

Universidade Federal do Rio Grande do Sul  
Escola de Engenharia  
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil

**ESTUDO COMPARATIVO NUMÉRICO-EXPERIMENTAL  
DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UMA  
EDIFICAÇÃO ALTEADA EMPREGANDO DISTINTAS  
MODIFICAÇÕES DE FORMA NA SEÇÃO TRANSVERSAL**

**Guilherme Wienandts Alminhana**

Porto Alegre  
2017

GUILHERME WIENANDTS ALMINHANA

**ESTUDO COMPARATIVO NUMÉRICO-EXPERIMENTAL  
DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UMA  
EDIFICAÇÃO ALTEADA EMPREGANDO DISTINTAS  
MODIFICAÇÕES DE FORMA NA SEÇÃO TRANSVERSAL**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em  
Engenharia Civil da Universidade Federal do Rio Grande do Sul,  
como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em  
Engenharia.

Porto Alegre  
2017

## CIP - Catalogação na Publicação

Alminhana, Guilherme Wienandts

Estudo comparativo numérico-experimental das características aerodinâmicas de uma edificação alteada empregando distintas modificações de forma na seção transversal / Guilherme Wienandts Alminhana. -- 2017. 173 f.

Orientador: Acir Mércio Loredo-Souza.  
Coorientador: Alexandre Luis Braun.

Dissertação (Mestrado) -- Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de Engenharia, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil, Porto Alegre, BR-RS, 2017.

1. Engenharia do Vento. 2. Túnel de vento. 3. CFD. 4. LES. 5. Método dos Elementos Finitos. I. Loredo-Souza, Acir Mércio, orient. II. Braun, Alexandre Luis, coorient. III. Título.

**GUILHERME WIENANDTS ALMINHANA**

**ESTUDO COMPARATIVO NUMÉRICO-EXPERIMENTAL DAS  
CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UMA EDIFICAÇÃO  
ALTEADA EMPREGANDO DISTINTAS MODIFICAÇÕES DE FORMA  
NA SEÇÃO TRANSVERSAL**

Esta dissertação de mestrado foi julgada adequada para a obtenção do título de MESTRE EM ENGENHARIA, na Área de Concentração de ESTRUTURAS, e aprovada em sua forma final pelo professor orientador e pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil da Universidade Federal do Rio Grande do Sul.

Porto Alegre, 30 de março de 2017.

Prof. Acir Mércio Loredo-Souza  
Ph.D. pela *University of Western Ontario*,  
Canadá  
Orientador

Prof. Alexandre Luis Braun  
Dr. pela Universidade Federal do Rio Grande  
do Sul, Brasil  
Co-orientador

Prof. Carlos Torres Formoso  
Coordenador do PPGEC/UFRGS

**BANCA EXAMINADORA**

**Prof. Adrián Roberto Wittwer (UNNE)**  
Dr. pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil

**Prof<sup>a</sup>. Adriane Prisco Petry (UFRGS)**  
Dr<sup>a</sup>. pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil

**Prof. Marcelo Maia Rocha (UFRGS)**  
Dr. Techn. pela *Universität Innsbruck*, Áustria

**Eng. Mario Gustavo Klaus Oliveira (Vento-S)**  
Dr. pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil

Dedico este trabalho à minha esposa e família, que sempre foram os meus pilares ao longo da minha vida dentro da academia.

## AGRADECIMENTOS

Agradeço à CAPES e CNPQ por terem me concedido uma bolsa de estudos, que possibilitou a minha total dedicação aos estudos e à pesquisa desenvolvida.

Agradeço ao PPGEC/UFRGS pelo conhecimento transmitido e minha formação, como estudante de mestrado, propondo desafios que foram fundamentais para o meu aperfeiçoamento como engenheiro/pesquisador.

Agradeço ao Prof. Acir pela ajuda prestada e considerações que auxiliaram na confecção do meu trabalho.

Agradeço ao Prof. Alexandre por ter me guiado nas dificuldades que enfrentei na simulação numérica, pela paciência, ajuda e disponibilidade nas incessantes conversas que tivemos ao longo do desenvolvimento do trabalho.

Agradeço o apoio do Centro Nacional de Supercomputação (CESUP), da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS) por me disponibilizar o cluster *Gauss* para as minhas simulações numéricas.

Agradeço o auxílio da FAPESP/CENAPAD-SP (Centro Nacional de Processamento de Alto Desempenho em São Paulo), projeto UNICAMP/FINEP-MCT/FAPESP, por me disponibilizar total acesso aos seus clusters.

Agradeço à equipe do túnel de vento *Prof. Joaquim Blessmann* que me auxiliou ao longo de toda a pesquisa experimental, mostrando-se sempre disponível e disposta a ajudar.

Agradeço à minha esposa que me aturou nos mais diversos estados de humor que apresentei ao longo do mestrado, e aqui, também peço desculpas por alguns deles.

Agradeço à minha família que desde de sempre torceu pelo meu sucesso nas minhas diversas metas e pela superação dos problemas que enfrentei em minha vida pessoal e profissional.

Agradeço também aos amigos que formei ao longo do Mestrado pela ajuda e companheirismo nos momentos críticos que enfrentamos ao longo da nossa formação.

O que realmente importa na vida é o que se faz com o tempo que nos é dado.

*J. R. R. Tolkien*

## RESUMO

ALMINHANA, G. W. **Estudo comparativo numérico-experimental das características aerodinâmicas de uma edificação alteada empregando distintas modificações de forma na seção transversal.** 2017. Dissertação (Mestre em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil, Universidade Federal do Rio grande do Sul, Porto Alegre.

O presente trabalho busca através do uso de túnel de vento e de análises computacionais via CFD (Computacional Fluid Dynamics) avaliar o comportamento aerodinâmico que determinadas modificações nas arestas vivas de uma edificação retangular propiciam. No que tange a avaliação em túnel de vento, confeccionou-se modelos rígidos com diversas tomadas de pressão distribuídas nas fachadas dos modelos com o propósito de determinar a distribuição das isolinhas médias de pressão e os coeficientes aerodinâmicos. As simulações computacionais foram feitas a partir do uso do método de Taylor-Galerkin de 2 passos em sua forma explícita. Os modelos numéricos foram discretizados segundo o Método dos Elementos Finitos (MEF) utilizando a técnica de integração reduzida e controle de modos espúrios. A turbulência foi tratada utilizando o modelo de turbulência LES (Large Eddy Simulation), um simulador sintético de turbulência e a viscosidade turbulenta segundo a forma dinâmica. Ao final, concluiu-se que as modificações nas arestas vivas de um edifício alto, inicialmente retangular, são capazes de propiciar reduções significativas nas cargas de arrasto e laterais às quais a edificação estaria sujeita sem as modificações propostas. As isolinhas de pressão determinadas mostraram que há uma grande diferença na distribuição de pressões, sendo as modificações nas arestas capazes de diminuir os coeficientes de pressão experimentados pela estrutura. E que o uso integrado de ferramentas experimentais e numéricas pode propiciar um maior conhecimento e confiabilidade nos resultados obtidos na investigação da resposta aerodinâmica de uma estrutura. Além disso, através da comparação entre resultados experimentais e numéricos, viu-se que ambos apresentaram resultados próximos, demonstrando assim, a evolução dos métodos numéricos em avaliações de problemas de interesse da Engenharia do Vento.

**Palavras-chave:** *Engenharia do Vento, Túnel de Vento, CFD, LES, MEF, otimização aerodinâmica.*



## ABSTRACT

ALMINHANA, G. W. **Estudo comparativo numérico-experimental das características aerodinâmicas de uma edificação alteada empregando distintas modificações de forma na seção transversal.** 2017. Dissertação (Mestre em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil, Universidade Federal do Rio grande do Sul, Porto Alegre.

The present work aims to evaluate the aerodynamics behavior that certain types of corner modifications in a rectangular building produce by using wind tunnel and computational analysis by CFD. Regarding the wind tunnel tests, rigid models were built using several pressure taps on their facades in order to determine the average pressure isolines distribution and the aerodynamic coefficients of the reduced models. Computational simulations were made using the two-step Taylor-Galerkin method in its explicit form. The numerical models were discretized according to the Finite Element Method (FEM) using the reduced integration technique and hourglassing control. The turbulence was treated using the Large Eddy Simulation (LES) methodology, a synthetic turbulence simulator and the turbulent viscosity according to the dynamic approach. At the end, it was concluded that the corner modifications in a tall building, initially rectangular, are able to produce significant reductions in drag and lift loads to which the building would be subject without the proposed modifications. The determined pressure isolines showed there is a great difference in the pressure distribution, being the corner modifications able to reduce the pressure coefficients experienced by the structure. And that the integrated use of numerical and experimental tools can provide greater knowledge and reliability in the results obtained in the investigation of the aerodynamic response of a structure. In addition, through the comparison between experimental and numerical results, it was observed that both presented close results, thus demonstrating the evolution of numerical methods in evaluations of problems of Wind Engineering interest.

**Key-words:** *Wind Engineering; Wind tunnel, CFD, LES, FEM, aerodynamic optimization.*

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO .....</b>	<b>30</b>
1.1 JUSTIFICATIVA E MOTIVAÇÃO .....	32
1.2 OBJETIVOS E METODOLOGIA DA PESQUISA .....	33
1.2.1 Objetivo principal .....	33
1.2.2 Objetivos secundários .....	33
1.2.3 Metodologia .....	34
1.3 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO .....	35
<b>2. ENGENHARIA DO VENTO E AERODINÂMICA DAS CONSTRUÇÕES .....</b>	<b>37</b>
2.1 ENGENHARIA DO VENTO .....	37
2.2 INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL .....	41
2.2.1 Características do vento natural .....	41
2.2.2 Túneis de vento .....	44
2.2.3 Simulação experimental do vento .....	46
2.2.4 Leis de semelhança .....	50
2.2.5 <i>CAARC`s Standard Tall Building</i> .....	52
2.2.6 Tipos de ensaios .....	53
2.2.6.1 Pressões no envelope externo da estrutura .....	53
2.2.6.2 Ensaio aeroelásticos .....	54
2.3 ENGENHARIA DO VENTO COMPUTACIONAL .....	55
2.3.1 Introdução e histórico .....	55
2.3.2 Equações fundamentais da Dinâmica de Fluidos .....	56
2.3.2.1 Balanço de momentum (Navier-Stokes) .....	57
2.3.2.2 Balanço de massa (Equação da continuidade) .....	58
2.3.2.3 Relações constitutivas .....	58
2.3.2.4 Hipótese da pseudocompressibilidade.....	59

2.3.3 Tratamento da turbulência .....	60
2.3.3.1 Modelos de turbulência .....	60
2.3.3.2 <i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i> (RANS).....	62
2.3.3.3 <i>Large Eddy Simulation</i> (LES) .....	64
2.3.3.4 Modelos de viscosidade turbulenta .....	67
2.4 AERODINÂMICA DAS CONSTRUÇÕES .....	69
<b>3 PROGRAMA EXPERIMENTAL .....</b>	<b>79</b>
3.1 DESCRIÇÃO DOS MODELOS .....	79
3.2 TÚNEL DE VENTO .....	81
3.2.1 Aquisição de dados .....	83
3.3 TRATAMENTO DOS DADOS .....	85
<b>4 MODELAGEM E SIMULAÇÃO NUMÉRICA .....</b>	<b>87</b>
4.1 MODELO NUMÉRICO .....	87
4.2 FORMULAÇÃO DO MÉTODO .....	87
4.3 DISCRETIZAÇÃO ESPACIAL DAS EQUAÇÕES .....	89
4.4 CÁLCULO DAS INTEGRAIS NUMERICAMENTE .....	94
4.5 FLUTUAÇÕES NO ESCOAMENTO INCIDENTE .....	98
4.6 COEFICIENTES AERODINÂMICOS .....	102
4.7 ORGANIZAÇÃO DO ALGORITMO .....	104
4.8 CONSIDERAÇÕES SOBRE ESTABILIDADE E CONVERGÊNCIA	105
4.9 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL .....	106
4.9.1 Modelos tridimensionais .....	107
4.9.2 Modelos seccionais .....	109
4.9.3 Pré-processamento dos dados .....	111
4.9.4 Pós-processamento dos dados .....	111

<b>5 RESULTADOS E ANÁLISES .....</b>	<b>113</b>
5.1 RESULTADOS EXPERIMENTAIS .....	113
5.1.1 Modelo do CAARC .....	113
5.1.1.1 Coeficientes aerodinâmicos .....	113
5.1.1.2 Distribuição das pressões .....	114
5.1.2 Modelo chanfrado .....	117
5.1.2.1 Coeficientes aerodinâmicos .....	117
5.1.2.2 Distribuição das pressões .....	118
5.1.3 Modelo degrau ( <i>recessed</i> ) .....	120
5.1.3.1 Coeficientes aerodinâmicos .....	120
5.1.3.2 Distribuição das pressões .....	121
5.1.4 Comparações entre resultados experimentais .....	126
5.2 ANÁLISE ENTRE RESULTADOS EXPERIMENTAIS .....	129
5.2.1 Coeficientes aerodinâmicos .....	129
5.2.2 Isolinhas de coeficientes de pressão .....	130
5.2.2.1 Barlavento (frontal) .....	130
5.2.2.2 Sotavento (posterior) .....	132
5.2.2.3 Laterais .....	134
5.3 RESULTADOS NUMÉRICOS .....	135
5.3.1 Modelos seccionais .....	135
5.3.2 Modelos tridimensionais .....	140
5.4 ANÁLISE ENTRE RESULTADOS NUMÉRICOS .....	145
5.4.1 Modelos seccionais .....	145
5.4.2 Modelos tridimensionais .....	151
5.5 EXPERIMENTAL X NUMÉRICO: COMPARAÇÃO .....	154
5.5.1 Coeficientes aerodinâmicos .....	154
5.5.2 Isolinhas de coeficientes de pressão .....	155
<b>6 CONCLUSÕES .....</b>	<b>159</b>

6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS .....	162
<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>164</b>
<b>APÊNDICE – RESUMO DOS ENSAIOS EXPERIMENTAIS .....</b>	<b>170</b>

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Experimento em túnel de vento do <i>Taipei 101</i> e seções transversais original e modificada, respectivamente .....	30
Figura 1.2 – Modelo do <i>Burj Dubai Tower (Burj Khalifa)</i> .....	31
Figura 1.3 – (a) modelo bidimensional para a avaliação de velocidades de uma edificação retangular e (b) modelo de vizinhança 3D .....	32
Figura 2.1 – Catedral de Litchfield em Staffordshire no Reino Unido .....	38
Figura 2.2 – Colapso da ponte Tay por instabilidade dinâmica .....	39
Figura 2.3 – Perfil de velocidades do vento natural na camada superficial .....	42
Figura 2.4 – Túneis de camada limite de circuito aberto e fechado, respectivamente ....	45
Figura 2.5 – Geradores de vorticidade de Counihan .....	47
Figura 2.6 – Configuração ideal por Irwin .....	47
Figura 2.7 – Configurações dos diferentes dispositivos artificiais utilizados no túnel de vento <i>Prof. Joaquim Blessmann</i> e suas respectivas propriedades de turbulência .	48
Figura 2.8 – Gerador de vorticidade de Kozmar .....	49
Figura 2.9 – Técnica dos contra-jatos .....	50
Figura 2.10 – Modelo do CAARC .....	53
Figura 2.11 – Tomadas de pressão em um modelo rígido .....	54
Figura 2.12 – Modelo aeroelástico e suporte elástico utilizado na parte inferior do modelo .....	55
Figura 2.13 – Métodos numéricos e modelos de turbulência .....	61
Figura 2.14 – Modelos de fechamento de um ponto .....	62
Figura 2.15 – Modelos reduzidos do experimento de Davenport .....	69
Figura 2.16 – Modelos reduzidos do experimento de Kwok et al. ....	70
Figura 2.17 – Modelos reduzidos do experimento de Jamieson et al. ....	71
Figura 2.18 – Modelos reduzidos do experimento de Miyashita et al. ....	71
Figura 2.19 – Coeficiente de força flutuante do vento na direção paralela e perpendicular, respectivamente, obtidos por Miyashita et al. ....	72

Figura 2.20 – Modelos reduzidos do experimento de Kawai .....	72
Figura 2.21 – Resultados para o coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) e sustentação, ou força lateral, ( $C_L$ ) para o experimento de Tamura e Miyagi com vento turbulento .....	73
Figura 2.22 – Resultados para o número de Strouhal ( $St$ ) do experimento de Tamura e Miyagi com vento turbulento .....	74
Figura 2.23 – Modelos reduzidos do experimento de Tanaka et al. ....	75
Figura 2.24 – Modelos reduzidos do experimento de Zhengwei et al. ....	76
Figura 2.25 – Modelos reduzidos do experimento de Bandi et al. ....	77
Figura 2.26 – Modelos reduzidos do experimento de Kim et al. ....	77
Figura 3.1 – Vistas e perspectivas dos modelos ensaiados .....	79
Figura 3.2 – Distribuição das tomadas de pressão do modelo retangular (CAARC) .....	80
Figura 3.3 – Distribuição das tomadas de pressão dos modelos chanfrado e degrau ( <i>recessed</i> ) .....	81
Figura 3.4 – Túnel de vento <i>Prof. Joaquim Blessmann</i> da UFRGS .....	81
Figura 3.5 – Equipamentos utilizados na aquisição de dados .....	84
Figura 4.1 – Transformação do espaço físico para o computacional .....	90
Figura 4.2 – Modos espúrios, segundo a direção $x_1$ , em um elemento .....	96
Figura 4.3 – Definição da direção do vetor unitário de onda .....	99
Figura 4.4 – Espectro modificado de Von Kàrmàn e demais variáveis do método .....	101
Figura 4.5 – Domínio computacional, caso tridimensional, e modificações de canto ....	107
Figura 4.6 – Aspecto das malhas tridimensionais: CAARC, Chanfro e Recessed .....	108
Figura 4.7 – Aspecto das malhas seccionais próximo ao corpo .....	109
Figura 5.1 – Definição do ângulo de leitura $\theta$ , em função da direção de incidência do vento .....	113
Figura 5.2 – Coeficiente de arrasto ( $C_A$ ) e de força lateral ( $C_L$ ) para o modelo do CAARC, valores médios e rms no tempo por ângulo .....	114
Figura 5.3 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do CAARC, para $\theta=0^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	115
Figura 5.4 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do CAARC, para $\theta=0^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	115

Figura 5.5 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do CAARC, para $\theta=90^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	116
Figura 5.6 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do CAARC, para $\theta=90^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	116
Figura 5.7 – Coeficiente de arrasto ( $C_A$ ) e de força lateral ( $C_L$ ) para o modelo chanfrado, valores médios e rms no tempo por ângulo .....	117
Figura 5.8 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo chanfrado, para $\theta=0^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $0,23$ , respectivamente .....	118
Figura 5.9 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo chanfrado, para $\theta=90^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $0,23$ , respectivamente .....	119
Figura 5.10 – Perspectiva das isolinhas dos coeficientes de pressão média do modelo chanfrado para $\theta=0^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	120
Figura 5.11 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo chanfrado para $\theta=90^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	120
Figura 5.12 – Coeficiente de arrasto ( $C_A$ ) e de força lateral ( $C_L$ ) para o modelo degrau, valores médios e rms no tempo por ângulo .....	121
Figura 5.13 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para $\theta=0^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ .....	122
Figura 5.14 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para $\theta=0^\circ$ e perfis de vento com $p=0,23$ .....	123
Figura 5.15 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para $\theta=90^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ .....	124
Figura 5.16 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para $\theta=90^\circ$ e perfis de vento com $p=0,23$ .....	125
Figura 5.17 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau para $\theta=0^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	126
Figura 5.18 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau para $\theta=90^\circ$ e perfis de vento com $p=0,11$ e $p=0,23$ , respectivamente .....	126
Figura 5.19 – Resumo dos coeficientes de arrasto ( $C_A$ ) e de força lateral ( $C_L$ ) dos modelos, valores médios e rms no tempo por ângulo .....	129
Figura 5.20 – Perspectiva das isolinhas de sobrepressão média na maior fachada dos modelos, barlavento .....	130
Figura 5.21 – Coeficientes de pressão na menor fachada, barlavento .....	131
Figura 5.22 – Coeficientes de pressão na maior fachada, barlavento .....	132



Figura 5.23 – Perspectivas das isolinhas de coeficiente de sucção média, sotavento e lateral .....	132
Figura 5.24 – Coeficientes de pressão na menor fachada, sotavento .....	133
Figura 5.25 – Coeficientes de pressão na maior fachada, sotavento .....	133
Figura 5.26 – Coeficientes de pressão na menor fachada, laterais .....	134
Figura 5.27 – Coeficientes de pressão na maior fachada, laterais .....	135
Figura 5.28 – Zonas de refinamentos (em vermelho) nas malhas seccionais e nos cantos do corpo .....	136
Figura 5.29 – Resultados da malha seccional do CAARC .....	137
Figura 5.30 – Resultados para modificação de 5%, chanfro e degrau .....	138
Figura 5.31 – Resultados para modificação de 10%, chanfro e degrau .....	138
Figura 5.32 – Resultados para modificação de 15%, chanfro e degrau .....	139
Figura 5.33 – Resultados para modificação de 20%, chanfro e degrau .....	140
Figura 5.34 – Estudo de qualidade de malha, caso tridimensional .....	140
Figura 5.35 – Coeficientes aerodinâmicos do CAARC, $p=0,11$ .....	141
Figura 5.36 – Vista dos coeficientes de pressão do CAARC, $p=0,11$ .....	142
Figura 5.37 – Vista das linhas de corrente próximas ao modelo, formação de <i>horseshoe</i> e campos de velocidade média, $v(z=1,5m)$ do CAARC, $p=0,11$ .....	142
Figura 5.38 – Coef. aerodinâmicos do modelo chanfrado, $p=0,11$ .....	142
Figura 5.39 – Vista dos coeficientes de pressão do modelo chanfrado, $p=0,11$ .....	143
Figura 5.40 – Vista das linhas de corrente e campos de velocidade média, $v(z=1,5m)$ do modelo chanfrado, $p=0,11$ .....	143
Figura 5.41 – Coeficientes aerodinâmicos do modelo degrau, $p=0,11$ .....	143
Figura 5.42 – Vista dos coeficientes de pressão do modelo degrau, $p=0,11$ .....	144
Figura 5.43 – Vista das linhas de corrente e campos de velocidade média, $v(z=1,5m)$ do modelo degrau, $p=0,11$ .....	144
Figura 5.44 – Coeficientes aerodinâmicos do CAARC, $p=0,23$ .....	144
Figura 5.45 – Vista dos coeficientes de pressão do modelo do CAARC, $p=0,23$ .....	145

Figura 5.46 – Vista das linhas de corrente e campos de velocidade média, $v(z=1,5m)$ do CAARC, $p=0,23$ .....	145
Figura 5.47 – Comparação entre os modelos retangular e modificações de 5% .....	146
Figura 5.48 – Linhas de corrente de todos os modelos .....	147
Figura 5.49 – Isolinhas de pressão para todos os modelos analisados .....	148
Figura 5.50 – Coeficientes de pressão média no perímetro dos modelos com $Z=0,5m$ .	149
Figura 5.51 – Histórico de avaliação dos coeficientes aerodinâmicos dos modelos tridimensionais .....	151
Figura 5.52 – Comparação de coef. de pressão – modelos numéricos .....	153
Figura 5.53 – Campos médios de velocidade ao nível do solo ( $z=1,5m$ ): casos tridimensionais com $p=0,11$ .....	154
Figura 5.54 – Comparação de isolinhas de coeficientes de pressão do modelo do CAARC, $p=0,11$ : experimental x numérico .....	156
Figura 5.55 – Comparação de isolinhas de coeficientes de pressão do modelo chanfrado: experimental x numérico .....	156
Figura 5.56 – Comparação de isolinhas de coeficientes de pressão do modelo degrau: experimental x numérico .....	157
Figura 5.57 – Comparação de isolinhas de coeficientes de pressão média ao longo do perímetro dos modelos .....	157

## LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1: Resultados do experimento de Jamieson et al. ....	71
Tabela 4.1: Parâmetros dos modelos tridimensionais .....	109
Tabela 4.2: Parâmetros dos modelos seccionais .....	110
Tabela 5.1: Resumo dos coeficientes aerodinâmicos do CAARC .....	114
Tabela 5.2: Resumo dos coeficientes aerodinâmicos do modelo chanfrado .....	117
Tabela 5.3: Resumo dos coeficientes aerodinâmicos do modelo degrau .....	121
Tabela 5.4: Comparação dos valores para o coeficiente de arrasto do CAARC, valores médios .....	127
Tabela 5.5: Comparação dos valores para o coeficiente de força lateral do CAARC, valores rms .....	127
Tabela 5.6: Convergência da malha nos casos seccionais .....	136
Tabela 5.7: Características das malhas seccionais .....	137
Tabela 5.8 Características das malhas tridimensionais .....	141
Tabela 5.9 Coeficientes aerodinâmicos das malhas seccionais .....	150
Tabela 5.10: Comparação para os modelos tridimensionais .....	151
Tabela 5.11: Comparação dos resultados aerodinâmicos dos modelos tridimensionais ..	156
Tabela 5.12: Comparação dos resultados aerodinâmicos: experimental x numérico .....	158
Tabela A1: Resumo dos ensaios experimentais para vento com $p=0,11$ .....	171
Tabela A2: Resumo dos ensaios experimentais para vento com $p=0,23$ .....	172

## LISTA DE SIGLAS

EV – Engenharia do Vento

EVC – Engenharia do Vento Computacional

CFD – *Computational Fluid Dynamics*

RANS – *Reynolds Averaged Navier-Stokes*

LES – *Large Eddy Simulation*

DNS – *Direct Numerical Simulation*

CLA – Camada limite atmosférica

CAARC – *Commonwealth Advisory Aeronautical Research Council*

ISCWE – *International Symposion on Computational Wind Engineering*

NS – Navier-Stokes

MEF – Método dos elementos finitos

T.G. – Taylor-Galerkin

## LISTA DE SÍMBOLOS

### Para o item 2.2:

$D$	comprimento característico (m)
$I_i$	intensidade da turbulência do escoamento em uma dada direção $i$ . adimensional
$L_{ij}(r)$ (m)	escala de turbulência na direção $i$ , escala segundo a componente $j$ , do ponto $r$
$p$	expoente que caracteriza a rugosidade do terreno, adimensional
$Re$	número de Reynolds, adimensional
$s_j$	coordenadas segundo a direção $j$
$u^*$	velocidade de corte (m/s)
$U_m$	velocidade do escoamento real (m/s)
$U_p$	velocidade do escoamento no túnel (m/s)
$v_i'$	parcela flutuante da velocidade do escoamento em uma dada direção $i$ , em rms (m/s)
$\bar{V}_i$	velocidade média do escoamento na direção $i$ (m/s)
$V_{inf}$	velocidade não perturbada do escoamento (m/s)
$\bar{V}(z)$	velocidade média do vento a uma dada altura do solo (m/s)
$\bar{V}(z_{ref})$	velocidade de referência (m/s)
$z$	altura em relação ao solo (m)
$z_d$	deslocamento do plano zero (m)
$z_o$	rugosidade aerodinâmica, adimensional
$z_{ref}$	altura de referência (m)
$\kappa$	constante de Von Kàrmàn, adimensional
$\rho_{ii}$	coeficiente de correlação da direção $i$ , escala segundo a componente $j$

