experimental	$0,680 \pm 0,005$	$0,920 \pm 0,005$
<i>Autor (SA)</i>	0,671	1,110
Saric et al. (SA)	0,674	1,098
Saric et al. (LES)	0,671	0,947
Saric et al. (DES)	0,674	1,105

Fonte: Autor (2019), Greenblatt et al. (2004) e Saric et al. (2008).

Observa-se que nenhum resultado numérico esteve dentro da faixa de erro da medição. De qualquer modo, verificou-se a consistência dos resultados e redução significativa no ponto de recolamento ao aplicar a sucção. De acordo com os resultados obtidos no presente estudo, a técnica postergou a separação em 1,21% e adiantou o recolamento em 10,41%, reduzindo o comprimento da bolha em 23,78%.

A Figura 26 mostra, através das linhas de corrente, a formação da bolha de recirculação para o caso do Problema 2.

Figura 26 - Contorno de velocidade (m/s) e linhas de corrente, Problema 2.



Fonte: Autor (2019).

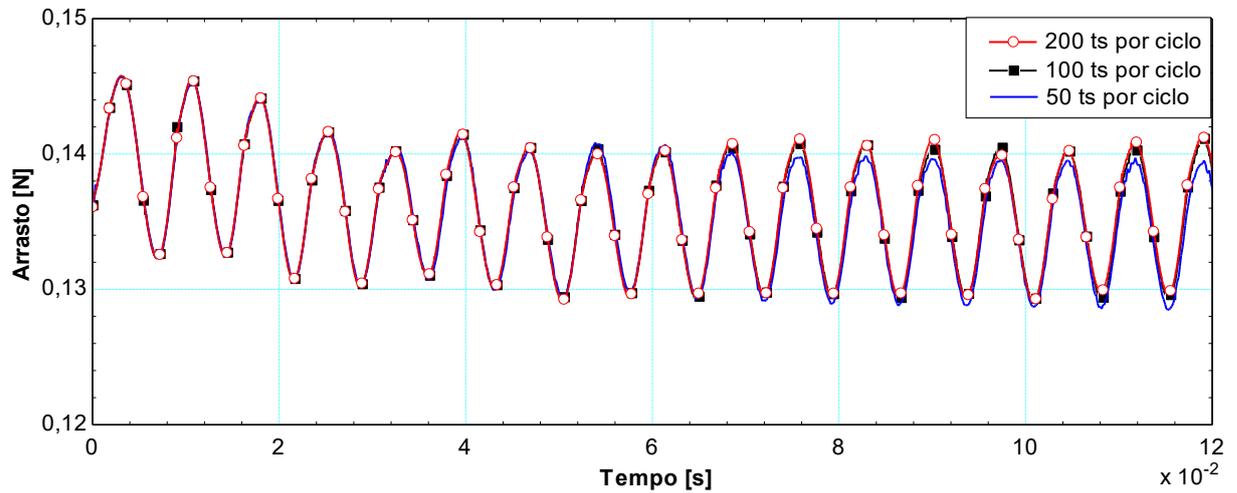
Ao comparar com a Figura 24 pode-se perceber de forma qualitativa que a bolha de recirculação fica mais achatada junto a parede e com menor comprimento quando aplicado o controle através de sucção de massa, resultando na redução do arrasto de 3,46%.

4.3. PROBLEMA 3 (CONTROLE POR JATO OSCILATÓRIO)

Na solução do Problema 3 foi implementada a técnica de injeção/sucção de massa na parede de modo oscilatório diretamente na superfície da geometria de *Glauert-Goldschmied* com um jato variando de forma senoidal, sendo este um caso transiente simulado na Malha 3 sem *Plenum*, conforme mencionado anteriormente, baseado no estudo de Schor (2015). A Figura 27, a Figura 28 e a Figura 29 apresentam os resultados das simulações realizadas com 50, 100 e 200 passos no tempo por ciclo, com total de 50 ciclos, ou seja, 0,361 segundos. De

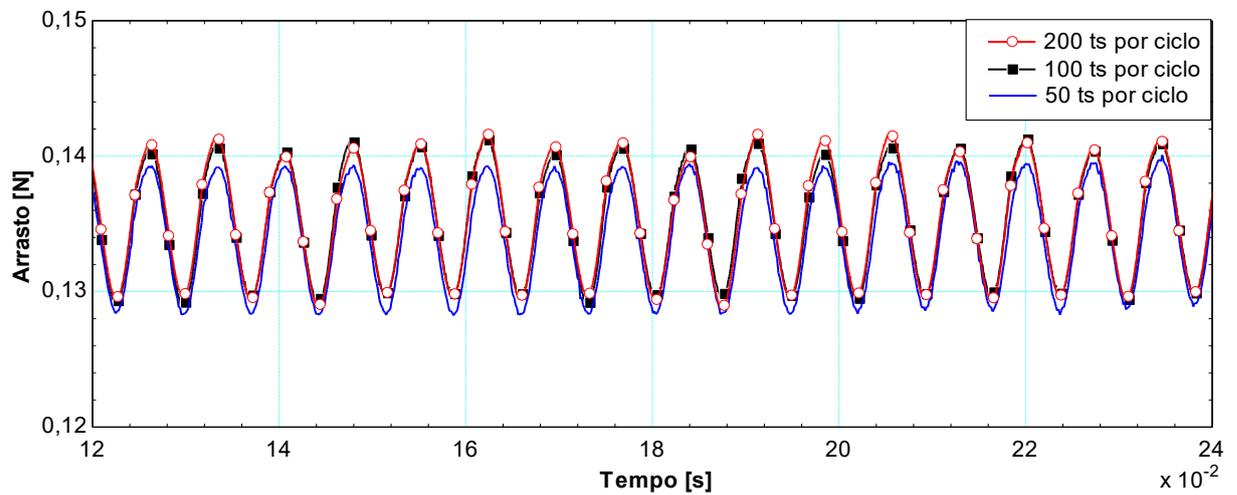
cima para baixo tem-se o arrasto sobre a geometria arqueada evoluindo ao longo do tempo, os símbolos sobre as curvas de 100 e 200 ts por ciclo representam os picos, vales e permutações entre injeção e sucção.

Figura 27 – Arrasto sobre a geometria arqueada pelo tempo, de 0s a 0,12s.



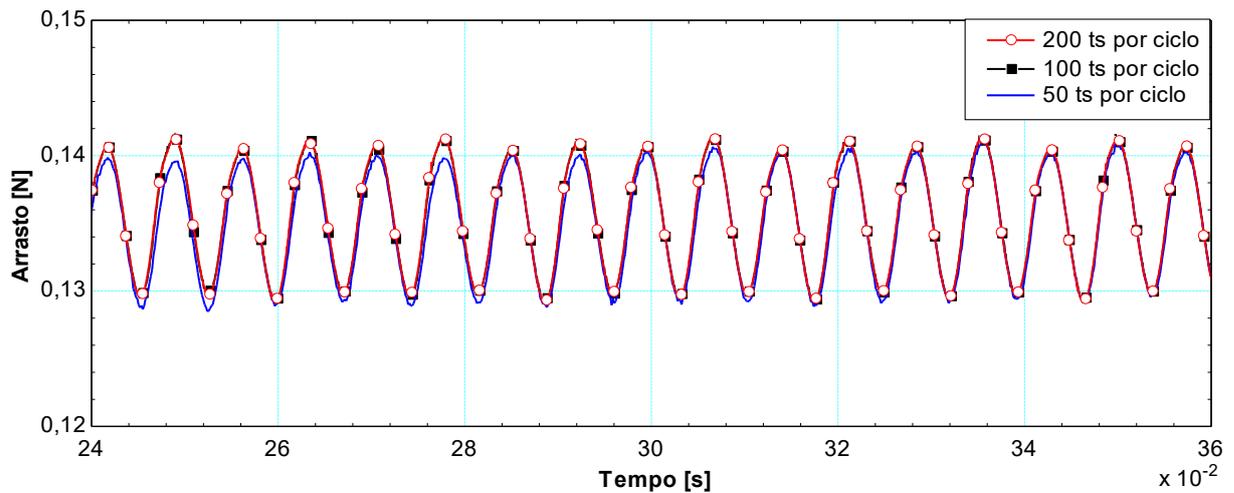
Fonte: Autor (2019).

Figura 28 – Arrasto sobre a geometria arqueada pelo tempo, de 0,12s a 0,24s.



Fonte: Autor (2019).

Figura 29 – Arrasto sobre a geometria arqueada pelo tempo, de 0,24s a 0,36s.



Fonte: Autor (2019).