$\nu$	viscosidade cinemática do fluido (m <sup>2</sup> /s)
$\lambda_M$	escala de massa, adimensional
$\lambda_L$	escala de comprimento (geométrica), adimensional
$\lambda_{\rho_s}$	escala de densidade, adimensional
$\lambda_V$	escala de velocidade, adimensional
$\lambda_f$	escala de frequência, adimensional
$\xi_m$	amortecimento do modelo real, percentagem
$\xi_p$	amortecimento do modelo reduzido, percentagem

**Para o item 2.3, em geral:**

$c$	velocidade do som
$p$	pressão termodinâmica
$S_{ij}$	componentes do tensor taxa de deformação
$t$	tempo
$v_i$	componente do vetor velocidade segunda a direção $i$
$x_i$	direções dos eixos cartesianos retangulares
$X_i$	força volumétrica
$\sigma_{ij}$	componentes do tensor de tensões totais
$\tau_{ij}$	componentes do tensor de tensões viscosas
$\delta$	compressibilidade artificial
$\delta_{ij}$	delta de Kronecker, adimensional
$\mu$	viscosidade dinâmica
$\mu_T$	viscosidade turbulenta
$\lambda$	viscosidade volumétrica
$\nu$	viscosidade cinemática do fluido

$\rho$  massa específica do fluido

**Para RANS em 2.2:**

$c_1$  e  $c_2$  constantes do método RANS

$C_\mu$  constante do método RANS

$\bar{p}$  componente média de pressão

$G$  termo de geração do método RANS

$g_i$  forças gravitacionais por unidade de massa

$v_i'$  componente flutuante da velocidade

$\bar{v}_i$  componente média da velocidade

$k$  energia cinética turbulenta do escoamento

$\varepsilon$  taxa de dissipação de energia turbulenta do escoamento

**Para LES em 2.2:**

$C_s$  constante de Smagorinsky, varia de 0,10 a 0,25

$C_s(\vec{x}, t)$  coeficiente dinâmico, adimensional

$\bar{d}_i^j$  distância euclidiana entre os nós i e j

$\bar{f}(x_i)$  função de convolução

$G(x_i - x_i')$  função de filtragem

$\langle \bar{k} \rangle^i$  variável associada ao primeiro filtro do nó i

$L_{ij}$  tensor de Leonard Global

$M_{ij}$  tensor da parte anisotrópica das tensões submalha

$n$  número de dimensões do problema

$\bar{p}$  pressão, parcela das grandes escalas

$p'$  pressão, parcela das pequenas escalas

$\overline{S}_{ij}$	componentes do tensor de taxa de deformação
$v_i'$	componente do vetor velocidade, parcela das pequenas escalas, na direção i
$\overline{v}_i$	componente do vetor velocidade, parcela das grandes escalas, na direção i
$\Delta_i$	dimensão do filtro na direção i
$\overline{\Delta}$	dimensão característica do filtro empregado
$\overline{\tau}_{ij}^{SGS}$	componentes do tensor de tensões submalha

**Para o capítulo 3, item 5.1 e 5.2:**

$A^n$	área de influência correspondente a tomada n (m <sup>2</sup> )
$\overline{C}_A$	coeficiente de arrasto médio
$\overline{C}_{L_{RMS}}$	coeficiente de força lateral eficaz, ou rms, adimensional
$C_A(t)$	coeficiente de arrasto no instante t, adimensional
$\overline{c}_p^n$	coeficiente de pressão média na tomada de pressão n (Pa)
$\tilde{c}_p^n$	coeficiente de pressão rms na tomada de pressão n (Pa)
$C_L(t)$	coeficiente de força lateral no instante t, adimensional
$F_{Rx}(t)$	força resultante no tempo, segundo a direção paralela ao escoamento, no tempo t (N)
$F_{Ry}(t)$	força resultante no tempo segundo a direção perpendicular ao escoamento, no tempo t (N)
$h$	altura do modelo exposta ao escoamento (m)
$k_o$	coeficiente adimensional, vale 1,010 para p=0,11 e 1,185 para p=0,23, para o topo dos modelos (z=450mm)
$n$	tomada de pressão n
$N$	número total de tomadas de pressão
$\overline{p}^n$	pressão média no ponto da tomada de pressão n (Pa)
$p_{atm}$	pressão atmosférica (mmHg)



$p(t)^n$	pressão instantânea no ponto de tomada n (Pa)
$q$	pressão dinâmica ao longe (mmH <sub>2</sub> O)
$t$	tempo (s)
$T$	período total de amostragem (s)
$T_{emp}$	temperatura dentro da câmara de ensaios (K)
$V_{inf}$	velocidade da corrente não perturbada (m/s)
$v_{ko}$	velocidade do escoamento na altura de cálculo de $k_o$ (m/s)
$\rho_{ar}$	massa específica do ar (kgf.s <sup>2</sup> /m <sup>2</sup> )
$\theta$	ângulo de incidência do vento com relação ao modelo reduzido (°)
$\theta^n$	ângulo de incidência do vento com relação à tomada de pressão n (°)
$\Delta pa$	diferencial de pressões ( mmHg)
$\Delta t_i$	incremento de tempo i (Hz)

**Para o capítulo 4, em geral:**

$c$	velocidade do som
$n$	passo da análise
$p$	campo de pressões
$t$	tempo
$v_i$	componente do campo de velocidades na direção i
$x_i$	vetor de coordenadas cartesianas
$\Delta p$	incremento no campo de pressões
$\Delta t$	incremento no tempo
$\Delta v_i$	incremento no campo de velocidades na direção i
$\delta_{ij}$	delta de Kronecker ( $\delta_{ij} = 1$ , se $i=j$ e $\delta_{ij} = 0$ , para $i \neq j$ )
$\rho$	massa específica do fluido
$\mu$	viscosidade dinâmica

$\mu_T$  viscosidade dinâmica turbulenta

$\lambda$  viscosidade volumétrica

**Para capítulo 4, Método dos Elementos Finitos:**

$\vec{c}$  vetor de constantes

$e$  parâmetro de diagonalização seletiva

$[J]$  matriz Jacobiana

$L(\bullet)$  operador diferencial qualquer

$[M]$  matriz de massa consistente

$[M_D]$  matriz de massa discreta

$[\overline{M}]$  matriz de massa por Kawahara e Hirano

$n$  número de nós do elemento finito

$N_i$  funções de interpolação

$n_j$  componente do vetor normal a uma dada superfície

$\vec{p}$  vetor de pressão nodais

$\vec{R}$  resíduo

$\vec{u}$  solução exata da equação diferencial

$\tilde{u}$  aproximação

$\tilde{u}_i$  valores nodais da aproximação de  $\vec{u}$

$\vec{x} = (x_1, x_2, x_3)$  vetor de coordenadas

$\vec{X}_i$  valores nodais das componentes de força de volume, segundo a direção  $i$

$\vec{v}_i$  vetor de velocidades nodais na direção  $i$

$\phi_N$  função de interpolação do elemento finito hexaédrico trilinear

$\xi_i$  coordenadas naturais de um ponto qualquer no interior do elemento, no espaço computacional

$\xi_{iN}$	coordenadas naturais do nó local N do elemento
$\theta(\vec{x}, t)$	variável genérica qualquer
$\theta_N(\vec{x}, t)$	aproximação para a variável genérica $\theta(\vec{x}, t)$
$\delta$	operador de variação do método de Bubnov-Galerkin
$\Gamma$	contorno ou superfície
$\nu$	viscosidade cinemática
$\nu_T$	viscosidade cinemática turbulenta
$\Omega$	volume
$\Omega_E$	volume do elemento E

**Para controle de modos espúrios:**

$\bar{h}$	variável do controle de modos espúrios
$U_N$	fator dos elementos de contorno
$\varepsilon_{hg}$	fator do controle de modos espúrios
$\Omega_{\min}$	volume do menor elemento contido na malha discretizada
$\Omega_{\max}$	volume do maior elemento contido na malha discretizada

**Para capítulo 4, Método de Davidson (2007):**

$a$ e $b$	variáveis do filtro temporal assimétrico
$E(\kappa)$	função do espectro modificado do método de Davidson (2007)
$n$	termo da soma de Fourier / passo de análise
$\hat{v}^n$	amplitude da velocidade, relacionada ao termo $n$ da soma de Fourier
$v_i'(x_j)$	componentes flutuantes do vetor velocidade, segundo a direção cartesiana $x_j$
$V_i$	componente média do vetor velocidade
$v_{rms}$	desvio padrão das flutuações do escoamento
$\psi^n$	fase da velocidade, relacionada ao termo $n$ da soma de Fourier

$\kappa_j^n$	vetor número de onda do termo $n$ da soma de Fourier
$\sigma_i^n$	vetor de velocidade unitária, segundo o termo $n$
$\xi_i^n$	direções segundo o método de Davidson (2007)
$\alpha^n$	ângulo randômico do método de Davidson (2007)
$\varphi^n$	ângulo randômico do método de Davidson (2007)
$\theta^n$	ângulo randômico do método de Davidson (2007)
$\varepsilon$	taxa de dissipação de energia
$L_T$	escala de comprimento da turbulência
$\Delta\kappa$	espaçamento igualitário entre números de onda do espectro
$\kappa_e$	variável associada à escala de comprimento da turbulência
$\kappa_1$	menor número de onda para o espectro modificado de Von Kàrmàn
$\kappa_{\max}$	maior número de onda do espectro modificado de Von Kàrmàn
$\kappa_\eta$	parâmetro do método de Davidson (2007)
$\tau$	escala temporal de turbulência

**Para capítulo 4, coeficientes aerodinâmicos e resultados numéricos:**

$A_j$	áreas da face, segundo a direção $j$
$b_x$	dimensão do corpo normal a direção do vento
$c_p^i$	coeficiente de pressão no nó $i$ sobre o corpo imerso, adimensional
$C_A$	coeficiente de arrasto, adimensional
$C_L$	coeficiente de força lateral, adimensional
$F_x$	força aerodinâmica no elemento $i$ , segundo a direção $x$
$F_y$	força aerodinâmica no elemento $i$ , segundo a direção $y$
$F_z$	força aerodinâmica no elemento $i$ , segundo a direção $z$

$(F_x)^i$	força aerodinâmica no elemento $i$ , segundo a direção $x$
$(F_y)^i$	força aerodinâmica no elemento $i$ , segundo a direção $y$
$h$	altura do corpo imerso
$NFC$	números de faces concorrentes a um nó genérico da interface $A$
$NNI$	número de nós de contorno sobre o corpo
$p_i$	pressão em um nó $i$ sobre o corpo imerso
$p_o$	pressão de referência
$t_i$	tensor de tensões trativas
$V_{inf}$	velocidade da corrente não perturbada pela presença do corpo imerso
$\sigma_{ij}$	componentes do tensor de tensões totais
$\tau_{ij}$	componentes do tensor de tensões viscosas
$\delta_{ij}$	delta de Kronecker ( $\delta_{ij} = 1$ , se $i=j$ e $\delta_{ij} = 0$ , para $i \neq j$ )
$\Gamma_k$	área das faces de contorno dos elementos concorrente ao nó em questão

**Para capítulo 4, estabilidade e convergência:**

$c$	velocidade do som
$p_i^n$	pressão no nó $i$ , no passo de tempo $n$
$NTN$	número total de nós da malha
$TOL$	tolerância, adimensional
$(\Delta t)$	incremento de tempo a ser utilizado na análise do escoamento de fluidos
$\varphi_s$	coeficiente de segurança, normalmente, entre 0,2 a 0,5
$\Delta x_E$	dimensão característica do menor elemento finito da malha

**Para capítulo 4, suavização das pressões:**

$[M]$	matriz de massa consistente
$[M_D]$	matriz de massa discreta

$NE$	número total de elementos
$p_o$	pressão no centro do elemento finito
$p_N$	pressão nos nós do elemento finito
$p_s$	pressões nodais suavizadas
$\Omega$	volume
$\phi$	função de interpolação do elemento finito
$\Omega_E$	volume do elemento E

## 1 INTRODUÇÃO

O homem desde os tempos mais longínquos soube da força do vento e a sua influência sobre as edificações. Nesse sentido, ele sempre buscou através de aprimoramentos contornar as dificuldades impostas pelo vento aos desejos de sociedades em evolução, seja por inovar nas técnicas construtivas, usar sistemas estruturais mais eficientes ou por utilizar materiais mais resistentes. No entanto, nos últimos 100 anos, os desafios referentes à confecção de edifícios altos, capazes de atender tanto a demanda humana quanto de suportar os efeitos do vento natural cresceram em proporção conjunta, levando a comunidade acadêmica a observar mais atentamente essas edificações do ponto de vista da Engenharia do Vento (EV).

Entre 1900 e 1960, conforme Baker (2007), começaram a surgir os primeiros estudos em túnel de vento sobre edifícios altos (arranha-céus), em função da demanda crescente por parte da sociedade. Deste modo, os grandes centros de pesquisa voltaram seus esforços na investigação experimental do comportamento deste tipo de edificação frente à ação do vento e em formas arquitetônicas mais eficientes. Dentre os muitos trabalhos feitos nessa área, pode-se citar o trabalho realizado por Irwin (2008), onde se expõem alguns casos de edifícios altos famosos, cujo emprego de modificações aerodinâmicas possibilitou não somente benefícios econômicos, como também melhoras nos carregamentos e comportamento aerodinâmico da estrutura.

Na figura 1.1 segue o caso de uma modificação aerodinâmica realizada nas arestas da seção transversal do edifício *Taipei 101*, que foi capaz de reduzir os carregamentos nas fundações do edifício, ver Irwin (2008).



Figura 1.1 – Experimento em túnel de vento do *Taipei 101* e seções transversais original e modificada, respectivamente (baseada em IRWIN, 2008, p. 703-704)

Na figura 1.2, é mostrado o modelo/forma final do *Burj Dubai Tower*. Nesse caso é importante mencionar que a solução encontrada foi capaz de manter os deslocamentos do edifício dentro de limites aceitáveis, não necessitando um sistema de amortecimento.

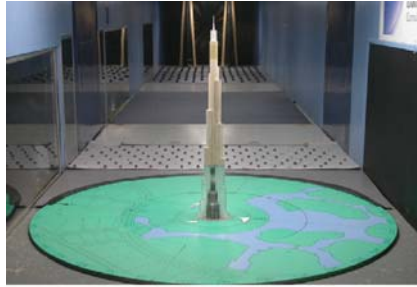


Figura 1.2 – Modelo do *Burj Dubai Tower* (*Burj Khalifa*) (IRWIN, 2008, p. 704)

Como coloca Xie (2014, p. 88, tradução do autor), “É conhecido que o comportamento da resposta sob a ação do vento é amplamente determinado pela forma da edificação.”. Nesse sentido, analisar o comportamento de uma edificação em função de seu formato arquitetônico é determinante para edifícios altos, uma vez que a escolha de uma geometria adequada pode resultar tanto em benefícios econômicos quanto em estruturais, e ainda melhorar as condições de serviço. Logo, a área de aerodinâmica das construções tornou-se um campo importantíssimo na Engenharia do Vento, visto que os maiores edifícios altos construídos nos últimos anos só foram possíveis devido à apuradas avaliações da interação entre o vento natural e a resposta aerodinâmica/aeroelástica apresentada pelas edificações.

Acompanhando às evoluções nas técnicas experimentais em túnel de vento, está a Computação, cujo desenvolvimento em termos de processamento e armazenamento de dados foi marcante nas últimas décadas. E a medida que a capacidade do hardware foi melhorada, surgiram as primeiras tentativas de modelos numéricos para simular escoamentos de fluidos e a interação destes com corpos imersos, dando origem assim, a Engenharia do Vento Computacional (EVC).

Inicialmente, os problemas estudados na EVC e de interesse da EV eram muito simples, visto a capacidade de memória e de processamento disponíveis. Somente após algumas décadas, as simulações numéricas melhoraram e puderam ser realizadas com maior grau de refinamento e contemplando os fenômenos que ocorrem em escoamentos reais, ver figura 1.3.



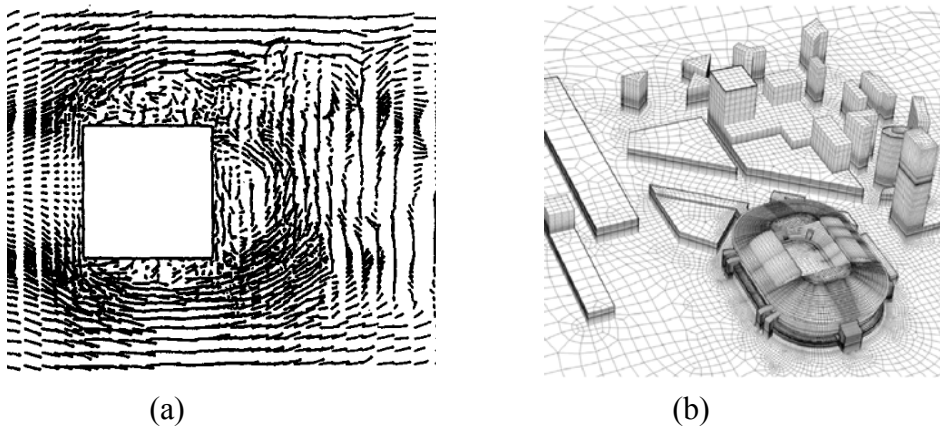


Figura 1.3 – (a) modelo bidimensional para avaliação de velocidades de uma edificação retangular (MURIKAMI, 1997, p. 28) e (b) Modelo de vizinhança 3D (baseada em BLOKEN, 2014, p. 83)

Portanto, ao longo de 50 anos, a EVC passou de uma área em amadurecimento para hoje figurar como uma área bem estabelecida, tanto que hoje, as simulações numéricas são capazes de auxiliar em estudos de conforto de pedestres, dispersão de poluentes, carregamentos causados pela ação do vento em estruturas e estudos de vizinhança complexa (BLOCKEN, 2014).

Nesse sentido, o estudo da aerodinâmica de uma construção nos dias atuais pode utilizar tanto investigação em túnel de vento quanto simulações computacionais. Sendo ainda possível integrar os resultados averiguados em ambas as metodologias, possibilitando um maior conhecimento sobre a resposta da edificação frente à ação do vento.

## 1.1 JUSTIFICATIVA E MOTIVAÇÃO

Na investigação aerodinâmica de construções, há basicamente dois tipos de otimização: a modificação e a concepção aerodinâmica (XIE, 2014). A primeira se mostra mais fácil de aplicar, uma vez que apenas se realizam pequenas alterações nas arestas vivas da edificação. Já a segunda, consiste em conceber a forma da estrutura pensando em seu desempenho frente à ação do vento a partir de diversos estudos experimentais e numéricos.

Em geral, a maioria das edificações possui formato retangular, ou próximo deste, com arestas vivas, o que aerodinamicamente não é eficiente. Desse modo, alterar o projeto original, segundo apenas algumas modificações na forma básica do edifício podem trazer benefícios aerodinâmicos sem grandes intervenções no arranjo arquitetônico da estrutura.

Com os avanços nas últimas décadas, em termos de simulações computacionais, pode-se hoje utilizar ferramentas numéricas de forma integrada com experimentos feitos em túnel de vento, visando extrair ao máximo o que as duas metodologias podem fornecer, de modo que se obtenha respostas completas e confiáveis sobre o desempenho aerodinâmico de uma dada edificação e o padrão apresentado pelo escoamento no seu entorno.

Logo, a partir do contexto apresentado ao longo deste capítulo, o presente trabalho tem como motivações: utilizar de forma integrada ferramentas da Engenharia do Vento (simulações em túnel de vento aliadas a modelos numéricos) na avaliação aerodinâmica de estruturas; e apresentar os benefícios que pequenas alterações de forma em um edifício alto podem propiciar aerodinamicamente. Pretendendo-se, que ao final do trabalho, os resultados obtidos nas investigações sirvam de incentivo para o uso integrado de ferramentas numéricas/experimentais e que a utilização de pequenos ajustes de forma pode auxiliar estruturas civis a se tornarem aerodinamicamente mais eficientes.

## 1.2 OBJETIVOS E METODOLOGIA DA PESQUISA

Os objetivos da pesquisa estão classificados em principal e secundários e são descritos a seguir:

### 1.2.1 Objetivo principal

Investigar a viabilidade do uso conjunto de ensaios experimentais em túnel de vento e simulações numéricas em estudos aerodinâmicos, usando para isso uma análise sobre os efeitos que modificações na geometria de um edifício alto provocam no comportamento aerodinâmico da edificação. Sendo as modificações investigadas apenas mudanças na forma geométrica dos cantos de uma seção transversal retangular típica, onde cantos chanfrados e em degrau serão empregados.

### 1.2.1 Objetivos secundários

Os objetivos secundários do trabalho são:

- a) determinar os coeficientes aerodinâmicos para as diversas formas e situações avaliadas;

- b) avaliar a distribuição de pressões ao longo dos modelos, fazendo uma comparação entre os resultados encontrados;
- c) avaliar o campo de velocidades desenvolvido ao nível do solo (1,5m do piso computacional da simulação numérica);
- d) determinar a influência do tamanho da modificação no desempenho aerodinâmico (casos seccionais);
- e) avaliar, de forma parcial, a influência da rugosidade do terreno no desempenho aerodinâmico nas diferentes geometrias estudadas.

### 1.2.3 Metodologia

A avaliação aerodinâmica dos modelos com e sem alteração nas arestas foi realizada a partir de ensaios realizados em túnel de vento e também através de simulações computacionais, adotando como base as dimensões de edifício alto do CAARC para os modelos investigados.

No que tange à avaliação em túnel de vento, utilizou-se duas configurações distintas de dispositivos artificiais para a geração do vento contido na CLA, uma gerando um perfil de velocidades médias, segundo a lei de potência e com expoente  $p=0,11$ , e a outra com expoente  $p=0,23$ . Os ensaios realizados foram feitos a partir do uso de modelos reduzidos rígidos, que tiveram diversas tomadas de pressão espalhadas ao longo de suas alturas e periferias, para que assim fosse possível captar as pressões instantâneas em diferentes pontos. No capítulo 3 seguem mais detalhes sobre a avaliação experimental dos modelos.

Quanto ao modelo numérico utilizado na investigação numérica, utilizou-se o modelo de Taylor-Galerkin de 2 passos em sua forma explícita, cuja aplicação foi conduzida através do Método dos Elementos Finitos, empregando-se elementos hexaédricos de oito nós com integração reduzida e controle de modos espúrios. As simulações numéricas do escoamento de vento foram realizadas sem considerar os efeitos da temperatura e com o escoamento sendo incompressível. Adotou-se no tratamento computacional do problema a metodologia de turbulência LES contendo uma submalha dinâmica, sendo que as malhas empregadas nas simulações numéricas passaram por um estudo de convergência para os casos bi e tridimensionais. No capítulo 4 seguem mais detalhes sobre a modelagem e simulação numérica.

### 1.3 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

Neste trabalho, o texto está organizado conforme segue:

- a) Até o presente capítulo foi feita uma introdução sobre a importância do estudo da Aerodinâmica das Construções. Após foram apontadas a justificativa e motivação deste trabalho, sendo expostos ao final do capítulo, os objetivos traçados e metodologias empregadas na pesquisa;
- b) No segundo capítulo serão feitos alguns comentários sobre Engenharia do Vento. Assim como sobre simulações experimentais em túnel de vento, descrevendo sucintamente os principais métodos de geração de vento natural e leis de semelhança que devem ser respeitadas para a adequada representação dos efeitos do escoamento. No que tange a simulação computacional, será abordado um breve histórico de evolução da área, as principais equações de Mecânica dos Fluidos utilizadas na área, algumas metodologias de simulação numérica e os seus tratamentos matemáticos. Serão tecidos ainda alguns comentários acerca de trabalhos clássicos e modernos sobre aerodinâmica das construções.
- c) No terceiro capítulo será realizada a descrição dos modelos reduzidos utilizados em túnel de vento, mostrando dimensões e disposição das tomadas de pressão. Também serão apontadas as principais ferramentas utilizadas no ensaio experimental e na aquisição de dados. No capítulo 3 ainda será apresentada a metodologia de cálculo necessária para o tratamento dos dados obtidos com os ensaios;
- d) No quarto capítulo será apresentada a formulação matemática do modelo de Taylor-Galerkin de dois passos. Expor-se-á também algumas considerações quanto a estabilidade numérica do método e critérios para a convergência de resultados. Mostrar-se-á também a maneira na qual discretizou-se o problema, introduzindo os limites do espaço computacional;
- e) No quinto capítulo serão inicialmente apontados brevemente os resultados obtidos na simulação experimental, passando em seguida para uma etapa de análise com maiores detalhes sobre os mesmos. Na investigação numérica, de

forma análoga à experimental, serão exibidos primeiramente os resultados para que na sequência, seja encaminhada a etapa de análise dos dados obtidos. E ao final do capítulo, serão realizadas comparações entre os resultados experimentais e numéricos;

- f) No último capítulo serão apontadas as conclusões retiradas da pesquisa, assim como serão sugeridas algumas ideias para trabalhos futuros sobre o presente tema.

## 2 ENGENHARIA DO VENTO E AERODINÂMICA DAS CONSTRUÇÕES

Nesse capítulo serão expostos, inicialmente, alguns aspectos históricos ligados a Engenharia do Vento. Após serão apontados conceitos sobre simulações experimentais em túnel de vento, aspectos relacionados a modelagem numérica voltada para a Engenharia do Vento. E ao final do capítulo serão apontados alguns estudos realizados sobre modificações aerodinâmicas em edifícios altos.

### 2.1 ENGENHARIA DO VENTO

A Engenharia do Vento (EV) tem como principal objetivo estudar e analisar o comportamento que o vento exerce nas pessoas, meio ambiente e estruturas. Cermak (1975, tradução do autor) define a Engenharia do Vento como “um tratamento racional da interação entre o vento, contido na camada limite atmosférica, com o homem e sua criação na superfície terrestre.”. Segundo Baker (2007, p. 844), pode-se dividir a Engenharia do Vento em 5 grandes fases, ao passo que Solari (2007, p. 814-815) propõe 4 períodos históricos.

Segundo a concepção de Baker (2007, p. 844-848), a primeira fase é chamada de tradicional e ela se dá até 1750. Nesse período, o nível de conhecimento humano propiciou a construção de grandes monumentos, em geral com fins religiosos. E a medida que essas edificações de maior porte, altura e área em planta, foram sendo construídas ficou evidente que a susceptibilidade a cargas oriundas de vento tornar-se-ia maior. Nesse sentido, foram surgindo novas técnicas para a confecção de telhados, juntamente com o desenvolvimento de formas arquitetônicas mais aerodinamicamente eficientes para as coberturas. Primeiramente, as coberturas possuíam um padrão arquitetônico próximo ao de uma pirâmide, no entanto, percebeu-se que formas mais poligonais, ou até mesmo cônicas, eram capazes de diminuir as pressões no telhado e o arrasto na estrutura. Mesmo após a aplicação de técnicas inovadoras, as tempestades constituíam ainda uma grande fonte de danos nas edificações durante este período, tanto que Baker (2007, p. 848) cita como exemplo que em 1703, uma tempestade de grandes proporções (período de retorno estimado em 200 anos) em Londres foi responsável

por devastar muitas edificações, causar dezenas de mortes, deixar centenas de pessoas seriamente feridas e acarretar um prejuízo financeiro gigantesco aos cofres públicos.

Contrastando com a classificação de Baker (2007), Solari (2007, p; 814), explica que a primeira fase da EV vem desde o início da humanidade e vai até a Renascença. Segundo o autor, nesta fase o vento era visto de uma forma mais mitológica e era utilizado apenas como propulsão para as embarcações, em geral. Além disso, nesse primeiro período foi visto o poder devastador das tempestades e o seu efeito sobre as construções.

A seguir é demonstrada a figura 2.1 que remonta as edificações com os telhados em formato cônico utilizados na fase tradicional da EV, segundo a classificação de Baker (2007).



Figura 2.1 – Catedral de Litchfield em Staffordshire no Reino Unido (adaptada de Baker, 2007, p. 846)

Com a Revolução Industrial veio a segunda fase da Engenharia do Vento que data de 1750 a 1900. Aliado aos desenvolvimentos financeiro e tecnológico desse período, houve conjuntamente um grande salto intelectual devido aos trabalhos de Newton, Euler, Bernoulli e pelo surgimento das equações fundamentais de escoamentos viscosos de Navier-Stokes (NS). Por volta de 1759, iniciaram-se as primeiras investigações experimentais ligadas à Mecânica dos Fluidos, destacando-se a contribuição de Osborne Reynolds para a área. Nessa fase, também através do almirante Beaufort, surgiram os primeiros estudos sobre correntes de vento. Sendo utilizado até hoje a escala desenvolvida por Beaufort na avaliação do conforto humano sob ação das correntes de vento. Pode-se citar que nessa fase, começou-se a observar os primeiros colapsos de pontes ocasionados por efeitos dinâmicos do vento (BAKER, 2007, p. 848-850).

Em Solari (2007), apesar do intervalo de tempo da segunda fase ser diferente da de Baker (2007), ambas expõem os mesmos fatos históricos. Contudo, Solari (2007, p. 814) ainda coloca que nessa fase já se percebiam os riscos associados a estruturas mais leves e esbeltas, e que houvera grandes avanços na meteorologia e aerodinâmica das edificações. Abaixo segue a figura 2.2 que mostra um dos primeiros acidentes registrados em pontes devido à excitação dinâmica do vento natural.

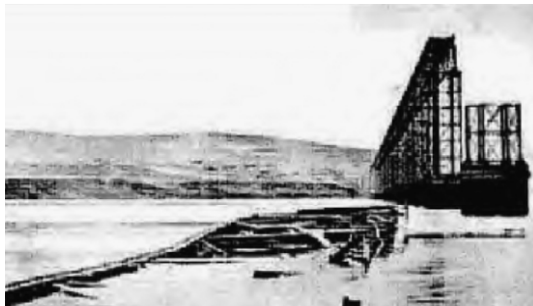


Figura 2.2 – Colapso da ponte Tay por instabilidade dinâmica (adaptada de Baker, 2007, p. 850)

O terceiro período, chamado de estabelecimento da Engenharia do Vento, se situa entre 1900 e 1960. Grande parte dos avanços nessa época foi devido a fins militares, podendo-se citar os primeiros estudos sobre dispersão de elementos químicos na camada atmosférica. Apesar da maior parte do desenvolvimento da EV nessa fase ter sido devido a fins bélicos, houve também uma grande contribuição das diversas universidades nos grandes centros urbanos. Com a presença dessas instituições e uma demanda cada vez maior em relação a edifícios de grande altura (arranha-céus) e pontes com maiores extensões, muitos centros de pesquisa voltaram seus recursos para o desenvolvimento e melhoramento de materiais, de novas técnicas construtivas, de sistemas estruturais mais eficientes, assim como laboratórios para estudos experimentais, destacando-se os que foram destinados ao estudo da interação do vento com edificações. Ainda sobre o terceiro período de desenvolvimento da EV, tem-se o surgimento das principais ferramentas que marcaram a EV como um todo. A primeira destas ferramentas foi o túnel de vento, cujos primeiros estudos foram para fins aeronáuticos. Somente após o desenvolvimento de técnicas de simulação do vento natural no túnel foi possível estudar o impacto que o vento ocasiona em edificações, pedestres e meio ambientes. Outra ferramenta foi o desenvolvimento de códigos ou normas, que servem de base para que os engenheiros estimem os carregamentos gerados pelo vento. Por fim, teve-se o início das



tomadas de dados em escala real, que conjuntamente com os ensaios em modelo reduzido em túnel de vento, foram responsáveis por quase a totalidade do avanço da terceira fase da EV (BAKER, 2007, p. 850-851). Em Solari (2007, p. 814), sobre a terceira fase (datada entre o final do século 19 até a metade do século 20), é comentado ainda que houve um grande esforço de pesquisa em desenvolver estratégias que contribuíssem para mitigação de danos causados por catástrofes ligadas à ação do vento.

O período de crescimento, datado entre 1960 e 1980, foi caracterizado pela expansão da instrumentação e de dispositivos eletrônicos de aquisição de dados. Entre os diversos autores que ajudaram na compreensão e desenvolvimento da EV, o prof. Alan Davenport foi um dos mais ilustres, sendo o seu trabalho referência e inspiração para os pesquisadores da área. Davenport foi responsável por desenvolver o conceito de carregamento de vento em cadeia e a análise espectral para o cálculo de carregamentos e deslocamentos. Os métodos desenvolvidos por ele são muito utilizados até os dias atuais. No que concerne aos ensaios em túneis de vento, estes foram ganhando cada vez mais solidez e uma capacidade maior de reprodução do comportamento de uma estrutura real. Outro fato de grande importância foi o início das grandes associações, congressos, revistas e periódicos sobre EV, sendo os mais destacados a *ESDU Wind Engineering Series* e o *Journal of Industrial Aerodynamics* (modernamente, chamado de *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*). Os códigos de vento foram ganhando cada vez mais confiabilidade e muitos países começaram a desenvolver seus próprios códigos nacionais (BAKER, 2007, p. 852-854).

O último período é o moderno e data de 1980 até os dias atuais. Nesse estágio da EV, o *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* tornou-se o principal periódico sobre EV no mundo. Os avanços na instrumentação continuaram a ocorrer e as medições em escala real obtiveram uma grande evolução, contudo, nessa última fase, surge a última ferramenta de destaque utilizada na EV, as simulações numéricas computacionais, através da Dinâmica dos Fluidos Computacionais ou CFD. As simulações, em geral, utilizam modelos de turbulência, tais como RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*)  $k-\epsilon$ , LES (*Large Eddy Simulation*) ou a simulação completa da escala de vórtices contidas no escoamento através de DNS (*Direct Numerical Simulation*). Os métodos numéricos utilizados são capazes de recriar o comportamento de escoamentos e interação destes com as estruturas. Com o surgimento dessa nova vertente, chamada de Engenharia do Vento Computacional, criou-se uma conferência em 1992, chamada de *Computational Wind Engineering Conferences*, destinada a reunir os trabalhos que surgiram nesta área da EV. Atualmente, as pesquisas na EV têm

direcionado seus esforços no melhoramento das simulações numéricas e em investigar o uso de análises probabilísticas mais sofisticadas para compreender o comportamento de ventos extremos que ocorrem na camada limite atmosférica (CLA), como por exemplo nos casos de furacões, tornados e *downbursts* (BAKER, 2007, p. 855-856). O último período, segundo Solari (2007, p. 815) apresenta uma forte vertente de estudo que busca compreender experimentalmente e discretizar numericamente eventos extremos causados pelos escoamentos de vento natural.

## 2.2 INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL

Nesta seção serão expostas algumas considerações a respeito de investigações em túnel de vento. Serão tecidos alguns comentários sobre as características do vento natural, dos tipos de túneis de vento e dos métodos de simulação de perfil de CLA. Comentar-se-á também sobre as leis de semelhança que devem ser respeitadas para que os resultados obtidos em túnel de vento representem adequadamente os fenômenos que ocorrem na edificação quando o escoamento de vento natural incide sobre esta.

### 2.2.1 Características do vento natural

O vento natural ocorre na camada limite atmosférica (CLA), que integra a troposfera. A CLA é afetada pela superfície terrestre, e em geral, tendo como principais causas o arrasto gerado pelos objetos, a evaporação, evapotranspiração e a transferência de calor. Os escoamentos, que integram a CLA e que são do interesse da EV, possuem um elevado número de Reynolds e são turbulentos. Dessa forma, o vento natural pode ser considerado como sendo adiabático e possuindo um comportamento neutralmente estável, em geral, quando se analisa grandes massas de ar. A CLA possui duas camadas, a primeira é chamada de superficial e a segunda de Ekman. A camada superficial fica próxima à superfície terrestre e dentro dela há uma fina camada na qual domina o transporte molecular ao invés do turbulento. Em geral, essa fina camada tem uma espessura ( $z_d$ ) e se dá o nome de deslocamento do plano zero a essa dimensão (LOREDO-SOUZA et al., 2004, p. 138). Na figura 2.3 é demonstrado como se dá o perfil de velocidades médias do vento natural da CLA ao longo da altura, representado por  $V(z)$ , e também como ocorre a variação das tensões de Reynolds ( $-\rho_{ar} \overline{uw}$ ).

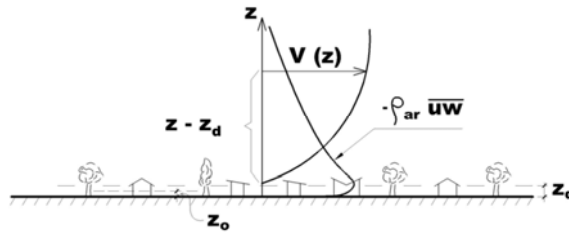


Figura 2.3 – Perfil de velocidades do vento natural na camada superficial (LOREDO-SOUZA et al., 2004, p. 141)

A camada superficial também apresenta pouca flutuação em torno do valor médio do fluxo molecular e das tensões. Já a camada de Ekman é afetada principalmente pela força de Coriolis, ocasionada pela rotação da Terra e pelas forças de pressão.

Uma das principais causas de o perfil de velocidades do vento natural ser como o apresentado na figura 2.3 é a rugosidade do terreno, pois este parâmetro interfere diretamente na quantidade de movimento que o escoamento apresenta e quanto maior for a rugosidade do terreno, maior será o deslocamento do plano zero e a redução da quantidade de movimento do escoamento. Sendo que quando o escoamento encontra uma mudança na rugosidade, ele se adapta a modificação de forma gradual, alterando a sua velocidade e a altura da camada limite atmosférica ( $z_g$ ) (LOREDO-SOUZA et al., 2004, p. 139). Nos escoamentos de interesse da EV ainda se verifica o surgimento de flutuações nas velocidades instantâneas do escoamento, que são tão maiores quanto maiores forem as rugosidades encontradas pelo escoamento em sua trajetória. Logo, a partir desse comportamento que o vento natural apresenta, novos parâmetros são necessários para definir o escoamento além do perfil de velocidades médias do escoamento, chamados de intensidade e comprimento (escala) de turbulência. A intensidade de turbulência busca relacionar o quanto as flutuações do vetor velocidade de um dado ponto representam em relação ao valor médio desse vetor nesse mesmo ponto. Já o comprimento ou escala de comprimento de turbulência aponta qual o tamanho dos vórtices presentes no escoamento que são responsáveis por carregar a maior parcela de energia do escoamento.

Historicamente, há duas formas clássicas de representar o perfil médio de velocidades de CLA. A primeira forma é através da lei de potência que descreve bem a velocidade média ao longo da camada, com exceção da região próxima à superfície terrestre (LOREDO-SOUZA et al., 2004, p. 140). Abaixo segue a fórmula 2.1 que representa a lei de potência.

$$\bar{V}(z) = \bar{V}(z_{ref}) \cdot \left( \frac{z - z_d}{z_{ref}} \right)^p \quad (2.1)$$

Sendo:

$\bar{V}(z)$  = velocidade média do vento a uma dada altura em relação ao solo;

$\bar{V}(z_{ref})$  = velocidade de referência;

$z$  = altura em relação ao solo;

$z_d$  = deslocamento do plano zero;

$z_{ref}$  = altura de referência;

$p$  = expoente que caracteriza a rugosidade do terreno, adimensional.

A outra forma, ou alternativa, de representar o perfil médio de velocidades é através da lei logarítmica, cuja expressão é dada na fórmula 2.2.

$$\frac{\bar{V}(z)}{u^*} = \frac{1}{\kappa} \ln \left( \frac{z - z_d}{z_o} \right) \quad (2.2)$$

Sendo:

$u^*$  = velocidade de corte;

$z_o$  = rugosidade aerodinâmica;

$\kappa$  = constante de von Kàrmàn, adimensional.

Conforme explicam Loredou-Souza et al. (2004, p. 141): “A lei logarítmica apresenta três vantagens em relação à lei de potência. A primeira é que nela aparece um fator de escala, representado por  $z_o$ . A segunda é que esta lei é derivada de teoria. E por último, provê um bom ajuste próximo a superfície.”. Contudo, apesar das vantagens citadas em relação à lei de potência, os autores ainda apontam que “[...] o problema da transição do perfil de velocidades entre duas rugosidades persiste, não podendo ser representado por esta lei. E ainda se tem que este tipo de perfil não se ajusta bem na parte superior da CLA [...]”. Já para se determinar o valor da intensidade de turbulência emprega-se a fórmula 2.3. Ao passo que o comprimento da escala de turbulência é obtido a partir do uso de curvas de correlação cruzadas

normalizadas, onde a área sob as curvas define o comprimento da escala de turbulência, ver expressão 2.4 (BLESSMANN, 1995, p.124).

$$I_i = \frac{\sqrt{(v_i - \bar{V}_i)^2}}{\bar{V}_i} \quad (2.3)$$

$$L_{ij}(r) = \int_0^{\infty} \rho_{ii}(s_j) ds_j \quad (2.4)$$

Sendo:

$I_i$  = intensidade da turbulência de um ponto em uma dada direção  $i$ ;

$v_i$  = velocidade de um ponto em uma dada direção  $i$ ;

$\bar{V}_i$  = velocidade média de um ponto na direção  $i$ ;

$L_{ij}(r)$  = escala de turbulência na direção  $i$ , escala segundo a componente  $j$ , do ponto  $r$ ;

$\rho_{ii}$  = coeficiente de correlação da direção  $i$ , escala segundo a componente  $j$ ;

$s_j$  = coordenadas segundo a direção  $j$ .

### 2.2.2 Túneis de vento

Os primeiros túneis foram os aeronáuticos e tiveram seu início no século 20. Inicialmente, estes túneis eram utilizados na investigação de construções e sólidos simples, e somente após o crescimento da aviação é que realmente ocorreram avanços significativos nessa área de estudo. Ressalta-se que os túneis aeronáuticos foram projetados para atender a demanda da aviação e, nesse sentido, as aeronaves se deslocam em zonas de pouca turbulência, onde esta é, praticamente, nula. Sendo assim, os primeiros túneis não eram capazes de simular os ventos que ocorrem na camada limite atmosférica com uma representatividade adequada. E um fato importante sobre a capacidade de representação do escoamento do vento natural, é que dependendo da geometria do corpo imerso, a sensibilidade do objeto com relação a turbulência pode ser maior ou menor, logo um parâmetro como a turbulência é de fundamental importância para que o comportamento do objeto possa ser analisado corretamente (BLESSMANN, 2011, p. 109-110).

Os primeiros túneis, os aeronáuticos, não eram capazes de simular corretamente o escoamento do vento natural, sendo assim, desenvolveu-se um novo modelo de túnel, o de camada limite, cuja relação comprimento/altura é maior e com ele foi possível reproduzir o vento natural. Dentre os novos túneis de CLA que foram construídos, destacam-se dois tipos: o primeiro tipo é chamado de circuito aberto e o segundo, de circuito fechado. Os túneis de circuito aberto caracterizam-se por tomar o ar de um lado e expulsá-lo no outro, sem que haja um aproveitamento da corrente gerada. Nesse tipo de túnel, o escoamento mantém-se, em geral, com a mesma temperatura ao longo de todo o ensaio e é ideal para o estudo de dispersão de poluentes. Já os túneis de circuito fechado operam de uma maneira distinta, pois há o aproveitamento da corrente gerada pelos ventiladores. Sendo que neles se consegue manter a pressão da seção de trabalho próxima à da atmosférica e se emprega menos energia para criar o escoamento. Contudo, nesse tipo de túnel, o escoamento começa a aquecer à medida que o tempo de realização do ensaio aumenta (LOREDO-SOUZA et al., 2004, p. 140).

Aly (2014, p. 209) explica que, em geral, o túnel de circuito aberto, é dividido em quatro partes. A primeira é a região dos ventiladores que, normalmente, é colocada na saída da pista de teste a fim de evitar uma turbulência desnecessária ao ensaio. Após tem-se uma câmara de ajustes (*settling chamber*), cuja função é fazer com que o escoamento seja o mais suave possível, além de gerar a turbulência adequada para o ensaio. A parte de afunilamento (*contraction*) é responsável por acelerar o escoamento antes que o vento chegue na pista de ensaios (*test section*). Já nos túneis fechados, há duas seções de teste, a primeira é referente aos ensaios de baixa velocidade, ao passo em que a outra seção é destinada aos testes de alta velocidade. Na seção de alta velocidade, normalmente, se realizam ensaios aeronáuticos, primeiramente, devido às velocidades nesse trecho e também em razão da suavidade que o escoamento apresenta. Na seção onde se realizam os testes da CLA, o túnel deve ter um comprimento longo o suficiente para seja gerado completamente um escoamento atmosférico turbulento. Na figura 2.4, seguem os túneis de circuito aberto e fechado.

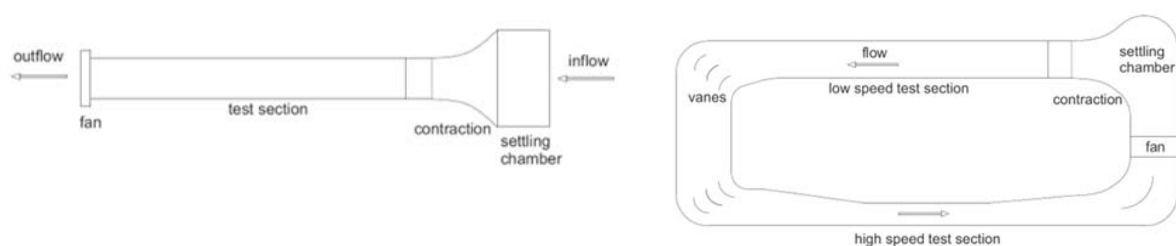


Figura 2.4 – Túneis de camada limite de circuito aberto e fechado, respectivamente (baseado em ALY, 2014, p. 211)

### 2.2.3 Simulação experimental do vento

Cermak e Arya (1969, p. 55-56) colocam que os principais métodos de geração de perfis de camada limite do vento natural são divididos em duas abordagens. A primeira técnica se baseia em deixar que o perfil de velocidades do vento seja criado naturalmente através de uma pista de ensaios, com tamanho suficientemente grande para isso, e colocando rugosidades no chão. Já a segunda técnica é, normalmente, empregada em túneis mais curtos, onde obstáculos físicos (barreiras) são colocados ao longo da seção de teste, acelerando o crescimento da camada limite.

Dentre os obstáculos utilizados em túnel, pode-se citar telas, grelhas, barras e triângulos com diversas formas, dimensões e proporções. Cada objeto interfere no vento de forma a dá-lo certas características, como por exemplo, intensidade e escalas de turbulência, espectro e velocidade média. Ainda há uma forma alternativa de gerar turbulência dentro do túnel, na qual se utilizam jatos de ar que são lançados na direção do escoamento, dando origem a um novo tipo de simulação, a ativa. Contudo, a forma mais eficiente de reproduzir o vento natural é a partir da combinação dos elementos geradores de turbulência (BLESSMANN, 2011, p. 111-112).

Configurações de obstáculos que utilizavam, unicamente, barras, telas e grelhas, eram amplamente empregados em túneis mais curtos, só que ao tentar recriar escoamentos naturais, conseguia-se apenas gerar o perfil de velocidades médias por um curto período de duração, devido à rápida degeneração das características do escoamento, principalmente, quando havia a presença de algum modelo na pista de teste. A partir disso, soube-se que este tipo de método artificial não era recomendado para o ensaio de estruturas e o seu emprego foi aos poucos caindo em desuso. Com a deficiência desta técnica sendo constatada, desenvolveu-se uma nova, a de crescimento acelerado, que possuía duas vertentes: uma em que se buscava simular toda a altura da CLA e a outra em representar apenas regiões próximas da superfície. Ambas as técnicas tinham em comum o fato de adotarem uma combinação de barreiras sólidas para a geração das características do vento natural (LOREDO-SOUZA et al. 2004, p. 143-147).

Em Counihan (1969) realizou-se uma investigação acerca de tipos de geradores de vorticidade, onde se avaliaram duas formas geométricas distintas: placas de formato triangular e elíptico. No estudo, buscou-se acelerar a formação de um perfil típico de camada limite através desses geradores. Ao final, concluiu-se que objetos, conforme expostos na figura 2.5,

são capazes de simular, com relativa precisão, perfis de CLA. Já em Counihan (1973) é demonstrado que com uma configuração adequada de geradores de vórtices e de blocos espalhados ao longo da pista de ensaios é possível simular o perfil típico de camada limite em ambientes urbanos com grande precisão e representatividade do fenômeno real.

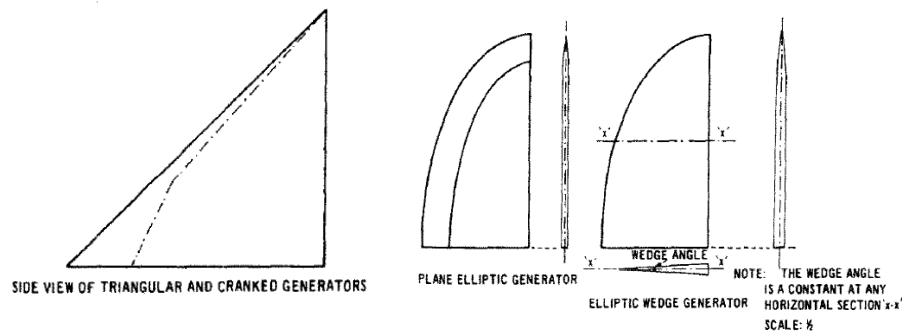


Figura 2.5 – Geradores de vorticidade de Counihan (baseado em COUNIHAN, 1969)

Irwin (1981, p. 361) ressalta os resultados encontrados por Counihan (1973), expondo que o uso de placas triangulares, juntamente com blocos espalhados ao longo da pista de ensaios são capazes de desenvolver um perfil típico de camada limite. O autor ainda propõe em seu trabalho fórmulas de ajuste da geometria das placas para gerar o perfil de velocidades, de acordo com as características desejadas. Abaixo segue a figura 2.6, que ilustra a configuração adotada por Irwin (1981) como ideal para a produção de perfis de camada limite.

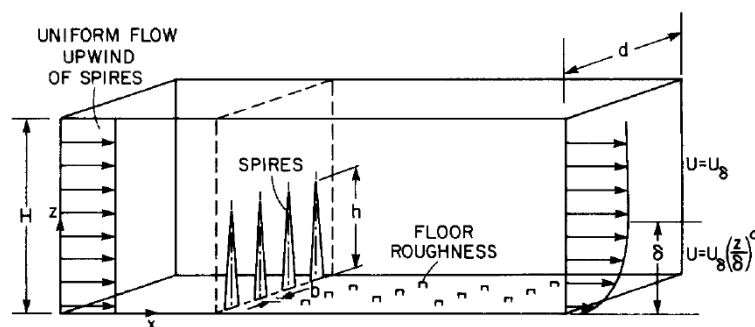


Figura 2.6 – Configuração ideal por Irwin (IRWIN, 1981)

Em Cook (1978), realizou-se uma intensa investigação sobre configurações de dispositivos que seriam capazes de simular um perfil de CLA, onde utilizou-se diversos geradores de Counihan (1969), grelhas, blocos e cascalho espalhado ao longo do chão da pista de ensaios. Concluiu-se ao final, que o método de aceleração de crescimento proporciona, com relativa



precisão, um perfil de CLA, mas os resultados do método de crescimento natural ainda são os melhores possíveis dentre os métodos existentes para tentar-se simular o escoamento de vento natural.

Na figura 2.7, seguem as algumas das configurações de obstáculos e rugosidades utilizadas no túnel *Prof. Joaquim Blessmann*, além das propriedades de turbulência para cada perfil de vento gerado pelos dispositivos. A letra (a) indica apenas o uso de uma grelha, na letra (b) segue a configuração para lei de potência com o parâmetro  $p = 0,11$ . Na letra (c) a configuração é para  $p = 0,23$  (entre as categorias III e IV da NBR6123:1988). E, finalmente, a letra (d) indica a configuração de  $p = 0,34$ .

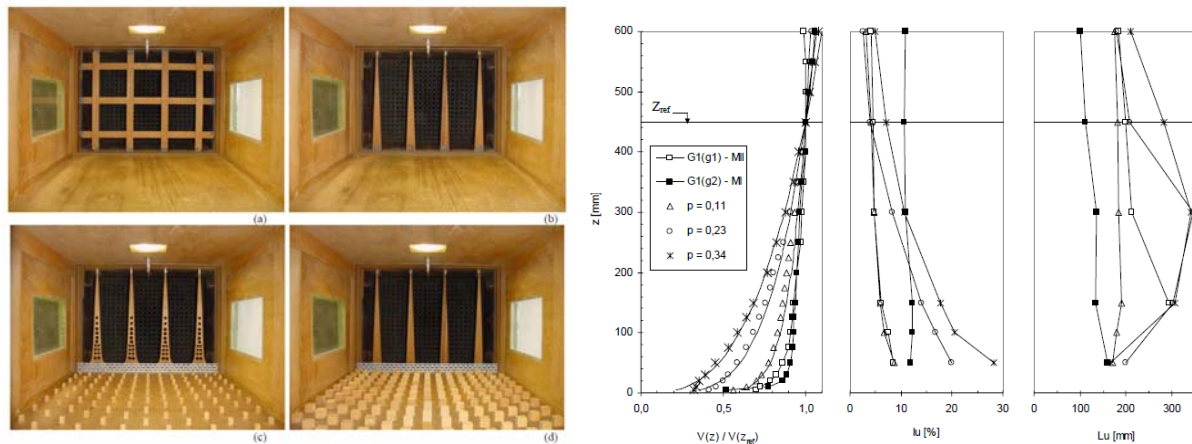


Figura 2.7 – Configurações dos diferentes dispositivos artificiais utilizados no túnel de vento *Prof Joaquim Blessmann* e suas respectivas propriedades de turbulência (baseado em LOREDO-SOUZA et al., 2004, p.151-152).