Nota-se que a discretização de 50 ts por ciclo não é suficiente e o resultado não converge para a mesma solução que 100 e 200 ts por ciclo. Estes dois casos possuem solução convergente entre si, com pequenos desvios entre os pontos característicos, porém as curvas estão o tempo todo se sobrepondo. Também foi observado que a partir de 0,21s os picos e vales se repetem a cada dois ciclos, portanto a oscilação ocorre de maneira uniforme e pode-se dizer que o escoamento estabilizou.

Considerando este período estável o coeficiente de arrasto médio é 0,227, isto significa uma redução de 1,73% em relação ao caso sem controle.

4.4. COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS

Os resultados de arrasto foram compilados na Tabela 6 no intuito de comparar e escolher a técnica mais eficaz. É notável que a sucção pura possui vantagem diante das condições específicas do presente estudo.

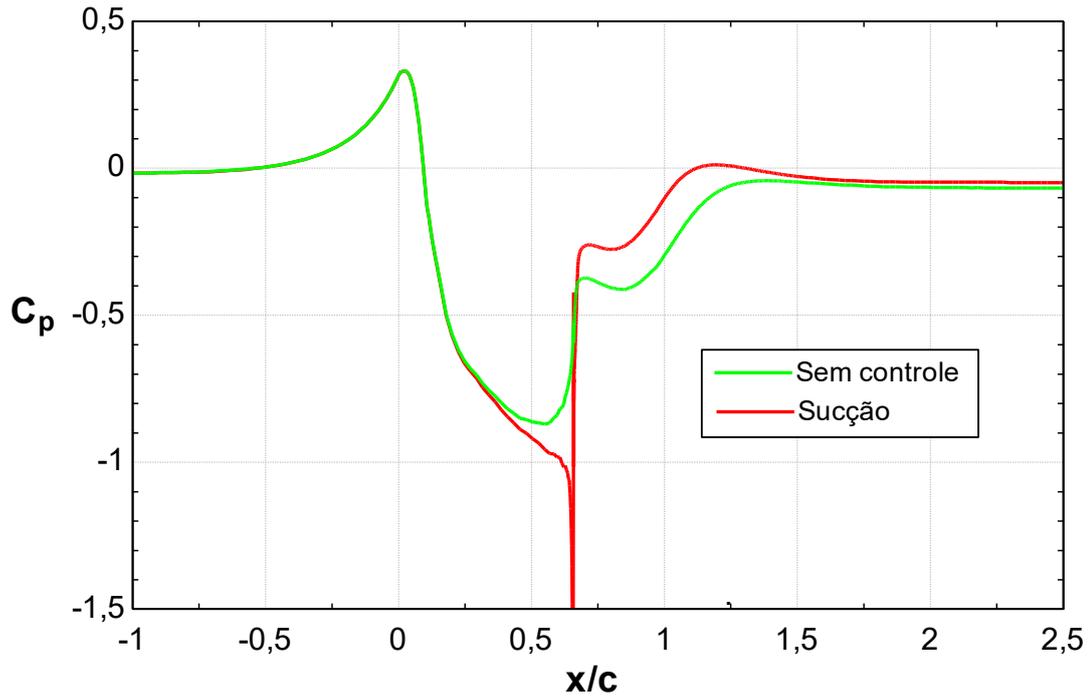
Tabela 6 – Comparação dos resultados de arrasto em cada simulação.

Problema (#)	Coefficiente de arrasto	Redução com o Problema 1	Redução com o Problema 3
Sem controle (1)	0,231	–	Não aplicável
Sucção (2)	0,223	3,46%	1,79%
Sucção/injeção (3)	0,227	1,73%	–

Fonte: Autor (2019).

O gráfico na Figura 30 compara o campo de pressão para os Problemas 1 e 2, observa-se que no caso com sucção a diferença de pressão à montante ($0 \leq x/c \leq 0,5$) e à jusante ($0,5 \leq x/c \leq 1$) da geometria é menor do que no caso sem controle, o que justifica o menor arrasto por pressão.