Em Kozmar (2011), são citados que os métodos estabelecidos por Counihan (1969), utilizando barreiras, geradores de vorticidade e rugosidades superficiais são muito utilizados para a simulação do vento natural da camada limite atmosférica, conseguindo recriar, em alguns casos, o perfil de velocidade ao longo de toda a altura da CLA. Contudo, quando se deseja conhecer melhor o comportamento de estruturas que são muito menores do que o tamanho da CLA, utilizar métodos que reproduzam o perfil inteiro da CLA podem causar prejuízos na reprodução do fenômeno físico próximo a superfície. Sendo assim, Kozmar (2011) desenvolveu um novo gerador de vorticidade baseando-se nos modelos desenvolvidos por Counihan (1969). Abaixo segue a figura 2.8, que ilustra o modelo de gerador empregado por Kozmar (2011) para reproduzir parte do perfil de camada limite em um ambiente urbano.

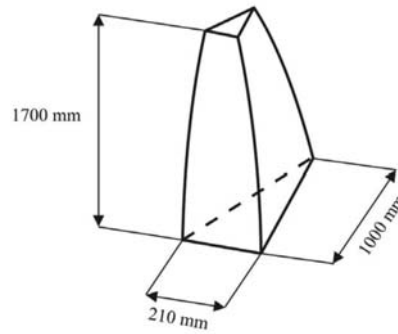


Figura 2.8 – Gerador de vorticidade de Kozmar (KOZMAR, 2011)

Utilizando os modelos de geradores tronco-elípticos, juntamente com barreiras casteladas e rugosidades na pista de ensaios, Kozmar (2011) conseguiu reproduzir o perfil de velocidades próximos ao solo com maior grau de precisão do que utilizando os geradores de Counihan (1969). Como concluiu-se no estudo do autor, os modelos antigos de geradores não propiciavam a intensidade de turbulência adequada que ocorre nas regiões mais próximas a superfície.

Quanto aos métodos ativos, a técnica mais reconhecida é a dos jatos direcionados. Diversos pesquisadores, tais como Schon e Mery (1971), Blessmann (1972), Nee et al. (1973), Gandmer (1976), Nagib et al. (1976) empregaram esta metodologia mais aerodinâmica para propiciar as características desejadas ao perfil de velocidades do escoamento, assim como também para simular a turbulência contida no vento natural. (LOREDO-SOUZA et al., 2004; HUNT; FERNHOLZ, 1975). No que tange a metodologia de Blessmann (1972), Loredo-Souza et al. (2004, p. 154) apontam que “Esta técnica pode ser empregada em túneis de vento com uma relação comprimento/altura da câmara de ensaios a partir de cinco”. Contudo, os autores colocam que para simular corretamente a turbulência atmosférica, é necessário utilizar dispositivos artificiais, tais como corpos sólidos. Em Blessmann (1977), é visto que a técnica de jatos direcionados apresenta grande capacidade de representação das características de um escoamento real, adotando a lei de potência como referência para o perfil médio de velocidades.

Uma variante da técnica dos jatos direcionados é apresentada no trabalho de Tan-atichat e Nagib (1976). No estudo feito pelos autores, buscou-se utilizar uma mescla entre rugosidades superficiais espalhadas na pista de ensaios do túnel juntamente com o emprego de jatos, que injetavam uma corrente contra o sentido do escoamento. Como resultado, os autores apontaram que esta técnica poderia propiciar a túneis de pequena extensão uma forma de

gerar o perfil de vento de CLA e que o escoamento gerado no túnel tinha como principal benefício a uniformidade da velocidade transversal. Abaixo segue a figura 1.9 que ilustra a configuração da pista de ensaios utilizada pelos autores.

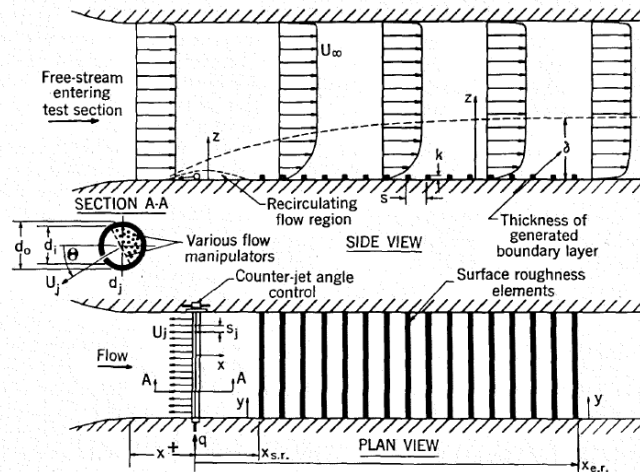


Figura 2.9 – Técnica dos contra-jatos (TAN-ATICHAT, 1979)

## 2.2.4 Leis de semelhanças

Sempre que é necessário um estudo experimental em túnel de vento deve-se respeitar leis de semelhança. Estas leis têm como objetivo propiciar que o modelo em escala reduzida venha a apresentar o mesmo comportamento que o objeto em escala real terá quando exposto ao vento natural.

A primeira lei a se destacar é a de semelhança geométrica, cuja imposição implica em que o modelo em escala reduzida venha a apresentar formas e características geométricas idênticas ou muito similares as do modelo em escala real. Sendo assim, o modelo reduzido manterá, em relação ao real, um fator de escala que corresponderá a uma constante, que quando multiplicada por uma distância qualquer entre dois pontos do modelo reduzido levará a distância real desses mesmos pontos no objeto em escala real.

A segunda lei de semelhança a ser respeitada é a cinemática, que busca garantir que a distribuição de velocidades médias e de intensidade de turbulência entre o escoamento real e o que será gerado em túnel sejam próximas. Portanto, matematicamente, será mantido o mesmo valor da relação entre módulos de velocidade e intensidade de turbulência entre todos os pares de pontos do escoamento real com os do escoamento simulado no túnel. E por fim, há a

semelhança dinâmica ou de forças que atuam no escoamento. Dentre as forças a serem respeitadas, pode-se citar: forças de pressão, inércia e de viscosidade. Uma das formas de se assegurar que esta relação entre forças seja cumprida é a partir do número de Reynolds ( $Re$ ), cuja expressão é apresentada na fórmula 2.5 (BLESSMANN, 2011, p. 60-62).

$$Re = \frac{V_{inf} D}{\nu} \quad (2.5)$$

Sendo:

$Re$  = número de Reynolds, adimensional;

$V_{inf}$  = velocidade não perturbada do escoamento, em m/s;

$D$  = comprimento característico, em m;

$\nu$  = viscosidade cinemática do fluido, em  $m^2/s$ .

E uma vez que o número de Reynolds do escoamento real seja próximo ao do gerado no túnel de vento, é possível dizer que as forças dinâmicas são similares e a terceira lei de semelhança será respeitada, no caso de modelos rígidos em escoamentos incompressíveis. Contudo em outras situações, também devem ser verificados outros números adimensionais, tais como o de Froude, o de Euler, etc, de forma a garantir a semelhança dinâmica em sua integralidade.

As três primeiras semelhanças citadas acima são utilizadas na avaliação estática da estrutura, caso haja interesse em investigar o comportamento dinâmico desta, deve-se ficar atento a mais algumas leis entre a estrutura e o modelo reduzido, tais como a relação entre massas, frequências e amortecimento. Abaixo seguem as fórmulas 2.6 a 2.9 das semelhanças a serem respeitadas na representação dinâmica em modelo reduzido de uma estrutura (ALY, 2014, p. 210-211).

$$\lambda_M = \lambda_L^3 \lambda_{\rho s} \quad (2.6)$$

$$\lambda_v = \frac{U_m}{U_p} \quad (2.7)$$

$$\lambda_f = \frac{\lambda_v}{\lambda_L} \quad (2.8)$$

$$\xi_m = \xi_p \quad (2.9)$$

Sendo:

$\lambda_M$  = escala de massa, adimensional;

$\lambda_L$  = escala de comprimento (geométrica), adimensional;

$\lambda_{\rho_s}$  = escala de densidade, adimensional;

$\lambda_v$  = escala de velocidade, adimensional;

$U_m$  = velocidade do escoamento real, em m/s;

$U_p$  = velocidade do escoamento no túnel, em m/s;

$\lambda_f$  = escala de frequência, adimensional;

$\xi_m$  = amortecimento do modelo real, em percentagem;

$\xi_p$  = amortecimento do modelo reduzido, em percentagem.

### 2.2.5 CAARC's Standard Tall Building

Conforme relata Melbourne (1980, p. 73-74), através de uma reunião do conselho do *Commonwealth Advisory Aeronautical Research Council* (CAARC), em 1969, definiu-se um modelo reduzido padrão de edifícios altos. A ideia por trás de se estabelecer esse modelo padrão foi tentar comparar a qualidade dos resultados de diferentes laboratórios e deste modo, conseguir um avanço nas técnicas empregadas na simulação do vento natural e aquisição de dados referentes aos fenômenos físicos que acontecem durante a interação fluido-estrutura. O modelo estabelecido pelo CAARC, em escala real, tem como dimensões padrões 30,48x45,72x182,88m. Geometricamente, o modelo não possui janelas, sacadas ou outros tipos de elementos arquitetônicos comuns em edifícios, sendo simplesmente, um prisma retangular. Em termos dinâmicos, os pesquisadores deveriam considerar apenas o primeiro modo de vibração do edifício. Com a frequência natural do modelo, no primeiro modo de vibração, ficando em torno de 0,2 Hz e a distribuição da massa do edifício como sendo de 160

$\text{kg/m}^3$ . Por fim, o amortecimento estrutural deve ser de 1%. Abaixo segue a figura 2.10, que ilustra o modelo estabelecido pelo CAARC como padrão para edifícios altos.

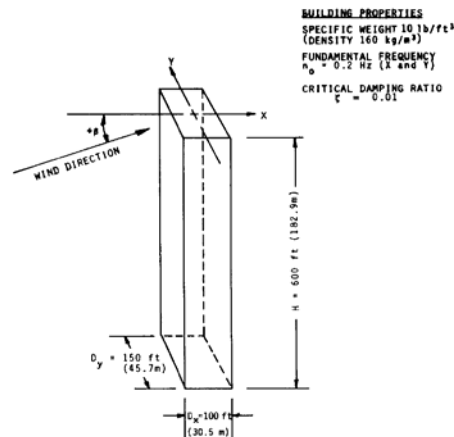


Figura 2.10 – Modelo do CAARC (MELBOURNE, 1980, p. 75)

## 2.2.6 Tipos de ensaios

Conforme coloca Davenport (2007), os testes em túneis de vento podem ser dos mais diversos possíveis, como por exemplo: dispersão de gases e poluentes, conforto de pedestres, influência do vento no aquecimento, ventilação de uma edificação, influência da topografia no escoamento, estudo de fadiga e etc.. Contudo, neste trabalho serão focados apenas experimentos mais voltados para a área de investigação estrutural da Engenharia Civil. Dentre estes tipos de ensaios tem-se: determinação de pressões nas fachadas da estrutura e determinação de carregamentos e resposta dinâmica da estrutura.

### 2.2.6.1 Pressões no envelope externo da estrutura

Este ensaio busca através de diversas tomadas de pressão espalhadas ao longo da superfície do modelo reduzido analisar as pressões causadas pelo vento. A pressão dinâmica causada pelo vento é convertida através de transdutores elétricos que enviam um sinal a um sistema computadorizado de aquisição de dados que interpreta o sinal elétrico e informa a pressão em cada ponto do modelo reduzido. Todas as tomadas de pressões do modelo são avaliadas simultaneamente, de modo a garantir que os dados extraídos a cada avaliação de pressões dinâmicas sejam no mesmo instante de tempo em todos os pontos. Geralmente, as pressões no

modelo são medidas para diversos ângulos de incidência de vento. Os ângulos de tomada de dados mudam, normalmente, de 5° a 20°, variando de acordo com o laboratório.



Figura 2.11 – Tomadas de pressão em um modelo rígido

#### 2.2.6.2 Ensaio aeroelásticos

Como aponta Davenport (2007, p. H-1), a escolha por uma modelagem aeroelástica de uma estrutura depende muito da forma geométrica e do sistema estrutural. Nesta categoria de ensaios, tem-se a modelagem de múltiplos graus de liberdade ou de apenas alguns graus.

A modelagem de múltiplos graus é, em termos dinâmicos, a análise mais completa que se pode simular em túnel de vento, contudo, ensaios nesse molde são muito custosos tanto financeiramente quanto em tempo de confecção dos modelos. Em geral, esse ensaio é empregado quando os modos torcionais são importantes na resposta da estrutura ou quando ocorre acoplamento de modos de vibração (flexão e torção). Ao final da análise, os dados retirados do ensaio apresentam o comportamento da estrutura sob ação do vento natural de forma completa. Algumas das leis de semelhança a serem respeitadas nessa análise são: massa, rigidez, períodos e formas modais da estrutura.

Uma alternativa em relação à modelagem de múltiplos graus de liberdade é a de somente dois graus. Esse ensaio, ao contrário da abordagem completa, não fornece a resposta da estrutura quanto à torção, no entanto é menos custosa. As semelhanças a serem respeitadas são a de massa, rigidez e período da estrutura. O modelo utilizado no ensaio de dois graus de liberdade são pivotados na base, rígidos e tem molas para simular a rigidez da estrutura.

Tanto o ensaio de múltiplos graus quanto o de apenas alguns contam com uma balança dinâmica que é responsável por computar as solicitações que o modelo reduzido está sujeito a

cada instante da simulação. Logo abaixo, na figura 2.12, segue um exemplo de protótipo, com suporte elástico responsável por atribuir rigidez ao modelo para o cômputo das solicitações.



Figura 2.12 – Modelo aeroelástico e suporte elástico utilizado na parte inferior do modelo (baseada em ALY, 2014, p. 211)

## 2.3 ENGENHARIA DO VENTO COMPUTACIONAL

Neste item serão abordados alguns aspectos históricos da evolução da EVC, os princípios fundamentais da Dinâmica de Fluidos utilizados na área, no que tange a escoamentos incompressíveis e isotérmicos. Também será abordado a modelagem da turbulência via LES (*Large Eddy Simulation*) e sua formulação, apresentados de forma sucinta.

### 2.3.1 Introdução e histórico

No que tange à EVC, a primeira evidência do surgimento dessa área se deu em 1963, quando Smagorinsky (1963) desenvolveu uma das primeiras abordagens para o tratamento da viscosidade turbulenta, o modelo Smagorinsky-Lilly. Mais à frente, no início dos anos de 1970, começaram a surgir trabalhos ligados à comparação entre modelos numéricos e resultados experimentais de túnel de vento. Já no final dos anos de 1970 até o início dos anos de 1990, muitos trabalhos foram focados na determinação e análise de velocidades do vento, assim como na distribuição de pressões nas fachadas de edificações. No ano de 1992, surge o primeiro simpósio que visou reunir os trabalhos sobre EVC, o *International Symposium on Computational Wind Engineering* (ISCWE), sendo um marco para essa área da EV (BLOCKEN, 2014, p. 70).



Murikami (1997, p. 4) aponta que a EVC é uma área complexa por dois motivos. O primeiro deles é em função dos corpos rombudos contidos nos escoamentos, que tem fundamental influência no padrão do escoamento e que em muitos casos os tornam completamente aleatórios. O segundo motivo está atrelado à geometria dos corpos rombudos, que em geral, possuem arestas vivas, o que mais, profundamente, implica em uma alta discretização de elementos ou pontos nessas regiões. Sendo assim, o escoamento turbulento em torno de um corpo não aerodinâmico pode apresentar: separação, recolamento, circulação, desprendimento de vórtices, choques, dentre outras possibilidades. Logo, o tratamento matemático do escoamento torna-se difícil e custoso em termos de recursos computacionais à medida que tais fenômenos se mostram presentes no escoamento.

Pode se dizer que nos últimos 50 anos a EVC passou de uma área emergente para um campo bem estabelecido na Engenharia do Vento, onde o uso de técnicas mais elaboradas de CFD possibilitou um alto grau de precisão e detalhamento quanto aos resultados, com várias possibilidades de simulação. Contudo, verificações experimentais ainda são indispensáveis, visto que os modelos numéricos empregados, em geral, são sensíveis aos parâmetros de entrada, da discretização espacial utilizada e da estabilidade numérica. Logo, fica evidente pela experiência adquirida de que o emprego de túneis de vento e de medições em escala real continuarão sendo fundamentais, pois nos escoamentos reais a turbulência causa muitos fenômenos complexos e que somente uma ferramenta, como o CFD, não é, suficientemente, eficaz para captá-los com precisão e confiabilidade necessárias para a implementação de projetos civis (BLOCKEN, 2014, p. 94-95).

Conforme aponta Cochran e Derickson (2011, p. 152, tradução do autor), que “O uso híbrido de túnel de vento e CFD com comparação cruzada entre os resultados de túnel de vento (ou de medições de escala real) serão essenciais para o ganho de confiabilidade na metodologia [lê-se metodologia como CFD].”.

### 2.3.2 Equações fundamentais da Dinâmica de Fluidos

As equações que representam o comportamento de fluidos viscosos Newtonianos em um escoamento isotérmico são dadas pelas equações de Navier-Stokes (NS) e a equação de conservação de massa. Além disso, relações constitutivas e termodinâmicas devem também ser fornecidas para a descrição do comportamento do escoamento.

### 2.3.2.1 Balanço de momentum (Navier-Stokes)

Em um fluido é necessário considerar a ação de dois tipos de forças: as que atuam sobre a massa (gravitacionais e eletromagnéticas) e as que atuam na superfície do corpo (pressão e fricção). Sendo assim, toma-se a segunda lei de Newton expressa em uma descrição cinemática Euleriana e emprega-se a hipótese de Stokes nesta, obtendo ao final de balanço de momentum na seguinte forma (SCHLICHTING, 1979, p. 64):

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = X_i - \frac{\partial p}{\partial x_j} \delta_{ij} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \mu \left[ \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \right\} \quad (2.10)$$

Sendo:

$\rho$  = massa específica do fluido;

$\mu$  = viscosidade dinâmica;

$X_i$  = força volumétrica;

$p$  = pressão termodinâmica;

$v_i$  = componente do vetor velocidade segundo a direção  $i$ ;

$\delta_{ij}$  = delta de Kroneker, se  $i=j$  tem-se  $\delta_{ij} = 1$ , caso contrário  $\delta_{ij} = 0$ ;

$t$  = tempo;

$x_i$  = direções dos eixos cartesianos retangulares.

Em 1845, Stokes propôs uma relação entre as viscosidades volumétrica e dinâmica. A hipótese levantada por ele tinha como fundamento conectar a dissipação que ocorre quando um elemento de fluido sofre modificações em seu volume, bem como prover uma relação entre o tensor de tensões totais com a pressão termodinâmica (SCHLICHTING, 1979, p. 60-61). Abaixo segue a hipótese adotada por Stokes na fórmula 2.11.

$$3\lambda + 2\mu = 0 \quad (2.11)$$

Onde:

$\mu$  = viscosidade dinâmica;

$\lambda$  = viscosidade volumétrica.

### 2.3.2.2 Balanço de massa (Equação da continuidade)

A equação da continuidade busca relacionar o balanço entre quantias de massa que entram e saem de um volume unitário por unidade de tempo. A sua expressão em uma formulação Euleriana é dada na fórmula 2.12 (SCHLICHTING, 1979, p. 47).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} = 0, \text{ com } j = 1, 2, 3 \quad (2.12)$$

Em um fluido incompressível não há variação da massa específica, sendo assim, a equação da continuidade fica definida pela fórmula 2.15.

$$\frac{\partial(v_j)}{\partial x_j} = 0, \text{ com } j = 1, 2, 3 \quad (2.13)$$

Falando especificadamente sobre escoamentos de ar, no âmbito de interesse da Engenharia Civil, estes podem ser considerados como incompressíveis e sem variações significativas de temperatura, conforme fora apontado anteriormente.

### 2.3.2.3 Relações constitutivas

Em um fluido Newtoniano, as relações entre tensões e taxa de deformação em qualquer ponto do escoamento são dadas pelas expressões 2.14 e 2.15.

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \tau_{ij}, \quad \tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij}, \text{ com } i, j, k = 1, 2, 3 \quad (2.14)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right), \text{ com } i, j = 1, 2, 3 \quad (2.15)$$

Sendo:

$\sigma_{ij}$  = componentes do tensor de tensões totais;

$\tau_{ij}$  = componentes do tensor de tensões viscosas;

$S_{ij}$  = componentes do tensor de taxa de deformação;

$p$  = pressão termodinâmica;

$\delta_{ij}$  = delta de Kroenecker, com  $i=j$ ,  $\delta_{ij} = 1$ , do contrário,  $\delta_{ij} = 0$ ;

$v_i$  = componente do vetor de velocidade na direção  $i$  do sistema de eixos;

$x_i$  = direções dos eixos cartesianos retangulares.

#### 2.3.2.4 Hipótese da pseudocompressibilidade

Quando há o interesse em resolver escoamentos incompressíveis, a equação da continuidade, conforme visto no item 2.3.2.2, se resume ao divergente nulo do vetor velocidade. Sendo assim, Chorin (1967) introduz um conceito, ou melhor, uma hipótese em que a equação da continuidade, fórmula 2.12, é substituída por sua forma hiperbólica, conforme é exposto na fórmula 2.16, sendo um artifício numérico utilizado até os dias atuais para resolver a equação da continuidade de forma mais eficiente em termos computacionais.

$$\delta \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial v_j}{\partial x_j} = 0, \text{ com } j = 1, 2, 3 \quad (2.16)$$

Sendo:

$\delta$  = compressibilidade artificial.

A compressibilidade artificial pode ser ligada com a velocidade do som através da seguinte relação termodinâmica.

$$c^2 = \frac{1}{\delta} = \frac{\partial p}{\partial \rho} \quad (2.17)$$

Sendo:

$c$  = velocidade do som.

Através do emprego da hipótese de Chorin (1967), a forma final que a equação de continuidade assume respeita a condição de divergência nula, quando a compressibilidade artificial se aproxima de zero. A equação da continuidade, obtida após o tratamento da equação 2.16 com o uso de 2.17, apresenta a seguinte forma final:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + v_j \frac{\partial p}{\partial x_j} + \rho c^2 \frac{\partial v_j}{\partial x_j} = 0, \text{ com } j = 1, 2, 3 \quad (2.18)$$

### 2.3.3 Tratamento da turbulência

No trabalho de Murikami (1994, p. 681-682), as principais metodologias de solução das equações de Navier-Stokes (NS) são divididas em: simulação direta numérica (DNS) e modelagem da turbulência. O DNS consiste em discretizar de forma completa todas as escalas de vórtices contidas no escoamento, respeitando assim, a escala proposta por Kolgomorov. Porém ao tentar recriar essa abordagem numericamente, tem-se que o modelo gerado apresentará uma discretização espacial contendo um número muito grande de pontos, logo, a aplicação do DNS conduzirá inevitavelmente ao uso de muitos recursos computacionais, que são limitados para a maioria dos centros de pesquisas destinados à investigação numérica da EV. Por fim, tem-se que o DNS é, em termos computacionais, a abordagem com maior custo computacional entre todas as metodologias desenvolvidas na EVC (COCHRAN; DERICKSON, 2011, p. 145).

Uma vez que a aplicabilidade do DNS é limitada, busca-se através de modelos de turbulência, uma alternativa de evitar a discretização de todas as escalas de vórtices de um escoamento e de tratar a turbulência nos escoamentos de interesse da Engenharia Civil. Os modelos de turbulência, em geral, têm por objetivo resolver as equações de NS a partir da aplicação de procedimentos de média temporal ou aplicação de processos de filtragem espacial.

#### 2.3.3.1 Modelagem da turbulência

Como expõe Reddy e Gartling (2010, p. 235, tradução do autor), a “Turbulência é um fenômeno físico altamente complexo que está presente nos escoamentos de interesse da Ciência e da Engenharia. Uma simples definição de turbulência é difícil, embora o fenômeno esteja sempre associado com ideias de aleatoriedade, desordem e caos.”. Reddy e Gartling

(2010) ainda apontam que a turbulência é um fenômeno físico não resolvido para muitos casos e que ao partir para uma abordagem numérica-computacional, a demanda por recursos de processamento é muito alta. Logo para modelar computacionalmente a turbulência, normalmente, se empregam modelos que podem ser divididos basicamente entre: modelos de correlação, de métodos integrais, de fechamento em um ponto, de fechamento em dois pontos e de simulação de grandes escalas.

Os modelos de correlação são limitados a alguns problemas estudados experimentalmente, e as correlações são feitas com o viés de determinar valores de fatores de fricção e de coeficientes de transferência de calor. Já o modelo de método integral é utilizado amplamente em problemas de natureza parabólica, necessitando de algumas informações experimentais para o seu emprego, sendo assim, este é um modelo que só pode ser empregado em situações muito específicas. O método de fechamento de um ponto é um dos métodos mais populares, em termos de aplicação computacional. Este método tem o seu princípio de funcionamento entre as correlações de componentes flutuantes de velocidade em um mesmo ponto físico do escoamento. Já no de dois pontos de fechamento, a restrição de tomada de dados é eliminada e a questão do comprimento de escala é introduzida no modelo. E por fim, a simulação dos grandes turbilhões (LES) tenta reproduzir o comportamento apenas das grandes escalas e acaba modelando apenas as que estão abaixo de um determinado filtro.

Na figura 2.13 são indicadas as formas mais comuns de simulação computacional da turbulência de escoamentos com alto número de Reynolds e o grau de discretização para cada uma delas (MURIKAMI et al., 1994, 682 - 683).

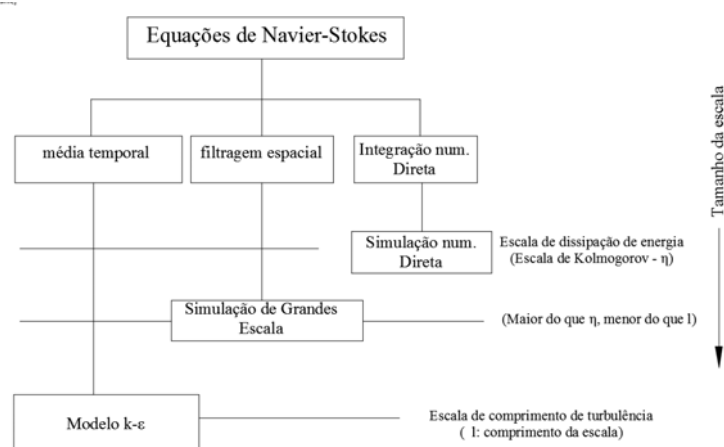


Figura 2.13 – Métodos numéricos e modelos de turbulência (baseado em MURIKAMI, 1994, p. 683)

### 2.3.3.2 Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)

O modelo RANS surge da aplicação de um operador de média temporal nas variáveis da equação de NS e conservação de massa, com ambas utilizando a decomposição proposta por Reynolds. Uma das versões das RANS mais populares e utilizadas é a do modelo k-ε, que é fruto dos modelos de fechamento de um ponto.