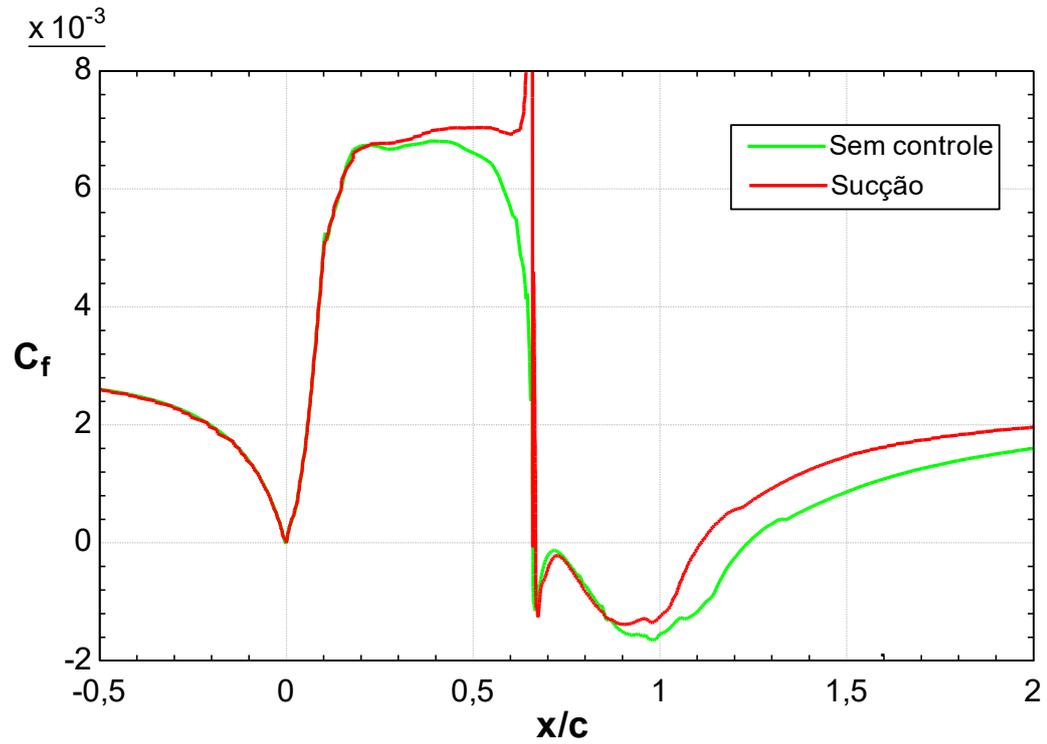
Figura 30 – Comparativo do coeficiente de pressão.



Fonte: Autor (2019).

O gráfico na Figura 31 compara o coeficiente de fricção para os Problemas 1 e 2, observa-se que na geometria estudada ($0 \leq x/c \leq 1$) há um pequeno aumento no arrasto por fricção quando aplicada técnica de sucção, ainda assim foi visto que o arrasto total permanece reduzido.

Figura 31 – Comparativo do coeficiente de fricção.



Fonte: Autor (2019).

Por fim, é válido reforçar a comparação da Figura 24 com a Figura 26 para perceber de forma qualitativa a redução na estrutura da bolha de recirculação, o que justifica a redução de 3,46% arrasto total, somando tanto o arrasto por pressão quanto por fricção.

5. CONCLUSÕES

De acordo com resultados obtidos verificou-se que o modelo de turbulência e toda a modelagem proposta possuem falhas na predição dos pontos de separação e recolamento, bem como o campo de pressão, tensão de cisalhamento e conseqüentemente o perfil de velocidade dentro e à jusante da bolha de recirculação.

Por outro lado, constatou-se que de fato a sucção ou injeção corretamente aplicadas reduzem o arrasto na geometria de *Glauert-Goldschmied* e baseado na teoria da mecânica dos fluidos pode-se estender esta afirmação para outras geometrias, por exemplo perfis aerodinâmicos. Quantitativamente, foi possível reduzir o arrasto em 3,46% com sucção e 1,73% com o fluxo oscilatório de injeção/sucção, deste modo, conclui-se que a primeira técnica é mais eficaz.

Se a geometria tratasse de um aerofólio, além de arrasto, o controle da camada limite aumentaria a sustentação e isso resultaria em uma porcentagem ainda maior no ganho da eficiência aerodinâmica. Portanto, para futuros trabalhos propõe-se o estudo desta melhoria aplicada a um perfil aerodinâmico, posteriormente a viabilidade de aplicação em uma asa de aeronave – cujo escoamento tridimensional dificulta o prenúncio do ponto de separação ao longo da asa – e a eficiência da energia economizada pela consumida para realizar o controle ativo do escoamento.