Na literatura são encontradas duas vertentes para o modelo de fechamento de um ponto, a primeira utiliza o conceito de viscosidade turbulenta, ao passo em que a outra usa os modelos de tensão de Reynolds. Abaixo, na figura 2.14, segue uma classificação das principais abordagens deste modelo de fechamento.

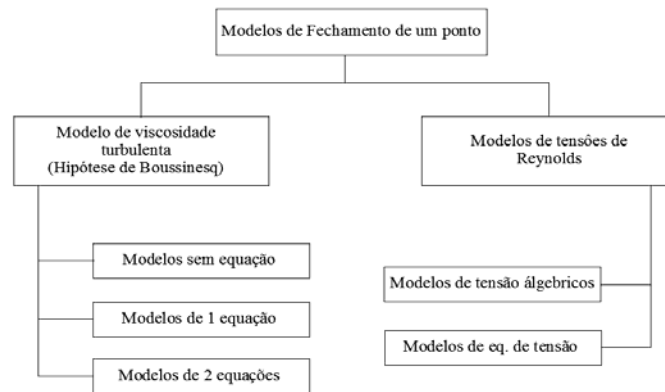


Figura 2.14 – Modelos de fechamento de um ponto (baseado em REDDY; GARTLING, 2010, p. 265)

O modelo k-ε vem do conceito de viscosidade turbulenta e utiliza o modelo de duas equações. Tomando as expressões de NS, segundo a decomposição de Reynolds, e aplicando operadores de média temporal, surgem termos associados às componentes flutuantes da velocidade do escoamento:  $-\rho v_i' v_j'$ . Utilizando a hipótese de Boussinesq, dada pela fórmula 2.19, e a substituindo na equação de conservação de momentum, chega-se na fórmula 2.20.

$$-\rho v_i' v_j' = \mu_T \left( \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right), \text{ com } i, j = 1, 2, 3 \quad (2.19)$$

$$\rho \left( \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \mu_T) \left( \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right) \right] + \rho g_i, \text{ com } i, j = 1, 2, 3 \quad (2.20)$$

Sendo:

$\mu_T$  = viscosidade turbulenta;

$\dot{v}_i$  = componente temporal flutuante da velocidade;

$\bar{v}_i$  = componente temporal média da velocidade;

$\bar{p}$  = componente temporal média de pressão;

$g_i$  = forças de gravitacionais por unidade de massa.

Para obter a viscosidade turbulenta ( $\mu_T$ ) utiliza-se a relação de Kolmogorov-Prandtl, conforme apresentado na fórmula 2.21. E ao final, a energia cinética e dissipação turbulenta utilizadas para determinar a viscosidade turbulenta são dadas, respectivamente, pelas fórmulas 2.22 e 2.23.

$$\mu_T = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.21)$$

$$\rho \left( \frac{\partial k}{\partial t} + v_j \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_T}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \rho G - \rho \varepsilon \quad (2.22)$$

$$\rho \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + v_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \rho \frac{\varepsilon}{k} (c_1 G - c_2 \varepsilon) \quad (2.23)$$

Sendo:

$C_\mu$  = constante do método RANS;

$k$  = energia cinética turbulenta;

$\varepsilon$  = taxa de dissipação de energia turbulenta;

$G$  = termo de geração do método RANS;



$c_1$  e  $c_2$  = constantes do método RANS, variando de acordo com o problema em estudo.

Conforme relata Braun (2007, p. 7) a metodologia RANS apresenta uma série de desvantagens em relação ao modelo LES, principalmente, quando há no escoamento zonas de separação, gradientes de pressão adversos e linhas de corrente curvas. Baker (2007, p. 865) coloca que o uso de modelos de turbulência RANS aos poucos tenderá cair em desuso, mas que em função da simplicidade da metodologia e do seu baixo custo computacional, muitas áreas continuarão a empregá-la, principalmente, na avaliação do conforto de pedestres.

### 2.3.3.3 Large Eddy Simulation (LES)

Conforme é exposto por Reddy e Gartling (2010, p. 238), nesta metodologia é proposto simular apenas as grandes escalas de vórtices e modelar as pequenas. Sendo assim, a formulação desta metodologia está baseada na separação entre as parcelas correspondentes aos grandes vórtices com as dos pequenos. Para que essa separação seja feita é necessário aplicar ao modelo uma filtragem espacial das variáveis, e para isto se utiliza, normalmente, a forma proposta por Leonard (1974), em que a filtragem de uma variável é realizada através da convolução da mesma por uma função filtro. Na literatura encontram-se diversas proposições para a função de filtragem, contudo a forma mais eficaz verificada é obtida através do uso da função do tipo *box*. Então, nesse contexto, o processo de separação é feito utilizando as fórmulas 2.24 a 2.26, onde a fórmula 2.24 busca separar as parcelas dos grandes e as dos pequenos vórtices, ao passo que a fórmula 2.25 visa aplicar o produto de convolução da variável (que se deseja filtrar) pela função de filtragem, fórmula 2.26.

$$v_i = \overline{v_i} + v_i' \quad \text{e} \quad p = \overline{p} + p' \quad (2.24)$$

Sendo:

$v_i$  = componente do vetor velocidade na direção  $i$ ;

$\overline{v_i}$  = componente do vetor velocidade, parcela das grandes escalas, na direção  $i$ ;

$v_i'$  = componente do vetor velocidade, parcela das pequenas escalas, na direção  $i$ ;

$p$  = pressão;

$\overline{p}$  = pressão, parcela das grandes escalas;

$p'$  = pressão, parcela das pequenas escalas.

$$\bar{f}(x_i) = \int G(x_i - x_i') f(x_i') dx_i', \text{ com } i=1,2,3 \quad (2.25)$$

$$G(x_i - x_i') = \begin{pmatrix} \prod_{i=1}^n \frac{1}{\Delta_i}, \text{ para } |x_i - x_i'| < \frac{\Delta_i}{2} \\ 0, \text{ para } |x_i - x_i'| > \frac{\Delta_i}{2} \end{pmatrix}, \bar{\Delta} = (\Delta_1 \Delta_2 \Delta_3)^{1/3} \quad (2.26)$$

Sendo:

$\bar{f}(x_i)$  = função de convolução;

$G(x_i - x_i')$  = função de filtragem;

$\Delta_i$  = dimensão do filtro na direção  $i$ ;

$n$  = número de dimensões do problema.

Após o uso da filtragem, conforme indicado nas expressões acima, e aplicando o operador de média nas variáveis da equação de NS, ver Braun (2007), a expressão de balanço de momentum adquire o seguinte formato:

$$\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{v}_i \bar{v}_j)}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} \delta_{ij} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \nu \left( \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\lambda}{\rho} \frac{\partial \bar{v}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right\} = \frac{1}{\rho} \bar{X}_i, i, j=1,2,3 \quad (2.27)$$

Fazendo o mesmo procedimento de filtragem e de aplicação de operadores de médias, a equação de conservação de massa assume a forma:

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \rho c^2 \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_j} = 0, \quad j = 1,2,3 \quad (2.28)$$

Os termos cruzados ( $\overline{v_i v_j}$ ) que surgem nas expressões 2.27 e 2.28 podem ser substituídos através da seguinte relação proposta por Petry e Awruch (1997), ver Braun (2007):

$$\overline{v_i v_j} = \left( \overline{v_i v_j} + \overline{v_i' v_j'} \right), \text{ com } i, j = 1, 2, 3 \quad (2.29)$$

Em sua forma final, as equações de conservação de momentum e de massa ficam, respectivamente:

$$\frac{\partial \overline{v_i}}{\partial t} + \overline{v_j} \frac{\partial \overline{v_i}}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_j} \delta_{ij} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \overline{v} \left( \frac{\partial \overline{v_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{v_j}}{\partial x_i} \right) + \frac{\lambda}{\rho} \frac{\partial \overline{v_k}}{\partial x_k} \delta_{ij} + \overline{\tau_{ij}}^{SGS} \right\} = \frac{1}{\rho} \overline{X_i} \quad (2.30)$$

$$\frac{\partial \overline{p}}{\partial t} + \overline{v_j} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_j} + \rho c^2 \frac{\partial \overline{v_j}}{\partial x_j} = 0 \quad (2.31)$$

, j = 1, 2, 3

Onde:

$$\overline{\tau_{ij}}^{SGS} = \rho \left( \overline{v_i' v_j'} \right) = 2 \mu_T \overline{S_{ij}} \quad (2.32)$$

Sendo:

$\overline{\tau_{ij}}^{SGS}$  = tensor de tensões submalha;

$\mu_T$  = viscosidade turbulenta;

$\overline{S_{ij}}$  = componentes do tensor taxa de deformação.

Em Tamura et al. (2008, p. 1984) é comentado que o uso de análises computacionais, tais como a do LES são fundamentais para estimar corretamente o carregamento do vento via métodos numéricos. Os autores ainda acrescentam que esta metodologia é capaz de prever picos de pressão e de resposta de uma estrutura, coisa que, em geral, outros modelos de turbulência na EVC não tinham sucesso em prover adequadamente. Sendo assim, a metodologia LES mostra-se a mais adequada para a modelagem da turbulência contida nos escoamentos de interesse da Engenharia Civil.

### 2.3.3.4 Modelos de viscosidade turbulenta

Na literatura destacam-se duas formas de abordar a viscosidade turbulenta. A primeira delas foi proposta por Smagorinsky (1963), também chamada de clássica. E a segunda, proposta por Germano et al. (1991) e modificada por Lilly (1992), chamada de dinâmica.

O modelo clássico para a viscosidade turbulenta propõe que a mesma pode ser obtida a partir da fórmula 2.33.

$$\mu_T = \rho \left( C_S \bar{\Delta} \right)^2 |S|, \quad |S| = \left( 2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij} \right)^{1/2} \quad (2.33)$$

Sendo:

$C_S$  = constante de Smagorinsky, varia de 0,10 a 0,25;

$\bar{\Delta}$  = dimensão característica do filtro empregado.

Já pelo modelo dinâmico, a viscosidade turbulenta é obtida pelas fórmulas 2.34 e 2.35.

$$\mu_T = \rho \left( C_S(\vec{x}, t) \bar{\Delta} \right)^2 |S| \quad (2.34)$$

$$C_S(\vec{x}, t) = -\frac{1}{2} \frac{L_{ij} M_{ij}}{M_{ij} M_{ij}} \quad (2.35)$$

Sendo:

$C_S(\vec{x}, t)$  = coeficiente dinâmico;

$L_{ij}$  = tensor de Leonard Global;

$M_{ij}$  = tensor da parte anisotrópica das tensões de submalha.

Os tensores apresentados acima são obtidos a partir das fórmulas 2.36 e 2.37:

$$L_{ij} = \langle \overline{v_i v_j} \rangle - \langle \overline{v_i} \rangle \langle \overline{v_j} \rangle \quad (2.36)$$

$$M_{ij} = \langle \overline{\Delta} \rangle^2 \langle \overline{S} \rangle \langle \overline{S_{ij}} \rangle - \langle \overline{\Delta^2} \overline{S} \overline{S_{ij}} \rangle, \text{ com } |S| = (2\overline{S_{ij}} \overline{S_{ij}})^{1/2} \quad (2.37)$$

As variáveis  $\langle \cdot \rangle$  são fruto de um segundo tipo de filtragem, que é superior à dimensão típica da primeira filtragem empregada na metodologia LES, ver Braun (2007). A fórmula empregada neste trabalho para o segundo filtro é apresentada na fórmula 2.38.

$$\langle \overline{k} \rangle^i = \frac{\sum_{j=1}^n \left( \frac{\overline{k}^j}{d_i^j} \right)}{\sum_{j=1}^n \left( \frac{1}{d_i^j} \right)} \quad (2.38)$$

Sendo:

$\langle \overline{k} \rangle^i$  = variável associada ao primeiro filtro do nó i;

$\overline{d}_i^j$  = distância euclidiana entre os nós i e j;

$n$  = número de nós com conectividade direta ao nó i.

Uma diferença fica evidente entre as duas abordagens, a de que a clássica trata o coeficiente  $C_s$  da mesma forma em todos os pontos do escoamento, ao passo que para a dinâmica, ele muda espacialmente e temporalmente. Nesse contexto, fica clara a superioridade do modelo dinâmico em relação ao clássico, tanto que em Murikami (1997, p. 30), é exposto que o uso do modelo de turbulência LES, com submalha dinâmica, conduz aos melhores resultados para muitos tipos de aplicações na EV. Contudo, o preço computacional a se pagar é alto, demandando muito tempo de processamento.

Logo, a partir dos argumentos apresentados ao longo do item 2.3, decidiu-se que neste trabalho será empregada a metodologia de turbulência LES, utilizando como base uma submalha com viscosidade turbulenta dinâmica, baseando-se no modelo confeccionado por Braun (2007).

## 2.4 AERODINÂMICA DAS CONSTRUÇÕES

Um dos pioneiros no estudo de otimização aerodinâmica foi Davenport (1971), que buscou averiguar o desempenho de seis modelos reduzidos com diferentes formatos, conforme segue na figura 2.15.

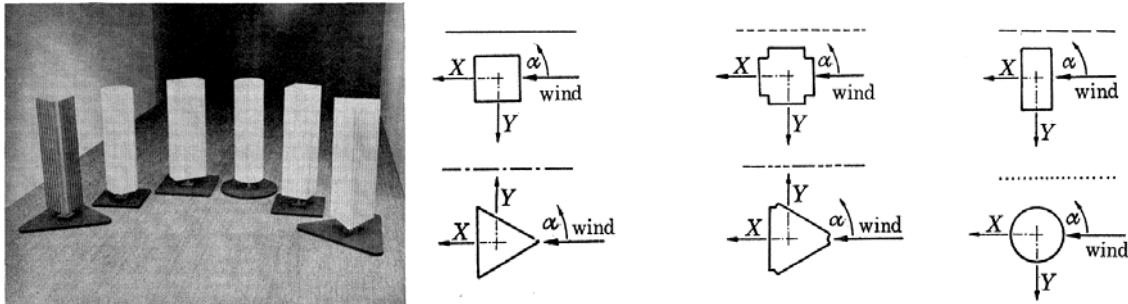


Figura 2.15 – Modelos reduzidos do experimento de Davenport (DAVENPORT, 1971)

No trabalho de Davenport (1971), buscou-se analisar o quanto a forma da edificação afetaria a sua resposta sob a ação do vento, onde concluiu-se que o melhor desempenho era do edifício de seção circular e logo após vinham os que possuíam formato retangular, com e sem modificações de canto. Uma importante conclusão do trabalho foi a de que seções triangulares são as piores em termos de desempenho aerodinâmico, quando se avalia os deslocamentos no topo da edificação.

Já em Stathopoulos (1985), é encontrada uma investigação acerca do efeito de modificações no padrão do escoamento do vento natural que ocorrem quando uma edificação, inicialmente retangular, passa a ter chanfros ao invés de arestas vivas. Na pesquisa utilizaram-se seis configurações distintas de chanfros a barlavento da edificação e analisou-se as velocidades ao nível do solo e próximas da edificação. Juntamente, avaliou-se o tamanho da zona afetada pela passagem do escoamento em torno dos modelos reduzidos. Como conclusões do trabalho, viu-se que os cantos chanfrados melhoraram o conforto dos transeuntes próximos ao edifício, pois ocorre uma redução das velocidades e do tamanho da zona afetada pela turbulência do escoamento. Constatou-se também que chanfros demasiadamente grandes não trazem muitas vantagens aerodinâmicas no conforto de pedestres.

Quanto aos benefícios aerodinâmicos que modificações de canto podem provocar, o estudo conduzido por Kwok et al. (1988) buscou determinar o desempenho que o modelo padrão de

edifícios altos do CAARC apresentaria quando as arestas deste passassem a ser chanfradas. Utilizaram-se modificações de pequena e grande extensão nas arestas do modelo, com o estudo sendo conduzido através do uso de túnel de vento. Abaixo, na figura 2.16, segue uma ilustração sobre as dimensões utilizadas no estudo para as modificações de canto.

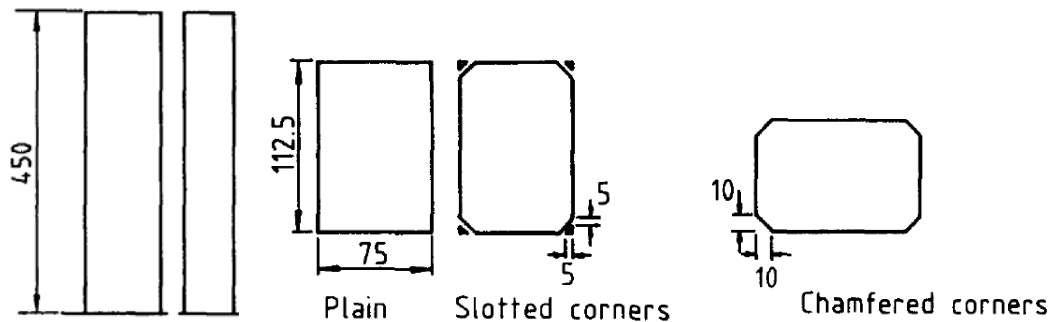


Figura 2.16 – Modelos reduzidos do experimento de Kwok et al. (KWOK et al., 1988)

No final do estudo, Kwok et al. (1988) concluíram que as modificações de canto diminuíram, consideravelmente, a resposta da edificação tanto na direção paralela ao vento quanto na perpendicular a ele, assim como também houve uma alteração no comportamento do espectro de resposta da estrutura sob a ação do vento natural.

Outra investigação sobre o comportamento aerodinâmico de modificações nas arestas vivas de uma edificação de geometria, inicialmente retangular, foi o trabalho de Jamieson et al. (1992). Neste estudo, fez-se uso do túnel de vento e alteraram-se as arestas vivas de um modelo baseado nas dimensões definidas pelo CAARC para um edifício alto. As geometrias empregadas na pesquisa seguem na figura 2.17.

Dos resultados do trabalho, pode-se verificar que os cantos arredondados apresentaram o maior valor dentre todas as geometrias no coeficiente de sucção máxima no terço superior da altura do modelo. Já os cantos chanfrados foram os que apresentaram os menores coeficientes de sucção. Os valores dos maiores coeficientes de pressão seguem na tabela 2.1, apresentada logo abaixo.

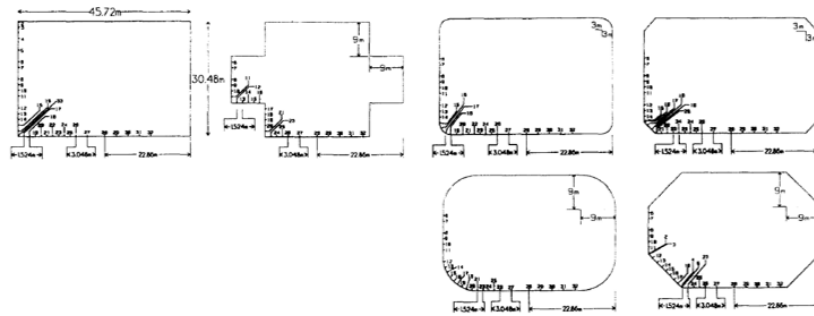


Figura 2.17 – Modelos reduzidos do experimento de Jamieson et al. (JAMIESON et al., 1992)

Tabela 2.1 – Resultados do experimento de Jamieson et al.

Configuration	$C_p$	Direction (deg)	Location
Square	-4.1	0-3	Face 2 - near trailing edge
Small bevels	-3.7	83	Bevel $B_{23}$ - near leading edge
Large bevels	-3.4	32	Bevel $B_{41}$ - near leading edge
Small curves	-4.8	5-7	Curve $C_{12}$ - near curve centre
Large curves	-4.8	12	Curve $C_{41}$ - near curve centre
Recessed	-3.8	31	Face 4 - near trailing edge

(fonte: JAMIESON et al., 1992)

Miyashita et al. (1993) conduziram uma investigação em túnel de vento para averiguar a resposta aerodinâmica de diversas configurações geométricas distintas, com e sem aberturas ao longo da altura, tendo como base uma geometria retangular. Abaixo, na figura 2.18, seguem os modelos adotados no estudo.

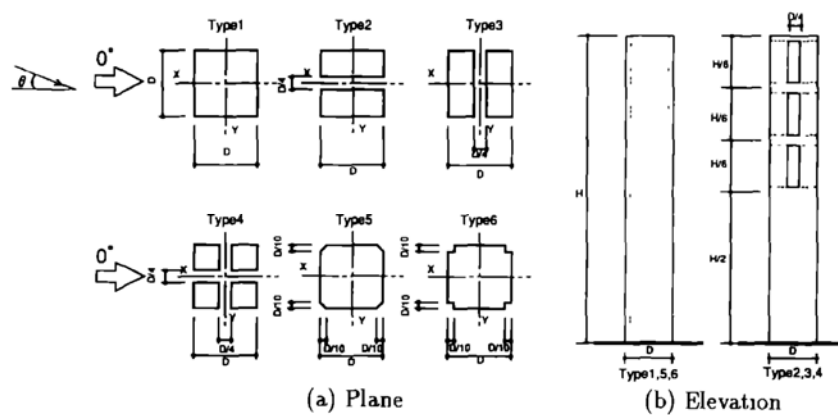


Figura 2.18 – Modelos reduzidos do experimento de Miyashita et al. (MIYASHITA et al., 1993)



Como conclusões desse estudo, os autores apontaram que formas que tenham aberturas ou cantos recortados apresentaram uma resposta flutuante menor na direção perpendicular ao vento do que as demais. Os principais resultados obtidos pelos autores seguem sintetizados na figura 2.19.

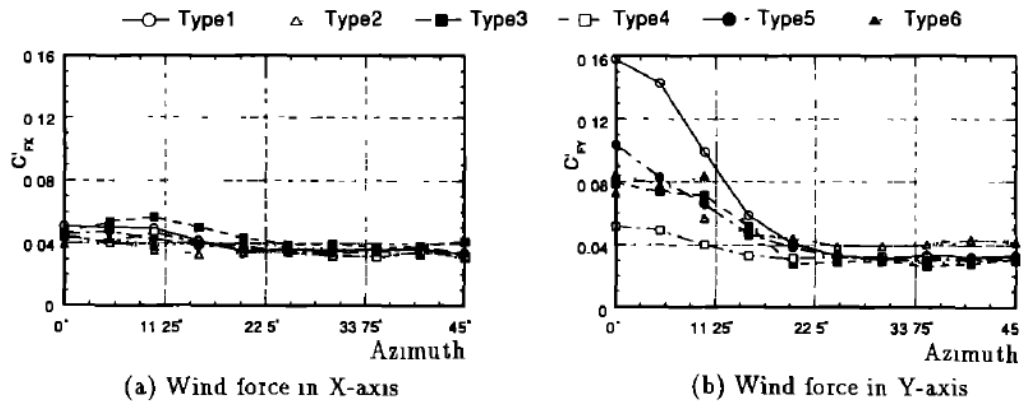


Figura 2.19 – Coeficiente de força flutuante do vento na direção paralela e perpendicular, respectivamente, obtidos por Miyashita et al. (MIYASHITA et al., 1993)

Kawai (1998) investigou instabilidades aeroelásticas em edifícios altos com cantos modificados em experimentos aeroelásticos. O autor avaliou o comportamento dos modelos reduzidos no desprendimento de vórtices e oscilações geradas por galope. Como base ele tomou geometrias retangulares e as modificou, dando aos modelos reduzidos arestas arredondadas, chanfradas e cortadas. Abaixo, na figura 2.20, seguem as geometrias estudadas pelo autor.

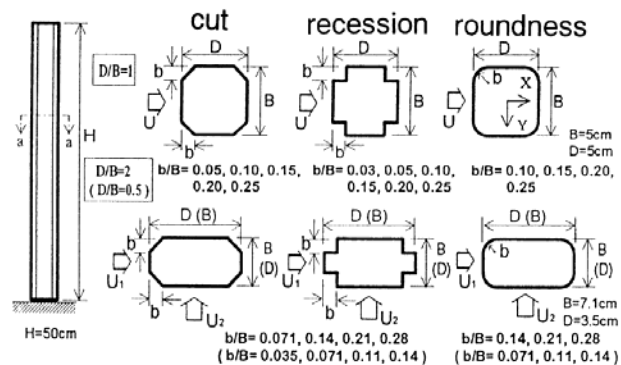


Figura 2.20 – Modelos reduzidos do experimento de Kawai (KAWAI, 1998)

Como conclusão, viu-se que os cantos modificados diminuem sensivelmente as instabilidades dinâmicas, principalmente, os arredondados. No entanto, os cantos que foram chanfrados apresentaram um comportamento distinto e que dependia da dimensão da modificação. Os cantos de menor extensão diminuíram as instabilidades dinâmicas, ao passo que nos chanfros maiores, as instabilidades dinâmicas começam a ocorrer em velocidades mais baixas. Outra constatação da pesquisa foi de que a diminuição das instabilidades para algumas configurações de canto, tais como chanfros e cortes, deu-se pelo aumento do amortecimento aerodinâmico e não em função da diminuição do desprendimento de vórtices. Por fim, Kawai (1998) expôs que cantos modificados ajudam a reduzir os deslocamentos causados pela ação do vento, sendo que esse benefício só fica evidente quando o escoamento assume velocidades altas.

Tamura e Miyagi (1999), em ensaios experimentais em túnel de vento, buscaram investigar as forças de arrasto e sustentação (lateral), em duas condições de escoamento (suave e turbulento) e para diferentes configurações de cantos em modelos reduzidos de 50x50mm, em casos bidimensionais e tridimensionais. Na investigação, utilizaram-se cantos chanfrados e arredondados, sendo que cada modificação tinha 1/6 do comprimento da face lateral do modelo. Na investigação empreendida viu-se que os cantos modificados alteram consideravelmente as forças de arrasto e sustentação (lateral) e que, em alguns casos em função do ângulo de incidência do vento, pode haver diminuição ou aumento dessas forças. Na figura 2.21 são ilustrados os resultados encontrados pelos autores. Na letra (a) seguem os resultados para os casos bidimensionais e na letra (b), para os tridimensionais.

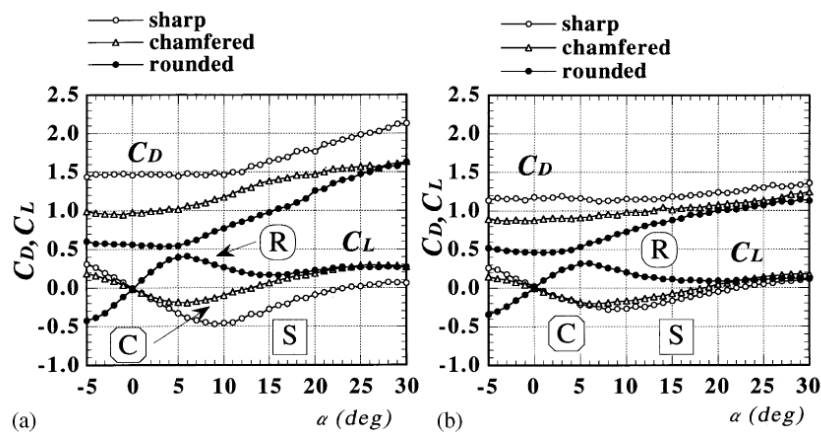


Figura 2.21 – Resultados para o coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) e sustentação, ou força lateral, ( $C_L$ ) para o experimento de Tamura e Miyagi com vento turbulento (TAMURA; MIYAGI, 1999)

Os autores ainda averiguaram o comportamento do número de Strouhal ( $St$ ) para os casos bi e tridimensionais. Como conclusão, apontaram que há o aumento no número de  $St$  para ambas as alterações de cantos adotadas na pesquisa. Abaixo na figura 2.22, os resultados obtidos pelos autores seguem ilustrados.

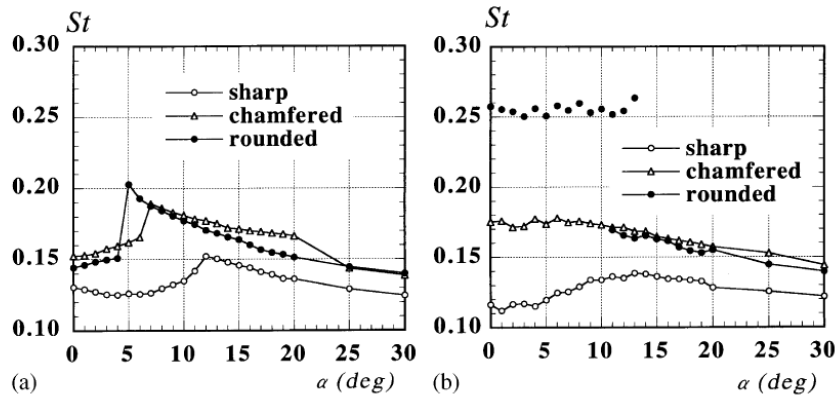


Figura 2.22 – Resultados para o número de Strouhal ( $St$ ) do experimento de Tamura e Miyagi com vento turbulento (TAMURA; MIYAGI, 1999)

Em Carassale et al. (2012) os autores buscaram investigar o comportamento de cantos com configurações arredondadas, com relação raio/(comprimento da face lateral) de 1/15 a 2/15. Os resultados encontrados mostram as mesmas conclusões apontadas por Tamura e Miyagi (1999) e de Kawai (1998).

O trabalho de Tanaka et al. (2012) talvez seja o de maior investigação sobre o comportamento de formas geométricas, essencialmente retangulares, frente à ação do vento que se encontra na literatura moderna. Nesta pesquisa, os autores investigaram o comportamento de diversos formatos de edificações e de modificações ao longo da altura dos modelos. As alterações nos modelos reduzidos poderiam ser tanto uma torção ao longo da altura quanto a diminuição da seção transversal ou também aberturas.

Abaixo segue a figura 2.23, que mostra os modelos utilizados em simulação em túnel de vento por Tanaka et al. (2012).

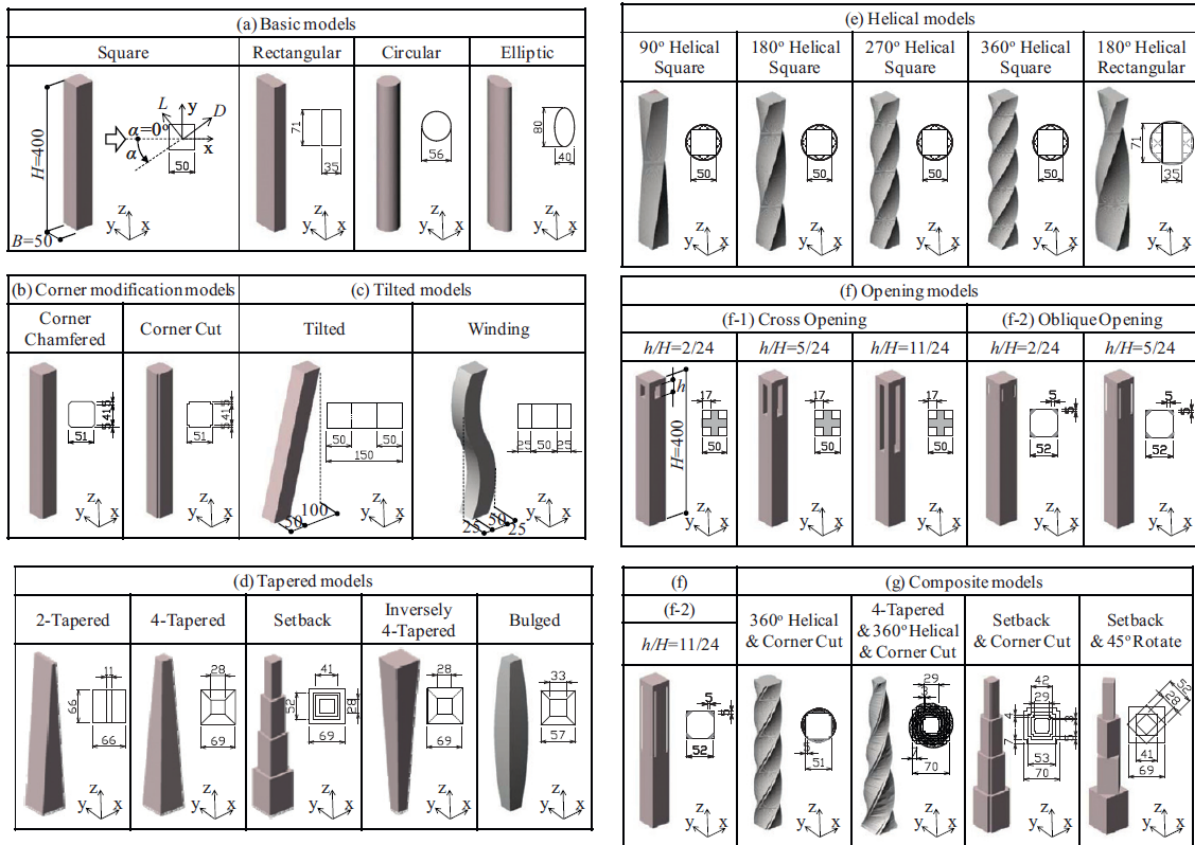


Figura 2.23 – Modelos reduzidos do experimento de Tanaka et al. (TANAKA et al., 2012, p. 180)

A partir dos modelos reduzidos acima, os autores investigaram o comportamento aerodinâmico dos mesmos, com todos possuindo a mesma altura e volume. Ao final de sua investigação concluíram que:

- a) modelos do tipo *Tapered* apresentam um comportamento aerodinâmico melhor na direção do vento;
- b) modelos com abertura e de formato elíptico apresentam uma resposta menor na direção transversal do vento;
- c) o comportamento aerodinâmico apresentado por modelos com múltiplas modificações é melhor em desempenho do que modelos com uma única modificação;

- d) modelos do tipo *Tapered*, *Setback* e helicoidais apresentam uma menor susceptibilidade ao desprendimento de vórtices, pois há um aumento na frequência crítica de desprendimento de vórtices.

Em Zhengwei et al. (2012) realizou-se uma investigação sobre seções com cantos recortados, cujo objetivo principal da pesquisa era avaliar o comportamento das forças dinâmicas ocasionadas por dois escoamentos com características distintas (rugosidade baixa e alta), de acordo com a norma chinesa. A figura 2.24, mostra as geometrias estudadas e a dimensão das modificações utilizadas pelos autores.

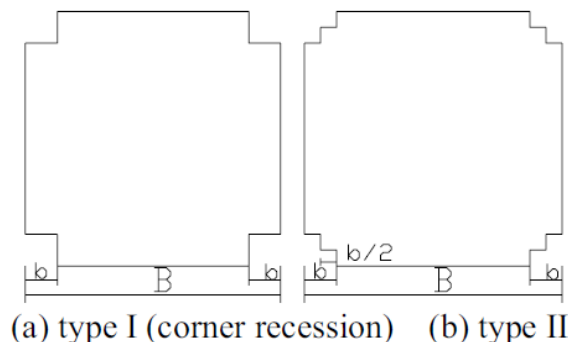


Table 1 Testing cases

Types of corner recession	Corner recession ratio $\gamma_c = b / B$	Wind angle	Test wind speed(m/s)	Terrain
type I	0%,5%,7.5%,10%,12.5%,15%,20%,30%	0~45°	6, 8	B, D
type II	0%,7.5%,10%,12.5%,15%,20%,30%	0~45°	6, 8	B, D

Figura 2.24 – modelos reduzidos do experimento de Zhengwei et al. (adaptado de ZHENGWEI et al., 2012, p. 3)

Ao final, conclui-se que ambas as alterações de canto produzem reduções nos coeficientes de momento de base e de torque quando comparadas com um prisma retangular convencional. Em geral, a turbulência ocasionada pela diferença de rugosidade não mostrou alterar os resultados encontrados de forma significativa.

Tratando-se de formas triangulares para edificações, o trabalho de Bandi et al. (2013) traz uma vasta investigação experimental sobre essa forma geométrica com diversas configurações de arestas. O objetivo da pesquisa era avaliar o comportamento dos coeficientes dinâmicos e a influência do ângulo de torção, com relação à base do modelo. Os modelos utilizados na pesquisa seguem expostos na figura 2.25.

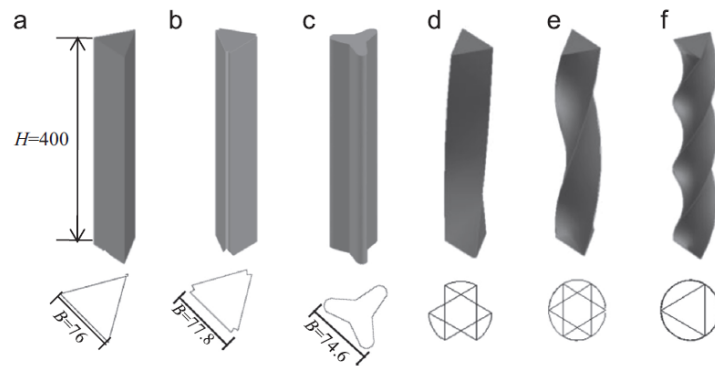


Figura 2.25 – Modelos reduzidos do experimento de Bandi et al. (BANDI et al., 2013, p. 61)

Como conclusão os autores apontaram que em seções triangulares, as forças médias e flutuantes tendem a ser maiores do que as que ocorrem em uma seção retangular. Outra constatação é a de que a torção ao longo da altura faz com que os coeficientes locais de pressão variem muito, como resultado tem-se que a força resultante, na direção do vento, diminui.

Em Kim et al. (2015) é investigada a influência que o número de lados pode ter na resposta da estrutura sob a ação do vento, assim como a influência da torção ao longo da altura do modelo. Sendo assim, os autores partiram de uma seção triangular e foram acrescentando faces a essa geometria de referência, conforme é visto na figura 2.26.

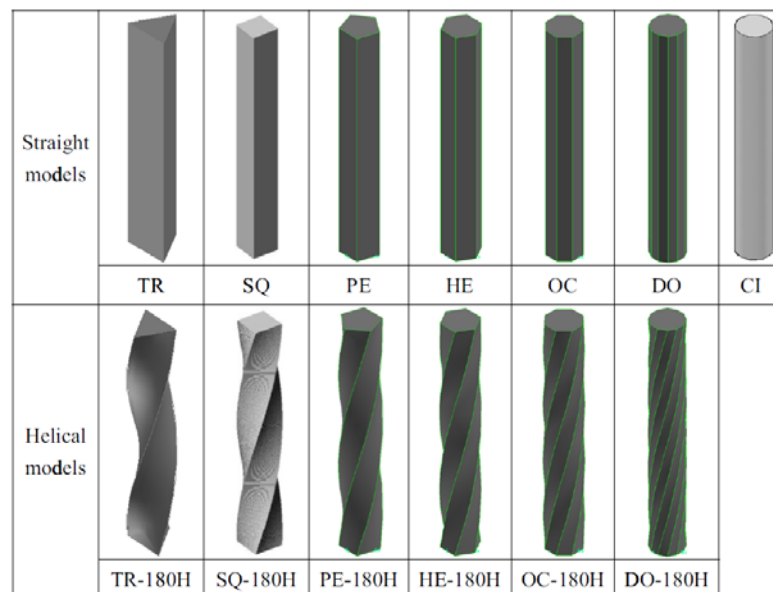


Figura 2.26 – Modelos reduzidos do experimento de Kim et al. (KIM et al., 2015, p. 253)

Conforme fora comentado anteriormente, viu-se que o número de lados diminui as solicitações de momento de tombamento e de torção, mas que essa diminuição de solicitações fica menor à medida que o número de lados fica acima de cinco. Outro fato interessante é que os modelos sem torção ao longo da altura apresentam um comportamento menos eficiente nas condições de serviço, tanto em termos de conforto de pedestres quanto no deslocamento máximo no topo da edificação. Por fim, pode-se dizer que o modelo com melhor relação lado/resposta é a edificação com cinco lados.

### 3. PROGRAMA EXPERIMENTAL

Neste item serão abordados tópicos referentes aos modelos em estudo, fazendo uma breve descrição das características de cada um. Também serão feitos comentários sobre as ferramentas utilizadas para a obtenção das pressões externas via experimento, assim como os meios utilizados para o tratamento dos dados brutos obtidos nos ensaios.

#### 3.1 DESCRIÇÃO DOS MODELOS

Os modelos adotados neste estudo partem da geometria básica estabelecida pelo CAARC para uma edificação alta, cujas dimensões básicas são 30,48x45,72x182,88m, e que foram representadas em modelos reduzidos em uma escala de 1:406,4. As modificações nas arestas utilizadas no estudo são de duas formas. A primeira delas é simplesmente o chanframento dos cantos do modelo de prédio alto do CAARC, em um ângulo de 45°. A segunda se trata do corte (*recessing*) dos cantos em forma de L do CAARC *building*, chamado aqui também de modelo degrau. Logo, têm-se três modelos a serem estudados, sendo o primeiro o modelo típico do CAARC, tido como o referencial de comparação, e as duas modificações propostas. Para fins de melhor ilustração dos modelos, estes são apresentados abaixo na figura 3.1.

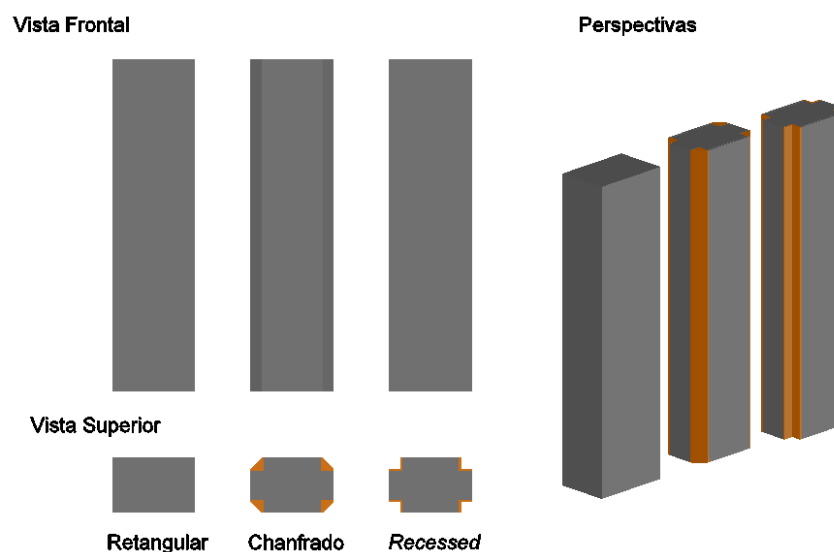


Figura 3.1 – Vistas e perspectivas dos modelos ensaiados



Experimentalmente, foram ensaiados modelos com apenas modificações de extensão de 20% da menor dimensão em planta do CAARC *building* em cada aresta, o que em escala reduzida será 15mm ou 6,10m, na real. A decisão de utilizar esta ordem de grandeza como base na modificação da aresta está atrelada à possibilidade de utilizar-se um maior número de tomadas de pressão nas arestas dos modelos. Além de contar com um comprimento adequado no manuseio e preparação dos modelos reduzidos e também por não provocar uma descaracterização completa da forma geométrica retangular.

No modelo retangular, distribuiu-se as tomadas de pressão em 10 anéis, com cada um contendo 7 tomadas, tanto na face de menor comprimento quanto na de maior. Totalizando ao final, 280 tomadas distribuídas na superfície do modelo. Abaixo na figura 3.2, é ilustrado como foi realizada a distribuição de tomadas no modelo.

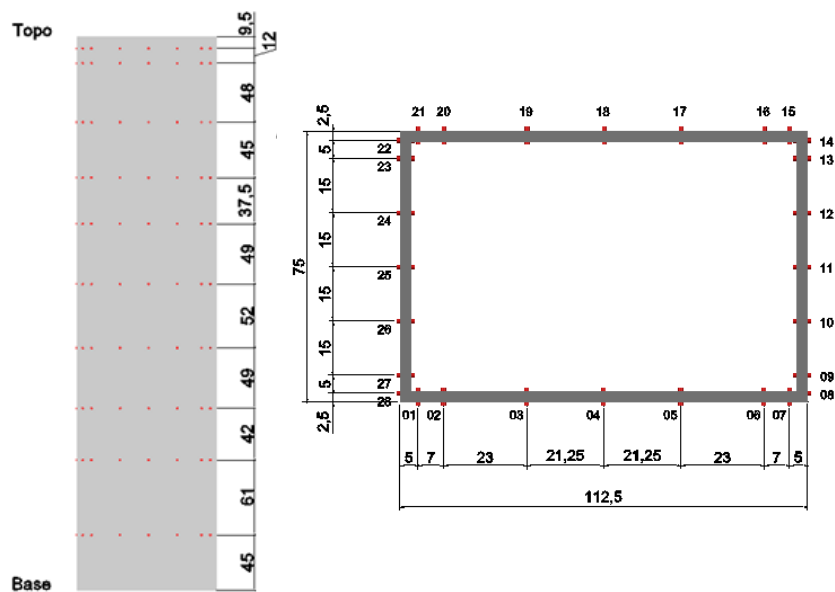


Figura 3.2 – Distribuição das tomadas de pressão do modelo retangular (CAARC)

Nos modelos com os cantos modificados, as tomadas de pressão foram distribuídas ao longo da altura de forma idêntica ao modelo retangular. Contudo, nos anéis de tomadas, a distribuição foi particular a cada tipo de modificação. Abaixo segue a figura 3.3 que mostra a distribuição das tomadas de pressão nos anéis para as diferentes configurações do estudo.

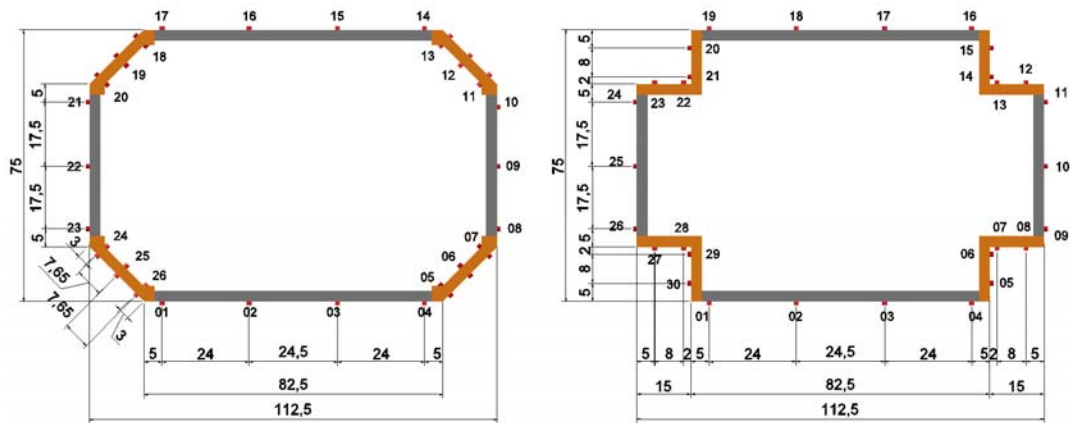


Figura 3.3 – Distribuição das tomadas de pressão dos modelos chanfrado e degrau (*recessed*)

### 3.2 TÚNEL DE VENTO

Uma das principais ferramentas utilizadas para a obtenção do comportamento aerodinâmico e de pressões nos modelos reduzidos foi o túnel de vento, especificadamente, o túnel *Prof. Joaquim Blessmann*. Ele opera desde 1977 e é caracterizado por ser de camada limite atmosférica com circuito fechado. Ao longo dos anos, este túnel ganhou reconhecimento, nacional e internacional, pelo desenvolvimento de estudos estáticos, dinâmicos, de caracterização de certas propriedades do vento, conforto de pedestres, dispersão de poluentes, ventilação interna, dentre outros. Abaixo segue a figura 3.4, que mostra uma vista superior do túnel.

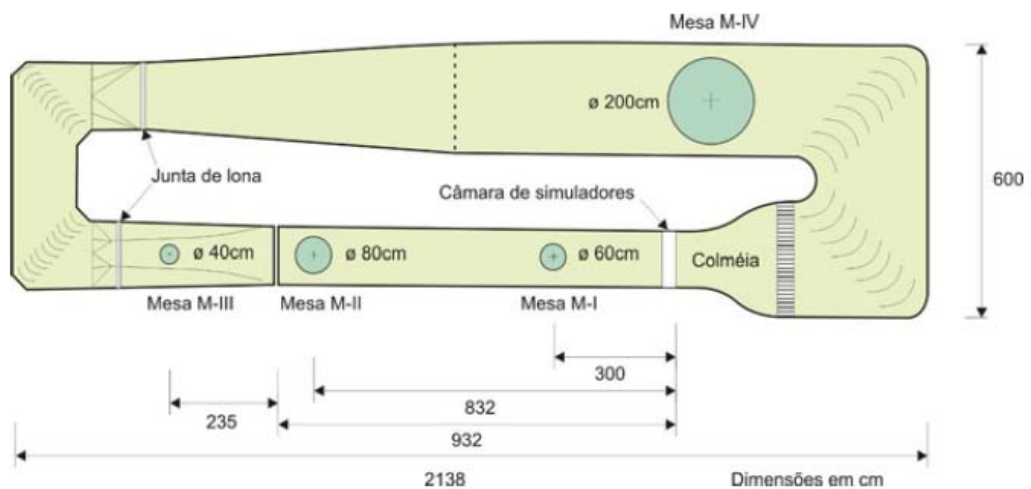


Figura 3.4 – Túnel de vento *Prof. Joaquim Blessmann* da UFRGS (MACHADO, 2008, p. 99)

O túnel *Prof. Joaquim Blessmann* apresenta quatro regiões (mesas), às quais os modelos podem ser fixados para testes. As principais características relativas a cada região são:

- a) Mesa I: típica para ensaios aeronáuticos, podendo simular camadas limite de pequena espessura e escoamentos com baixa turbulência empregando obstáculos;
- b) Mesa II: típica de ensaios aeronáuticos, e que quando contém blocos posicionados ao longo da pista de ensaios e objetos na entrada da seção, é possível gerar ventos com perfil típico de camada limite atmosférica;
- c) Mesa III: destinada a ensaios dinâmicos de grandes modelos, devido à alta rigidez que a mesa apresenta;
- d) Mesa IV: são realizados ensaios em modelos de maior escala, com baixas velocidades.

A região de altas velocidades do túnel apresenta uma relação comprimento/altura de 10,3, com dimensões características de 1,30m x 0,90m x 9,32m (largura x altura x comprimento). O túnel nesta região pode chegar até números de Reynolds ( $Re$ ) de  $2,3 \times 10^6$ , com velocidade máxima de 44 m/s, produzidos por hélices que são propulsionadas por um motor de 100 HP.

Para avaliar o comportamento aerodinâmico e das pressões na superfície dos modelos, fixou-se os mesmos na mesa M-II, e realizou-se 24 tomadas de dados, varrendo em  $360^\circ$  os modelos reduzidos, com leituras a cada  $15^\circ$ . Nos ensaios, utilizaram-se duas configurações de obstáculos e rugosidades usualmente empregadas nas investigações do túnel de vento *Prof. Joaquim Blessmann* para gerar o perfil médio de velocidades e um dado nível de turbulência. A primeira delas é caracterizada por produzir um perfil de velocidades com expoente  $p=0,11$ , na lei de potência. Como características dessa primeira configuração, pode-se dizer que o escoamento possui pouca turbulência (aproximadamente 5% de intensidade de turbulência ao longo de toda altura do perfil) e uma variação suave da velocidade ao longo da altura do perfil, sendo assim, este escoamento é típico de zonas de poucos obstáculos e pouca rugosidade, tais como campos abertos e zonas costeiras. Já a segunda configuração utilizada no estudo é a que propicia um perfil de velocidades médias com expoente  $p=0,23$ , segundo a lei de potência. Como características da segunda configuração, pode-se dizer que a mesma busca recriar um ambiente mais próximo ao do urbano (sem uma grande densidade de

obstáculos e altura dos mesmos) e uma maior turbulência, com a variação da velocidade ao longo da altura sendo maior do que a da primeira configuração. Os elementos utilizados como obstáculos para cada uma das configurações utilizadas na investigação experimental podem ser vistos na figura 2.7.

### 3.2.1 Aquisição de dados

Os principais equipamentos utilizados nesta etapa foram o micromanômetro ManoAir 500, que é responsável por ler a diferença de pressões ( $\Delta pa$ ) entre dois anéis piezométricos posicionados na entrada da seção de trabalho do túnel. Outro equipamento utilizado foi o barômetro digital N1500/691 que fornece o valor da pressão atmosférica ( $p_{atm}$ ) dentro da câmara de ensaio. Também se utilizou um termômetro, cujo objetivo era de verificar a temperatura na qual o escoamento estava sujeito dentro da seção de teste.

Com os valores de variação de pressão entre os anéis piezométricos e o parâmetro  $k_o$  (varia para cada ponto dentro da câmara de ensaios), pode-se obter a pressão dinâmica ( $q$ ) de um dado ponto, que neste estudo foi o topo do modelo ensaiado. Abaixo segue a fórmula empregada na determinação da pressão dinâmica no túnel de vento *Prof. Joaquim Blessmann*.

$$q = k_o \Delta pa \quad (3.1)$$

Onde:

$q$  = pressão dinâmica ao longe (mmH<sub>2</sub>O);

$k_o$  = coeficiente adimensional, vale 1,010 para  $p=0,11$  e 1,185 para  $p=0,23$ , para o topo dos modelos ( $z=450$ mm).