REFERÊNCIAS

- ACUSOLVE. **AcuSolve command reference manual**. [s.l.]: Altair Engineering, 2017.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2013.
- ANUPINDI, K. **Galerkin/Least Squares finite element method for fluid flow problems**. ME697F Project Report. Chennai, apr. 30, 2010.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Fluid mechanics: fundamentals and applications**. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 2014.
- CORSON, D. A.; ZAMORA, A.; MEDIDA, S. A comparative assessment of correlation-based transition models for wind power applications. **Proceedings 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016. Disponível em: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2016-3129>. Acesso em: 10 nov. 2019.
- DRAZIN, P. G.; REID, W. H. **Hydrodynamic stability**. 2. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.
- EUROPEAN RESEARCH COMMUNITY ON FLOW, TURBULENCE, AND COMBUSTION. **Wall-mounted 2-D hump with oscillatory zero-mass-flux jet or suction through a slot**. [200-?] Disponível em: http://cfdb.mace.manchester.ac.uk/cgi-bin/cfdodb/prcase.cgi?83&EXP&&database/cases/case83&cas83_head.html&cas83_desc.html&cas83_meth.html&cas83_data.html&cas83_refs.html&cas83_rsol.html. Acesso em: 14 nov. 2019.
- FERZIGER, J. H.; PERIC, M. **Computational methods for fluid dynamics**. Berlin: Springer-Verlag, 2002.
- FORTUNA, A. O. **Técnicas computacionais para dinâmica dos fluidos: conceitos básicos e aplicações**. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2000.
- GREENBLATT, D. et al. A separation control CFD validation test case. Part 1: baseline & steady suction. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, v. 44, n. 12, p. 1–17, 2004.
- GREENBLATT, D. et al. A separation control CFD validation test case part 2. Zero efflux oscillatory blowing. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, p. 2295–2318, 2005.
- JANSEN, K. E.; WHITING, C. H.; HULBERT, G. M. A generalized- α method for integrating

the filtered Navier–Stokes equations with a stabilized finite element method. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, v. 190, n. 3–4, p. 305–319, 2000.

KLEIN, T. S. **Estudo de um novo modelo de turbulência**. 2007. Dissertação - Escola de Engenharia, Universidade Federal do Rio de Janeiro, 2007.

LYONS, D. C. et al. Assessment of DES models for separated flow from a hump in a turbulent boundary layer. **Journal of Fluids Engineering**, v. 131, n. 11, 2009.

SARIC, S. et al. Comparative assessment of hybrid LES-RANS models in turbulent flows separating from smooth surfaces. **Proceedings Advances in Hybrid RANS-LES Modelling. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design**. Berlin: Springer-Verlag, 2008. Disponível em: <http://link.springer.com/10.1007/978-3-540-77815-8>. Acesso em: 05 nov. 2019.

SAYMA, A. Computational fluid dynamics. In: **Computational Fluid Dynamics**. [s.l.] BookBoon, 2009.

SCHLICHTING, H. **Boundary-Layer theory**. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1979.

SCHOR, F. J. **Simulação de deslocamento da camada limite com técnicas de prevenção baseadas em injeção e sucção de massa**. 2015. Trabalho de Conclusão de Curso - Escola de Engenharia, Universidade Federal Fluminense, Niterói, 2015.

SOUZA, L. G. DA S.; MALATESTA, V. Simulação numérica do controle da camada limite através da técnica de sucção de massa na parede. In: IX Congresso Nacional de Engenharia Mecânica. **Anais** [...] Associação Brasileira de Engenharia e Ciências Mecânicas, Fortaleza, 2016.

SPALART, P. R.; ALLMARAS, S. R. **A one-equation turbulence model for aerodynamic flows**. 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. **Anais**...Reno: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. Disponível em: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1992-439>

SPALART, P. R.; RUMSEY, C. L. Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, v. 45, n. 10, p. 2544–2553, 2007.

STURM, H. et al. Boundary layer separation and reattachment detection on airfoils by thermal flow sensors. **Sensors**, v. 12, n. 11, p. 14292–14306, 2012.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method**. 2. ed. Harlow: Pearson Education, 2007.

WHITE, F. M. **Fluid mechanics**. 4. ed. New York: McGraw-Hill, 1999.