Determinando os valores da pressão atmosférica e da temperatura do escoamento, calcula-se a massa específica do ar, que é obtida através da fórmula 3.2, empregada no túnel.

$$\rho_{ar} = 0,0474 \frac{P_{atm}}{T_{emp}} \quad (3.2)$$

Onde:

$\rho_{ar}$  = massa específica do ar ( $\text{kgf.s}^2/\text{m}^2$ );

$T_{emp}$  = temperatura dentro da câmara de ensaios (K);

$p_{atm}$  = pressão atmosférica (mmHg).

Finalmente, a velocidade do escoamento pode ser obtida utilizando a expressão 3.3, que segue abaixo.

$$v_{ko} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_{ar}}} \quad (3.3)$$

Onde:

$v_{ko}$  = velocidade do escoamento na altura de cálculo de  $k_o$ .

Por fim, utilizou-se um equipamento de aquisições simultâneas de pressões, da marca Scanivalve, que possui 6 módulos com 64 canais em cada módulo. Abaixo segue a figura 3.5, que mostra os equipamentos utilizados na leitura das pressões instantâneas nos modelos reduzidos.

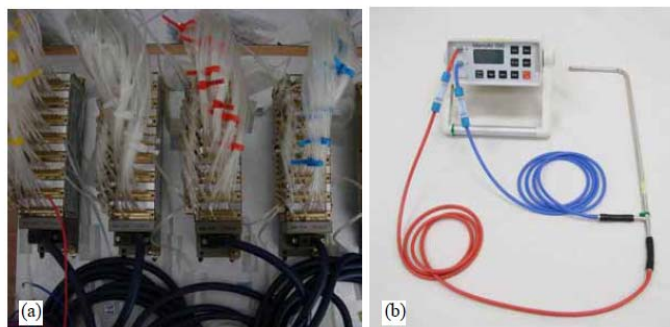


Figura 3.5 – Equipamentos utilizados na aquisição de dados (MACHADO, 2008, p. 100)

Em (a) é exposta a vista superior dos transdutores de 64 canais do Scanivalve, já em (b), tem-se o equipamento Manoair e mangueiras de conexão aos anéis piezométricos.

### 3.3 TRATAMENTO DOS DADOS

Nessa etapa, desenvolveu-se uma rotina computacional em Fortran 90 que tomava os dados retirados dos ensaios e calculava os coeficientes de pressão em cada ponto de tomada de pressão e também os coeficientes de arrasto e de força lateral para o modelo. As fórmulas utilizadas para o cálculo dos coeficientes de pressão seguem abaixo nas fórmulas 3.4 e 3.5.

$$\bar{c}_p^n = \frac{1}{T} \int_0^T \frac{p(t)^n}{q} dt \quad (3.4)$$

$$\tilde{c}_p^n = \frac{\sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (p(t)^n - \bar{p}^n)^2 dt}}{q} \quad (3.5)$$

Onde:

$p(t)^n$  = pressão instantânea no ponto de tomada n;

$\bar{p}^n$  = pressão média no ponto de tomada n;

$\bar{c}_p^n$  = coeficiente de pressão média na tomada de pressão n;

$\tilde{c}_p^n$  = coeficiente de pressão rms na tomada de pressão n;

$t$  = tempo;

$T$  = período total de amostragem.

Os coeficientes de arrasto e de força lateral a cada instante de tempo podem ser calculados através das expressões 3.6 e 3.7, respectivamente. Com o histórico dos coeficientes, pode-se através das expressões 3.8 e 3.9, calcular o coeficiente de arrasto médio ao longo do ensaio e o de força lateral eficaz (r.m.s), onde  $FR_A(t)$  indica a força resultante no tempo, segundo a direção paralela ao escoamento. Já  $FR_L(t)$  é dada segundo a direção perpendicular.

$$C_A(t) = \frac{FR_A(t)}{qb_x h} = \frac{\sum_{n=1}^N p(t)^n A^n \cos \theta^n}{qb_x h} \quad (3.6)$$

$$C_L(t) = \frac{FR_L(t)}{qb_x h} = \frac{\sum_{n=1}^N p(t)^n A^n \sin \theta^n}{qb_x h} \quad (3.7)$$

$$\bar{C}_A = \frac{1}{T} \int_0^T C_a(t) dt \quad (3.8)$$

$$\bar{C}_{L_{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{T} \sum_{i=1}^T C_L(t)^2} \quad (3.9)$$

Onde:

$C_A(t)$  = coeficiente de arrasto no instante t;

$C_L(t)$  = coeficiente de força lateral no instante t;

$\theta^n$  = ângulo de incidência do vento com relação à tomada de pressão n;

$A^n$  = área de influência correspondente à tomada n;

$b_x$  = dimensão do modelo perpendicular ao escoamento do vento;

$h$  = altura do modelo exposta ao escoamento;

$n$  = tomada de pressão n;

$N$  = número total de tomadas de pressão;

$T$  = período de amostragem;

$\bar{C}_A$  = coeficiente de arrasto médio;

$\bar{C}_{L_{RMS}}$  = coeficiente de força lateral eficaz ou rms.

## 4. MODELAGEM E SIMULAÇÃO NUMÉRICA

Neste item serão abordados tópicos referentes ao modelo numérico adotado (Taylor-Galerkin de dois passos) em sua forma explícita para a simulação computacional da investigação proposta. Alguns aspectos relacionados ao funcionamento do programa de escoamento de fluidos e a discretização dos modelos numéricos bi e tridimensionais.

### 4.1 MODELO NUMÉRICO

O modelo numérico empregado nesta dissertação é o mesmo utilizado em Braun (2007), que se baseia no trabalho de Kawahara e Hirano (1983). O modelo conta com uma discretização temporal das equações fundamentais da Mecânica de Fluidos através de expansões em séries de Taylor, cujas variáveis associadas ao tempo são expandidas até termos de segunda ordem. No que tange à discretização espacial, tem-se que a mesma é conduzida através de uma formulação em elementos finitos (MEF) e adota o método de Bubnov-Galerkin como meio de minimização dos resíduos gerados pela implementação do MEF. O modelo ainda conta com a utilização das equações de NS e de conservação de massa em suas formas fracas, de modo a diminuir as exigências em termos de continuidade das derivadas. Por fim, o elemento finito escolhido para a implementação do modelo foi o hexaedro isoparamétrico trilinear de 8 nós, empregando a técnica de integração reduzida. Ao final, tem-se uma metodologia que apresenta grande estabilidade e dissipação numérica.

### 4.2 FORMULAÇÃO DO MÉTODO

Neste trabalho somente será apresentada a formulação de maneira sucinta, para maiores informações a respeito da formulação completa e deduções do método pode-se consultar Braun (2007). No método de T.G. de 2 passos, inicialmente se faz o cálculo do primeiro passo, e para isso, emprega-se a fórmula 4.1, que tem por objetivo obter uma aproximação nos campos de velocidades médias em  $n+1/2$ :



$$v_i^{n+1/2} = v_i^n + \frac{\Delta t}{2} \left\{ -v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_j} \delta_{ij} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\mu + \mu_T}{\rho} \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\lambda}{\rho} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] + \left( \frac{\Delta t}{4} v_j v_k \right) \frac{\partial^2 v_i}{\partial x_i \partial x_k} \right\}^n \quad (4.1)$$

Com a aproximação dos campos de velocidade em  $n+1/2$ , pode-se obter os campos de pressão neste mesmo passo através da fórmula 4.2, que segue abaixo:

$$p^{n+1/2} = p^n + \frac{\Delta t}{2} \left\{ \left[ -v_j \frac{\partial p}{\partial x_j} - \rho c^2 \frac{\partial v_j}{\partial x_j} \right] + \left( \frac{\Delta t}{4} v_i v_j \right) \frac{\partial^2 p}{\partial x_i \partial x_j} \right\}^n \quad (4.2)$$

Com a pressão determinada em  $n+1/2$ , calcula-se o incremento de pressão através da relação:

$$\Delta p^{n+1/2} = p^{n+1/2} - p^n \quad (4.3)$$

Tendo em mãos os valores de velocidade e de incremento na pressão no passo  $n+1/2$ , é feita a correção do valor da velocidade através da fórmula 4.4, que segue abaixo:

$$v_i^{n+1/2} = v_i^{n+1/2} - \frac{1}{\rho} \frac{\Delta t^2}{8} \frac{\partial \Delta p^{n+1/2}}{\partial x_i} \quad (4.4)$$

Após o emprego das fórmulas 4.1 a 4.4, procede-se ao cálculo do segundo passo. Inicialmente, calcula-se o incremento da velocidade em  $n+1/2$  utilizando a expressão 4.5.

$$\Delta v_i^{n+1/2} = \Delta t \left\{ -v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_j} \delta_{ij} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\mu + \mu_T}{\rho} \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\lambda}{\rho} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \right\}^{n+1/2} \quad (4.5)$$

E após, determina-se o incremento de pressão utilizando a fórmula 4.6:

$$\Delta p^{n+1/2} = \Delta t \left\{ -v_j \frac{\partial p}{\partial x_j} - \rho c^2 \left( \frac{\partial v_j}{\partial x_j} \right) \right\}^{n+1/2} \quad (4.6)$$

Com os incrementos obtidos pode-se calcular os campos de velocidade e pressão no passo  $n+1$  utilizando a seguinte relação:

$$\begin{aligned} v_i^{n+1} &= v_i^n + \Delta v_i^{n+1/2} \\ p^{n+1} &= p^n + \Delta p^{n+1/2} \end{aligned} \quad (4.7)$$

Sendo  $v_i$  as componentes do campo de velocidades na direção  $i$ ,  $\Delta v_i$  o incremento no campo de velocidades na direção  $i$ ,  $p$  o campo de pressões,  $\Delta p$  o incremento nas pressões,  $x_i$  o vetor de coordenadas cartesianas,  $t$  o tempo,  $\Delta t$  o incremento no tempo,  $n$  o passo da análise. Ainda tem-se que  $\delta_{ij}$  é o delta de Kronecker ( $\delta_{ij} = 1$ , se  $i=j$  e  $\delta_{ij} = 0$ , para  $i \neq j$ ),  $\rho$  como sendo a massa específica do fluido,  $\mu$  e  $\mu_t$  as viscosidades cinemática do fluido e turbulenta do escoamento, respectivamente,  $\lambda$  como viscosidade volumétrica e  $c$  a velocidade do som.

### 4.3 DISCRETIZAÇÃO ESPACIAL DAS EQUAÇÕES

A discretização espacial do método é feita a partir do uso de elementos finitos (MEF), que busca transformar um domínio contínuo em discreto a partir do uso de funções de interpolação, de modo a mapear e caracterizar as variáveis e geometria do problema.

O elemento escolhido para ser empregado no modelo é o hexaedro isoparamétrico de 8 nós, cujas funções de interpolação são dadas por:

$$\phi_N = \frac{1}{8}(1 + \xi_{1N}\xi_1)(1 + \xi_{2N}\xi_2)(1 + \xi_{3N}\xi_3), \text{ com } N=1,2,\dots,8 \quad (4.8)$$

Sendo:

$\phi_N$  = função de interpolação do elemento finito hexaédrico trilinear;

$\xi_i$  = as coordenadas naturais de um ponto qualquer no interior do elemento, no espaço computacional, com  $i=1,2,3$ ;

$\xi_{iN}$  = as coordenadas naturais do nó local  $N$  do elemento.

Os valores que  $\xi_{iN}$  pode assumir são dados conforme a fórmula 4.9, que segue abaixo:

$$\begin{aligned}
\{\xi_1\}^T &= \{-1 \ 1 \ 1 \ -1 \ -1 \ 1 \ 1 \ -1\} \\
\{\xi_2\}^T &= \{-1 \ -1 \ 1 \ 1 \ -1 \ -1 \ 1 \ 1\} \\
\{\xi_3\}^T &= \{-1 \ -1 \ -1 \ -1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1\}
\end{aligned} \tag{4.9}$$

As coordenadas globais de um nó  $N$  do domínio de análise, segundo a direção  $i$  do sistema de eixos Cartesianos globais, ficam definidas conforme a fórmula 3.23:

$$x_i = \sum_{N=1}^8 \phi_N(\xi_1, \xi_2, \xi_3) x_{iN}, \text{ com } i = 1, 2, 3 \tag{4.10}$$

A partir da expressão 4.10, uma variável genérica qualquer  $\theta(\vec{x}, t)$ , sendo  $\vec{x} = (x_1, x_2, x_3)$ , pode ser aproximada por:

$$\theta(\vec{x}, t) = \sum_{N=1}^8 \phi_N(\xi_1, \xi_2, \xi_3) \theta_N(\vec{x}, t) \tag{4.11}$$

As variáveis  $\xi_N$  são relativas ao domínio computacional da abordagem em elementos finitos, mas, o problema é discretizado segundo o espaço físico. Sendo assim, é necessário na metodologia relacionar as variações que acontecem no espaço computacional com as do espaço físico, que será demonstrado mais à frente no trabalho. Contudo, na figura 4.1, é demonstrado como se apresentam o espaço físico e o computacional, segundo a metodologia do MEF.

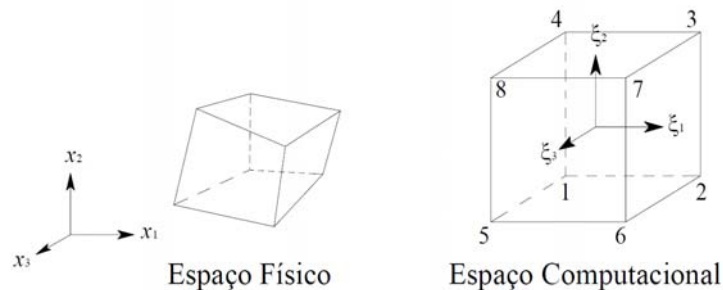


Figura 4.1 – Transformação do espaço físico para o computacional (BRAUN, 2007, p. 64)

Ao utilizar a metodologia do MEF, para que seja garantida uma aproximação com valores mais semelhantes aos reais quanto possível, deve-se usar um critério matemático. Uma das

técnicas mais utilizadas, nesse caso, é a dos resíduos ponderados, cujo objetivo é ortogonalizar através de uma função peso, o resíduo gerado entre o valor da aproximação com o valor real.

Partindo agora de uma equação diferencial, sendo  $L(\bullet)$  um operador diferencial qualquer,  $\vec{u}$  a solução exata da equação e  $\vec{c}$  o vetor de constantes, ao se empregar uma aproximação  $\tilde{u}$ , surge um resíduo  $\vec{R}$ , ver fórmula 4.12:

$$L(\vec{u}) + \vec{c} = \vec{0} \rightarrow L(\tilde{u}) + \vec{c} = \vec{R} \quad (4.12)$$

Sendo  $\vec{R}$ , o vetor de resíduo, que surge ao tentar-se aproximar  $\vec{u}$  por  $\tilde{u}$ . Na abordagem de aproximação, pode-se reescrever  $\tilde{u}$  como, ver fórmula 4.13:

$$\tilde{u} = \sum_{i=1}^n N_i \tilde{u}_i \quad (4.13)$$

Sendo:

$\tilde{u}_i$  = valores nodais da aproximação de  $\vec{u}$ ;

$n$  = número de nós do elemento finito;

$N_i$  = funções de interpolação.

Utilizando o método de Bubnov-Galerkin, que constitui uma das diversas técnicas de minimização de resíduos ponderados, a expressão 4.13 passa a assumir a seguinte forma:

$$\left[ \delta \tilde{u}_i \right]^T \int_{\Omega} [N_i]^T [L(\vec{u}) + \vec{c}] d\Omega = \left[ \delta \tilde{u}_i \right]^T \int_{\Omega} [N_i]^T \vec{R} d\Omega = 0 \quad (4.14)$$

Ajustando a fórmula 4.14 para a equação de NS, discretizadas temporalmente por séries de Taylor, pode-se obter as equações do método de dois passos de Taylor-Galerkin em forma matricial. A velocidade e pressão serão aproximadas conforme apontado abaixo, na fórmula 4.15:

$$v_i = [\phi] \bar{v}_i, \quad p = [\phi] \bar{p}, \quad [\phi] = [\phi_1 \quad \phi_2 \quad \phi_3 \quad \phi_4 \quad \phi_5 \quad \phi_6 \quad \phi_7 \quad \phi_8] \quad (4.15)$$

A equação de balanço de momentum no primeiro passo, com o termo de velocidade em  $n + \frac{1}{2}$ , adquire a seguinte forma matricial, fórmula 4.16:

$$[M] \bar{v}_i^{\overline{n+1/2}} = [M] \bar{v}_i^{\overline{n}} + \frac{\Delta t}{2} \left\{ \begin{array}{l} \frac{1}{\rho} \{ \widehat{X}_i \} - ([AD] + [BD]) \bar{v}_i + \\ \frac{1}{\rho} [G_{ij}] \delta_{ij} \bar{p} - [D]_{ij}^{2p} \bar{v}_j + \{ \tilde{t}_i \} + \{ \tilde{b}_{dv} \}_i \end{array} \right\}^n \quad (4.16)$$

Já a de balanço de massa, com o termo de pressão em  $n + 1/2$  isolado, fica conforme a expressão 4.17:

$$[M] \bar{p}^{\overline{n+1/2}} = [M] \bar{p}^{\overline{n}} - \frac{\Delta t}{2} \left\{ ([AD] + [BD]) \bar{p} + \rho c^2 [G]_j^T \bar{v}_j - \{ \tilde{b}_{dp} \} \right\}^n \quad (4.17)$$

A correção no campo de velocidades fica expressa por:

$$\bar{v}_i^{\overline{n+1/2}} = \bar{v}_i^{\overline{n+1/2}} - \frac{1}{\rho} \frac{\Delta t^2}{8} [M]^{-1} \int_{\Omega} [\phi]^T \frac{\partial [\phi]}{\partial x_j} \delta_{ij} d\Omega \left( \bar{p}^{\overline{n+1/2}} - \bar{p}^{\overline{n}} \right) \quad (4.18)$$

Para o segundo passo do método, ao aplicar o método de Bubnov-Galerkin obtém-se as seguintes expressões em forma matricial para a equação de conservação de momentum e de massa:

$$[M] \bar{v}_i^{\overline{n+1}} = [M] \bar{v}_i^{\overline{n}} + \Delta t \left\{ \frac{1}{\rho} \left( \{ \widehat{X}_i \} + [G_{ij}] \delta_{ij} \bar{p} \right) - [AD] \bar{v}_i - [D]_{ij}^{2p} \bar{v}_j + \{ \tilde{t}_i \} \right\}^{n+1/2} \quad (4.19)$$

$$[M] \bar{p}^{\overline{n+1}} = [M] \bar{p}^{\overline{n}} - \Delta t \left\{ [AD] \bar{p} + \rho c^2 [G]_j^T \bar{v}_j \right\}^{n+1/2} \quad (4.20)$$

As matrizes e vetores representados por  $[\cdot]$  e  $\{\cdot\}$ , respectivamente, possuem a seguinte forma, ver fórmulas 4.21:

$$\begin{aligned}
[M] &= \int_{\Omega} [\phi]^T [\phi] d\Omega \\
[AD] &= \int_{\Omega} [\phi] v_j^n [\phi]^T \frac{\partial [\phi]}{\partial x_j} d\Omega \\
[G]_j &= \int_{\Omega} \frac{\partial [\phi]^T}{\partial x_j} [\phi] d\Omega \quad [G]_j^T = \int_{\Omega} [\phi]^T \frac{\partial [\phi]}{\partial x_j} d\Omega \\
[BD] &= \frac{\Delta t}{4} \int_{\Omega} ([\phi] v_j^n) ([\phi] v_k^n) \frac{\partial [\phi]^T}{\partial x_j} \frac{\partial [\phi]}{\partial x_k} d\Omega \\
\{\tilde{b}_{dv_i}\} &= \frac{\Delta t}{4} \int_{\Omega} [\phi^*]^T \left[ ([\phi] v_j^n) ([\phi] v_k^n) \frac{\partial [\phi]}{\partial x_k} v_i^n \right] n_j d\Gamma \\
\{\tilde{b}_{dp}\} &= \frac{\Delta t}{4} \int_{\Omega} [\phi^*]^T \left[ ([\phi] v_j^n) ([\phi] v_k^n) \frac{\partial [\phi]}{\partial x_k} p^n \right] n_j d\Gamma \\
[G]_j^T &= \int_{\Omega} [\phi]^T \frac{\partial [\phi]}{\partial x_j} d\Omega \\
\{X_i\} &= \int_{\Omega} [\phi]^T ([\phi] \bar{X}_i^n) d\Omega \quad \{\hat{X}_i\} = \{X_i\} - \frac{\Delta t}{4} \int_{\Omega} ([\phi] (v_j^n)) [\phi]^T \frac{\partial [\phi]}{\partial x_j} \bar{X}_i^n d\Omega \\
\{\tilde{t}_i\} &= \int_{\Omega} [\phi^*]^T \left[ (v + v_T) \left( \frac{\partial [\phi]}{\partial x_j} v_i^n + \frac{\partial [\phi]}{\partial x_i} v_j^n \right) + \frac{\lambda}{\rho} \left( \frac{\partial [\phi]}{\partial x_k} v_k^n \right) \delta_{ij} - \frac{1}{\rho} [\phi] p^n \right] n_j d\Gamma \\
[D]_{ij}^{2p} &= \left\{ \begin{array}{l} \text{caso } i = j \rightarrow k = \text{demais} \\ \int_{\Omega} \left[ 2(v + v_T) + \frac{\lambda}{\rho} \right] \frac{\partial [\phi]^T}{\partial x_j} \frac{\partial [\phi]}{\partial x_i} d\Omega + \int_{\Omega} \left[ (v + v_T) + \frac{\lambda}{\rho} \right] \frac{\partial [\phi]^T}{\partial x_j} \frac{\partial [\phi]}{\partial x_i} d\Omega \\ \text{caso } i \neq j \\ \int_{\Omega} \left[ (v + v_T) + \frac{\lambda}{\rho} \right] \frac{\partial [\phi]^T}{\partial x_j} \frac{\partial [\phi]}{\partial x_i} d\Omega + \int_{\Omega} \left[ \frac{\lambda}{\rho} \right] \frac{\partial [\phi]^T}{\partial x_j} \frac{\partial [\phi]}{\partial x_i} d\Omega \end{array} \right.
\end{aligned} \tag{4.21}$$

Sendo:

$\overline{X}_i$  = valores nodais das componentes de forças de volume, segundo a direção  $i$ .

Para a resolução do problema formulado em elementos finitos deve-se proceder a montagem das equações diferenciais de forma matricial. No entanto, como a matriz de massa utilizada nas expressões dadas é a consistente, tem-se que ao empregá-la, o sistema de equações não pode ser resolvido diretamente, necessitando assim, de uma abordagem apropriada de eliminação e retrossubstituição. Nesse contexto, optou-se por utilizar-se a matriz de massa discreta, cujo emprego fará com que o sistema de equações possa ser resolvido diretamente, de forma desacoplada e mais rápida do que empregando a matriz de massa consistente. A matriz de massa discreta utilizada neste trabalho apresenta a seguinte forma:

$$[M_D] = [m_{ij}] = \frac{\Omega_E}{8} \delta_{ij}, \text{ com } i, j = 1, \dots, 8 \quad (4.22)$$

Uma forma alternativa de matriz de massa é proposta por Kawahara e Hirano (1983). Essa matriz tem como objetivo prover ao modelo numérico uma maior estabilidade e esta é empregada nos termos de pressão contidos na equação da continuidade, fórmulas 4.17 e 4.20. Abaixo segue a matriz sugerida pelos autores:

$$[\overline{M}] = e[M_D] + (1-e)[M] \quad (4.23)$$

Sendo:

$e$  = parâmetro de diagonalização seletiva, seu valor varia de 0 a 1, estando usualmente entre 0,7 e 0,9.

#### 4.4 CÁLCULO DAS INTEGRAIS SOB O PONTO DE VISTA NUMÉRICO

O sistema de equações necessário para a obtenção dos campos de velocidades e de pressão é composto de matrizes e vetores de elemento definidos por integrais, representados genericamente pela expressão 4.24, que possuem usualmente os seguintes formatos:

$$\int_{\Omega_E} f \left( [\phi], \frac{\partial[\phi]}{\partial x_i} \right) d\Omega \quad \int_{\Gamma_E} f \left( [\phi], \frac{\partial[\phi]}{\partial x_i} \right) d\Gamma \quad (4.24)$$

Onde  $\Omega_E$  e  $\Gamma_E$  representam o volume e a área de uma face do elemento E, respectivamente.

Uma vez que as derivadas das funções de interpolação são dadas em relação às coordenadas naturais, deve-se relacionar as derivadas contidas na expressão genérica 4.24 com estas. Uma forma de expressar essa relação é conforme a expressão 4.25.

$$\frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_j} = \frac{\partial \phi_N}{\partial x_i} \frac{\partial x_i}{\partial \xi_j} \quad (4.25)$$

Onde  $x_i = \phi_N x_i^N$ , com  $x_i^N$  sendo as coordenadas nodais do nó N, segundo o eixo global  $x_i$ .

Em uma notação matricial a fórmula 4.25 assume a seguinte forma:

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_1} \\ \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_2} \\ \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_3} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_1} x_1^N & \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_1} x_2^N & \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_1} x_3^N \\ \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_2} x_1^N & \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_2} x_2^N & \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_2} x_3^N \\ \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_3} x_1^N & \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_3} x_2^N & \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_3} x_3^N \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_N}{\partial x_1} \\ \frac{\partial \phi_N}{\partial x_2} \\ \frac{\partial \phi_N}{\partial x_3} \end{Bmatrix} \quad (4.26)$$

Os termos contidos na matriz apresentada na equação 4.26 constituem a matriz jacobiana (J). Uma vez que se inverta o sistema matricial apresentado acima, obtém-se as derivadas de  $\phi_N$  com relação a  $x_i$ . Logo a expressão final para representar as derivadas da expressão 4.26 fica conforme:

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_N}{\partial x_j} \end{Bmatrix} = [J^{-1}] \begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_N}{\partial \xi_i} \end{Bmatrix} \quad (4.27)$$

A abordagem de elementos finitos empregada neste trabalho busca levar os elementos presentes no espaço físico para o computacional, ficando evidente que o diferencial de



volume contido nas integrais do sistema de equações deve relacionar as coordenadas do sistema físico com as do computacional. Para isso, utiliza-se a fórmula 4.28.

$$d\Omega = dx_1 dx_2 dx_3 = |J| d\xi_1 d\xi_2 d\xi_3 \quad (4.28)$$

No que tange à operação de integração em si, optou-se neste trabalho em utilizar apenas um ponto de integração no elemento. Tal decisão deu-se em função do custo computacional e de memória necessários para que uma integração completa ou até mesmo com um número maior de pontos de integração fosse adotado. Portanto, adotou-se o uso de integração reduzida, tomando como ponto de integração o centro do elemento hexaédrico e isoparamétrico de oito nós. Contudo, ao empregar esta técnica, tem-se o surgimento do que se chama de “*hourglassing modes*”, que estão relacionados ao surgimento de modos de energia nulos, o que mais profundamente, implica na necessidade do uso de estabilização numérica para evitar o aparecimento desses modos nulos de energia.

Em problemas tridimensionais ocorrem quatro modos em cada direção do espaço. Uma representação vetorial desses modos para o elemento hexaédrico de oito nós pode ser feita da seguinte maneira:

$$\begin{aligned} \Gamma_1^T &= [+1 \quad +1 \quad -1 \quad -1 \quad -1 \quad -1 \quad +1 \quad +1] \\ \Gamma_2^T &= [+1 \quad -1 \quad -1 \quad +1 \quad -1 \quad +1 \quad +1 \quad -1] \\ \Gamma_3^T &= [+1 \quad -1 \quad +1 \quad -1 \quad +1 \quad -1 \quad +1 \quad -1] \\ \Gamma_4^T &= [-1 \quad +1 \quad -1 \quad +1 \quad +1 \quad -1 \quad +1 \quad -1] \end{aligned} \quad (4.29)$$

Onde  $\Gamma_i$  indica o deslocamento unitário em cada um dos nós de um elemento hexaédrico. Para um melhor entendimento do que os vetores apresentados em 4.29 representam, é mostrado na figura 4.2 os modos espúrios ou “*hourglassing modes*” na direção global  $x_1$  de um elemento finito.

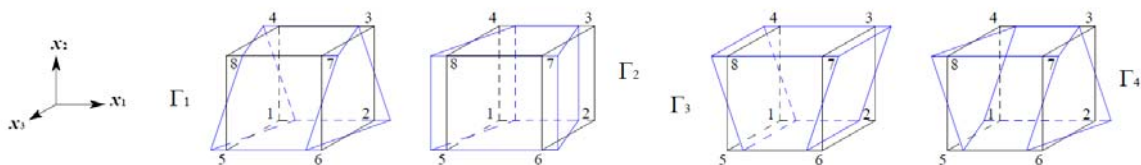


Figura 4.2 – Modos espúrios, segundo a direção  $x_1$ , em um elemento (baseado em BRAUN, 2007)

Como forma de controlar o surgimento dos modos espúrios, utiliza-se neste trabalho uma metodologia similar à de Christon (1997), onde o método proposto por este autor adiciona às matrizes de difusão um operador de estabilização. Para uma melhor compreensão do método utilizado para controlar os modos espúrios, seguem abaixo as fórmulas 4.30 a 4.32 que mostram como se implementa o operador de controle de modos espúrios.

$$[H] = \varepsilon_{hg} \gamma \left\{ \begin{matrix} \Gamma_1 & \Gamma_2 & \Gamma_3 & \Gamma_4 \end{matrix} \right\} \begin{bmatrix} C_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \Gamma_3 \\ \Gamma_4 \end{bmatrix} \quad (4.30)$$

$$C_1 = C_2 = C_3 = C_4 = \bar{h}^3 \sqrt{\Omega} \quad (4.31)$$

$$\bar{h} = \frac{1}{2} \left( 1 - \sqrt[3]{\frac{\Omega_{\min}}{\Omega_{\max}}} \right) \quad (4.32)$$

Onde  $\varepsilon_{hg}$  é um fator, tomado como 1,  $\Omega$  é o volume do elemento finito,  $\Omega_{\min}$  e  $\Omega_{\max}$  são, respectivamente, os volumes mínimo e máximo dos elementos finitos contidos na malha discretizada.

Além das integrais expressas genericamente pela fórmula 4.24, há também integrais ao longo do contorno de determinados elementos, empregadas na avaliação de cargas sobre estruturas imersas e termos de contorno das equações fundamentais do escoamento. Para essas integrais, as funções de interpolação assumem um novo formato,  $[\phi^*]$ , com suas componentes dadas por:

$$[\phi^*] = \begin{cases} 0 & \rightarrow \text{se } N \text{ não é do contorno} \\ \frac{1}{4} [1 + \xi_1 \xi_{1N}] [1 + \xi_2 \xi_{2N}] & \rightarrow \text{se } N \text{ é do contorno} \end{cases}, (N = 1, 8) \quad (4.33)$$

Para fins de simplificação das integrais de contorno, considera-se que as forças atuantes no contorno são iguais às ações médias no centro do elemento. Sendo assim, as forças são distribuídas de forma igual nas faces, resultando em um quarto do valor médio da força no

elemento em cada nó da face. Logo, as integrais de contorno da formulação do método T.G. de 2 passos assumem a seguinte forma:

$$\begin{aligned} \{\tilde{t}_i\}_N = & \left[ (v + v_T) \left( \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 J_{jm}^{-1}(\xi_m)_N (v_i^n)_N + \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 J_{im}^{-1}(\xi_m)_N (v_j^n)_N \right) \right. \\ & \left. + \frac{\lambda}{\rho} \left( \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 J_{km}^{-1}(\xi_m)_N (v_k^n)_N \right) \delta_{ij} - \left( \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 (p^n)_N \right) \right] n_j U_N \int_{\Gamma} d\Gamma \end{aligned} \quad (4.34)$$

$$\{\tilde{b}_{vi}\}_N = \frac{\Delta t}{4} \left[ ([\phi] v_j^n) ([\phi] v_k^n) \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 J_{km}^{-1}(\xi_m)_N (v_i^n)_N \right] n_j U_N \int_{\Gamma} d\Gamma \quad (4.35)$$

$$\{\tilde{b}_p\}_N = \frac{\Delta t}{4} \left[ ([\phi] v_j^n) ([\phi] v_k^n) \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 J_{km}^{-1}(\xi_m)_N (p^n)_N \right] n_j U_N \int_{\Gamma} d\Gamma \quad (4.36)$$

Onde  $\int_{\Gamma} d\Gamma$  é a área da face do elemento e  $U_N$  é um fator dado conforme a expressão 4.37.

$$U_N = \begin{cases} 0 & \rightarrow \text{se } N \text{ não é do contorno} \\ \frac{1}{4} & \rightarrow \text{se } N \text{ é do contorno} \end{cases}, (N = 1, 8) \quad (4.37)$$

## 4.5 FLUTUAÇÕES NO ESCOAMENTO INCIDENTE

No escoamento do vento natural de CLA, normalmente, admite-se um perfil médio de velocidades e flutuações em torno deste. E para caracterizar esse comportamento nas velocidades instantâneas do perfil, utilizam-se os conceitos de intensidade de turbulência e escala de comprimento de turbulência. Sendo assim, na simulação numérica de escoamentos de vento de CLA em áreas com alta turbulência atmosférica, tais como em centros urbanos, o uso de mecanismos numéricos que produzam um perfil próximo ao do vento natural com a devida caracterização é fundamental na avaliação aerodinâmica. Portanto, com o objetivo de avaliar numericamente, no presente trabalho, o escoamento do vento natural em regiões de maior turbulência na CLA (por exemplo, o perfil  $p=0,23$ , da avaliação experimental), o modelo numérico contará com a metodologia de geração sintética de turbulência proposta por Davidson (2007), na qual a imposição de flutuações no escoamento incidente será feita a

partir do acréscimo de uma parcela flutuante sobre o vetor velocidade média no contorno de entrada do domínio computacional.

O modelo de Davidson (2007) busca produzir flutuações que satisfaçam o espectro proposto por Von Kàrmàn, uma vez que se sabe que este é capaz de reproduzir adequadamente a energia desenvolvida pelo vento. Nesse sentido, a metodologia proposta utiliza como base de geração das flutuações a seguinte expressão:

$$v'_i(x_j) = 2 \sum_{n=1}^N \hat{v}^n \cos(\kappa_j^n x_j + \psi^n) \sigma_i^n \quad (4.38)$$

Onde:

$v'_i(x_j)$ : são as componentes flutuantes do vetor velocidade, segundo a direção cartesiana  $x_j$ ;

$\hat{v}^n$ : é a amplitude da velocidade, relacionada ao termo  $n$  da soma de Fourier;

$n$ : termo da soma de Fourier

$\psi^n$ : é a fase da velocidade, relacionada ao termo  $n$  da soma de Fourier;

$\kappa_j^n$ : é o vetor número de onda do termo  $n$  da soma de Fourier;

$\sigma_i^n$ : é o vetor de velocidade unitária, segundo o termo  $n$ .

No método de Davidson (2007), ver figura 4.3, os termos de  $\kappa_j^n$  e  $\sigma_i^n$  são ortogonais entre si para cada termo do somatório, respeitando a condição  $\kappa_j^n \sigma_i^n = 0$ . Além desta característica, a direção de  $\sigma_i^n$ , contido no plano  $\xi_1^n - \xi_2^n$ , deve ser obtido de forma randômica segundo o ângulo  $\alpha^n$ . Já  $\sigma_3^n$  deve seguir a restrição de ser paralelo a direção  $\xi_3^n$ , mostrando dessa forma que  $\sigma_3^n$  é paralelo a  $\kappa_i^n$ . Os ângulos  $\varphi^n$  e  $\theta^n$  são obtidos de forma aleatória também.

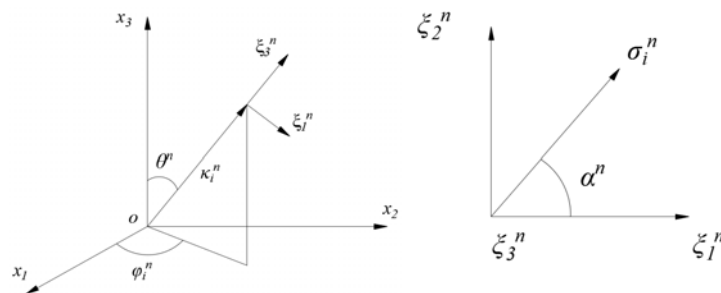


Figura 4.3 – Definição da direção do vetor unitário de onda (DAVIDSON, 2007)

Para a obtenção de  $\hat{v}^n$ , utiliza-se a expressão 4.39, que varia para cada termo  $n$  e utiliza como base o espectro modificado de Von Kàrmàn:

$$\hat{v}^n = \sqrt{E\left(|\kappa_j^n|\right) \Delta \kappa} \quad (4.39)$$

No qual:

$$E(\kappa) = 1.453 \frac{v_{rms}^2}{\kappa_e} \frac{(\kappa/\kappa_e)^4}{\left[1 + (\kappa/\kappa_e)^2\right]^{17/6}} e^{\left[-2(\kappa/\kappa_e)^2\right]} \quad (4.40)$$

Com:

$$\kappa = (\kappa_i \kappa_j)^{1/2} \quad (4.41)$$

$$\kappa_\eta = \varepsilon^{1/4} \nu^{-3/4} \quad (4.42)$$

$$\kappa_e = 1.453 \frac{9\pi}{55L_t} \quad (4.43)$$

Onde  $v_{rms}$  indica o desvio padrão das flutuações do escoamento,  $\varepsilon$  é a taxa de dissipação de energia,  $\nu$  é a viscosidade cinemática e  $L_t$  é a escala de comprimento de turbulência. Ao observar-se a figura 4.4, nota-se que  $\kappa_1 = \kappa_e/p$ , indicando que este é o menor número de onda, segundo o espectro modificado de Von Kàrmàn indicado. Ainda se tem que  $\Delta \kappa = (\kappa_{máx} - \kappa_1)/N$ , representado o espaçamento igualitário entre números de onda do espectro. O fator  $p$  é escolhido de forma a dar as grandes escalas o maior  $\kappa_e$  possível. E finalmente, o maior número de onda é estabelecido adotando como parâmetro o menor tamanho do elemento contido na malha de elementos finitos,  $\kappa_{máx} = 2\pi/(2\Delta)$ , sendo  $\Delta$  a

dimensão do menor elemento da malha. O espectro modificado de Von Kàrmàn e como se comportam as variáveis listadas acima seguem representados na figura 4.4, que segue abaixo.

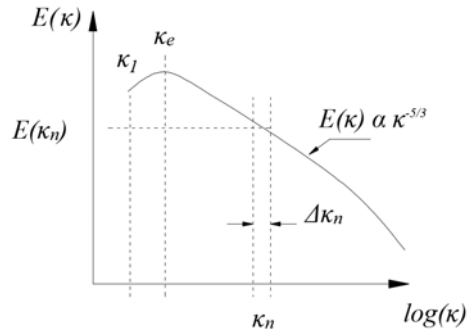


Figura 4.4 – Espectro modificado de Von Kàrmàn e demais variáveis do método (DAVIDSON, 2007)

Uma vez estabelecidos os valores das flutuações na velocidade, o campo de flutuações deve possuir uma correlação temporal. Nesse sentido, o modelo numérico de geração de flutuações propõe que seja utilizado um filtro temporal assimétrico, dado pelas seguintes expressões:

$$\left(\overline{v_i}'\right)^n = a \left(\overline{v_i}'\right)^{n-1} + b \left(v_i'\right)^n \quad (4.44)$$

Com:

$$a = e^{-\Delta t/\tau}; \quad b = (1 - a^2)^{1/2} \quad (4.45)$$

As variáveis  $n$  e  $n-1$  são, respectivamente, o passo atual e anterior de tempo,  $\tau$  é a escala temporal de turbulência aproximada por  $\tau = L_t/v_{rms}$ .

Após o uso da filtragem temporal, as componentes sob ação da turbulência ficam definidas conforme a expressão abaixo:

$$v_i = V_i + \overline{v_i}' \quad (4.46)$$

Sendo que  $V_i$  é a componente média do vetor velocidade e  $\overline{v_i}'$ , a flutuante.

## 4.6 COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Obtidos os campos de velocidade e pressão, é necessário calcular os coeficientes aerodinâmicos para as geométricas estudadas no trabalho. Inicialmente, para isso, ao introduzir o corpo, que ficará imerso no escoamento, deve-se fazer com que o mesmo seja rígido e que as componentes do vetor velocidades nas faces do sólido sejam nulas, ou seja, impondo a condição de não-deslizamento. Sendo assim, pode-se determinar as forças aerodinâmicas ( $F_x, F_y, F_z$ ) que surgem no escoamento através das expressões contidas em 4.47:

$$\begin{aligned} F_x/A_j &= -t_1 = -\sigma_{1j}n_j = (\tau_{1j} - p\delta_{1j})n_j \\ F_y/A_j &= -t_2 = -\sigma_{2j}n_j = (\tau_{2j} - p\delta_{2j})n_j \\ F_z/A_j &= -t_3 = -\sigma_{3j}n_j = (\tau_{3j} - p\delta_{3j})n_j \end{aligned} \quad (4.47)$$

Sendo:

$t_i$  = componentes do tensor de tensões trativas;

$\sigma_{ij}$  = componentes do tensor de tensões totais;

$p$  = pressão termodinâmica;

$n_j$  = vetores normais da superfície;

$\delta_{ij}$  = delta de Kronecker ( $\delta_{ij} = 1$ , se  $i=j$  e  $\delta_{ij} = 0$ , para  $i \neq j$ );

$A_j$  = área da face, segundo a direção  $j$ ;

$\tau_{ij}$  = tensor de tensões viscosas na parede do sólido.

No modelo numérico considerou-se que as tensões atuantes no centro do elemento são as mesmas que ocorrem nas faces de contorno. Partindo dessa definição, para obter-se a tensão de cisalhamento de um dado nó de um elemento, soma-se as tensões das faces de contorno concorrentes a ele e pondera-se pelas áreas dessas faces. Para uma melhor compreensão da abordagem adotada é apontada na fórmula 4.48 a ponderação utilizada para determinar as tensões de cisalhamento:

$$\tau_{ij}^A = \frac{\sum_{k=1}^{NFC} (\tau_{ij})_k \Gamma_k}{\sum_{k=1}^{NFC} \Gamma_k} \quad (4.48)$$

Sendo:

$\Gamma_k$  = área das faces de contorno dos elementos concorrentes ao nó em questão;

$NFC$  = o número de faces concorrentes a um nó genérico da interface  $A$ .

No centro do elemento se calcula as tensões de cisalhamento  $\{\tau_{ij}\}_0$  a partir da fórmula 4.49,

onde  $J_{jm}^{-1}$  é a matriz jacobiana inversa:

$$\begin{aligned} \{\tau_{ij}\}_0 = & \frac{(v + v_T)}{8} \left( \sum_{N=1}^8 J_{jm}^{-1}(\xi_m)_N (v_i^n)_N + \sum_{N=1}^8 J_{im}^{-1}(\xi_m)_N (v_j^n)_N \right) + \\ & \frac{\lambda}{8} \left( \sum_{N=1}^8 J_{km}^{-1}(\xi_m)_N (v_k^n)_N \right) \end{aligned} \quad (4.49)$$

Os coeficientes aerodinâmicos utilizados neste trabalho são os de arrasto e de força lateral, e a obtenção destes através do código numérico dá-se avaliando-se as forças que ocorrem nas faces dos elementos finitos que compõem a fachada do modelo e somando-as ao longo de todo o perímetro afetado pelo escoamento. As fórmulas empregadas no código numérico para os coeficientes de arrasto e força lateral seguem abaixo nas fórmulas 4.50 e 4.51.

$$C_A = \frac{\sum_{i=1}^{NNI} (F_x)^i}{\frac{1}{2} \rho V_{\text{inf}}^2 b_x h} \quad (4.50)$$

$$C_L = \frac{\sum_{i=1}^{NNI} (F_y)^i}{\frac{1}{2} \rho V_{\text{inf}}^2 b_x h} \quad (4.51)$$

Onde:

$C_A$  = coeficiente de arrasto;

$C_L$  = coeficiente de força lateral;

$(F_x)^i$  = força aerodinâmica no nó  $i$ , segundo a direção  $x$ ;

$(F_y)^i$  = força aerodinâmica no nó  $i$ , segundo a direção  $y$ ;

$V_{\text{inf}}$  = velocidade da corrente não perturbada pela presença do corpo imerso;

$h$  = altura do corpo imerso;



$b_x$  = dimensão do corpo normal a direção do vento;

$NNI$  = número de nós de contorno sobre o corpo.

Juntamente com os coeficientes aerodinâmicos também se faz necessária a obtenção dos coeficientes de pressão que identificam na superfície do corpo os pontos mais críticos em termos de sobrepressão e sucção. A obtenção desse coeficiente no código numérico empregado dá-se através da fórmula 4.52.

$$c_p^i = \frac{p_i - p_0}{\frac{1}{2} \rho V_{\text{inf}}^2} \quad (4.52)$$

Onde:

$c_p^i$  = coeficiente de pressão no nó  $i$  sobre o corpo imerso;

$p_i$  = pressão no nó  $i$ ;

$p_0$  = pressão de referência.

## 4.7 ORGANIZAÇÃO DO ALGORITMO

De modo geral, o algoritmo está dividido em três grandes partes. A primeira delas é referida a leitura de parâmetros de entrada, condições de contorno, coordenadas de nós e as respectivas conectividades entre eles. Após, tem-se a parte referida ao método numérico de Taylor-Galerkin de 2 passos, cuja aplicação se dá em três momentos. No primeiro deles é realizado o cálculo inicial da velocidade e pressão (passo 1), após é feita a correção no campo de velocidades a partir do campo de pressões e ao final tem-se o segundo passo, onde novamente são calculados os campos de velocidade e pressão. Já o último bloco destina-se a gravação dos resultados. Para fins de melhor compreensão das tarefas executadas pelo algoritmo é feita uma descrição sucinta abaixo:

- a) Leitura dos dados de entrada (propriedades do fluido, parâmetros do modelo, valores nos quais a velocidade e pressão serão inicializadas e por fim, as condições de contorno para o problema);
- b) Cálculo de matrizes e vetores invariantes no tempo;

- c) Laço principal do programa (enquanto o número de passos for menor do que o número máximo de passos estabelecidos):
  - c.1) Cálculo do primeiro passo (matrizes variantes no tempo, campos de velocidades e pressão);
  - c.2) Imposição das condições de contorno nas variáveis;
  - c.3) Cálculo da correção nos campos de velocidades;
  - c.4) Cálculo do segundo passo (matrizes variantes no tempo, campos de velocidade e pressão);
  - c.5) Imposição das condições de contorno nas variáveis;
  - c.6) Cálculo dos coeficientes aerodinâmicos;
  - c.7) Gravação dos resultados;
  - c.8) Análise de convergência da solução:
    - c.8.1) Se a condição de convergência é menor ou igual a tolerância, passo c.9);
    - c.8.2) Se a condição de convergência é maior do que a tolerância, passo c.10);
  - c.9) Fim da análise;
  - c.10) Volta para o laço principal.

#### 4.8 CONSIDERAÇÕES SOBRE ESTABILIDADE E CONVERGÊNCIA

Uma vez que o modelo numérico adotado tem uma natureza explícita, tem-se que avaliar cuidadosamente o incremento de tempo utilizado nas análises, pois é sabido que estes tipos de sistemas são condicionalmente estáveis. E uma forma de obter uma estimativa para o valor do incremento de tempo é através da fórmula proposta por Courant, 4.53, que busca relacionar o incremento de tempo com uma dimensão característica do elemento finito, e as velocidades do som e do escoamento.

$$(\Delta t) = \varphi_s \frac{\Delta x_E}{c + V_{\text{inf}}} \quad (4.53)$$

Sendo:

$(\Delta t)$  = incremento de tempo a ser utilizado na análise do escoamento de fluidos;

$\varphi_s$  = coeficiente de segurança, normalmente, entre 0,2 e 0,5;

$\Delta x_E$  = dimensão característica do menor elemento da malha;

$c$  = velocidade do som;

$V_{\text{inf}}$  = velocidade não perturbada do escoamento.

Para averiguar se a análise chegou a uma dada convergência de solução, utilizar-se-á a norma euclidiana, onde será determinado se o módulo do resíduo atinge ou não um valor pré-estabelecido de convergência, que é imposto nos dados de lançamento do programa computacional. Abaixo segue a fórmula 4.54, empregada para analisar a convergência da solução:

$$\frac{\sqrt{\sum_{i=1}^{NTN} (p_i^{n+1} - p_i^n)^2}}{\sqrt{\sum_{i=1}^{NTN} (p_i^n)^2}} \leq TOL \quad (4.54)$$

Sendo:

$TOL$  = tolerância preestabelecida para a convergência;

$NTN$  = número total de nós.

## 4.9 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

Neste item serão feitos comentários de como procedeu-se a discretização dos modelos em elementos finitos e as características dos mesmos. Também serão comentados aspectos dos dados de entrada e condições de contorno impostas no programa. Salienta-se que o código numérico empregado neste trabalho é escrito segundo a linguagem de programação Fortran 90 e emprega diretrizes em OpenMP para processamento paralelo. As malhas em elementos finitos foram elaboradas apenas para a situação em que o vento incide perpendicularmente em relação a maior fachada dos modelos, em decorrência do custo de processamento.

### 4.9.1 Modelos tridimensionais

Inicialmente, procurou-se definir o tamanho do domínio computacional dos problemas, cujas dimensões proporcionassem uma adequada captura dos fenômenos que ocorrem quando o escoamento incide sobre o corpo imerso e que também não gerassem um domínio computacional demasiadamente grande, levando a um maior tempo de processamento. Nesse contexto, definiu-se que o tamanho de domínio computacional apresentado em Braun e Awruch (2009) seria adequado e optou-se por implementá-lo com algumas modificações nas dimensões.

Tomando-se a altura e largura do modelo do CAARC e empregando-as, segundo as dimensões apontadas na figura 4.5 para o domínio computacional, as coordenadas do subdomínio computacional, “a” a “h”, e os limites externos do domínio computacional da malha em elementos finitos ficam definidos. Abaixo segue a figura 4.5, com as dimensões adotadas para o domínio computacional adotado neste trabalho.

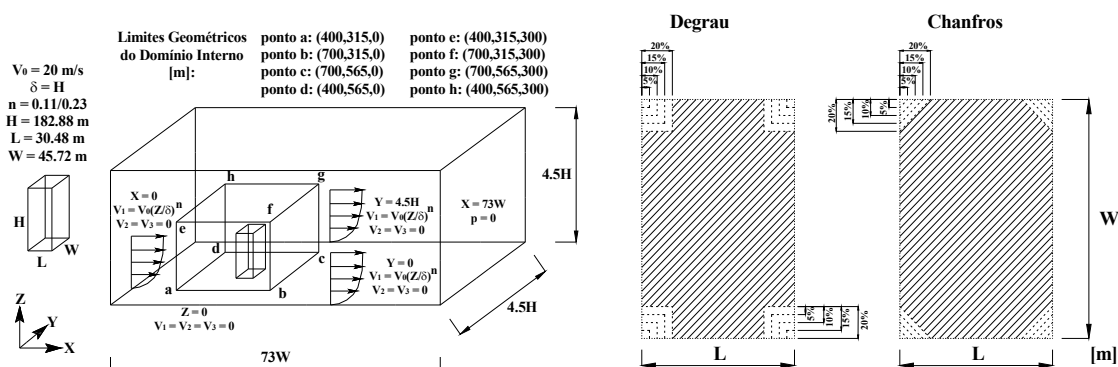


Figura 4.5 – Domínio computacional, casos tridimensional e de modificações de canto (modificado de BRAUN; AWRUCH, 2009, p. 571)

Com o domínio da simulação definido, deve-se inserir as condições de contorno do problema. Sendo assim, foram impostas em algumas regiões da malha as seguintes condições:

- No plano vertical em  $X=0$ , as componentes do vetor velocidade, segundo os eixos  $y$  e  $z$ , dos nós do plano de entrada são zero. Já as componentes do vetor velocidade, segundo o eixo  $x$ , variam de acordo com a altura do nó contido neste plano, e segundo a lei de potência adotada ( $p=0,11$  ou  $p=0,23$ ), além das flutuações geradas artificialmente no caso de turbulência na corrente incidente;

- b) No plano vertical em  $X=73W$ , a condição de contorno imposta é a de pressão nula neste plano, ou seja, nos nós contidos neste plano  $p=0$ ;
- c) No plano vertical em  $Y=0$ , as componentes do vetor velocidade, segundo os eixos  $y$  e  $z$ , dos nós do plano são zero. Já as componentes do vetor velocidade, segundo o eixo  $x$ , variam de acordo com a altura do nó contido neste plano, e segundo a lei de potência adotada ( $p=0,11$  ou  $p=0,23$ );
- d) No plano vertical em  $Y=4,5H$ , as componentes do vetor velocidade, segundo os eixos  $y$  e  $z$ , dos elementos do plano são zero. Já as componentes do vetor velocidade, segundo o eixo  $x$ , variam de acordo com a altura do nó contido neste plano, e segundo a lei de potência adotada ( $p=0,11$  ou  $p=0,23$ );
- e) No plano horizontal em  $Z=0$ , as componentes do vetor velocidade, segundo todos os eixos, dos elementos do plano são zero e em  $Z=4,5H$ , impõe-se que a componente de velocidade normal ao plano é nula;
- f) Nos nós que integram a fachada do edifício deve-se impor a condição de não deslizamento, ou seja, as componentes do vetor velocidade segundo todas as direções devem ser nulas.

Na figura 4.6 são mostradas as três malhas elaboradas, onde é possível averiguar a distribuição dos elementos finitos ao longo dos três eixos espaciais dos modelos. A primeira imagem de malha é referente ao modelo do CAARC sem modificações nas arestas, a segunda para os cantos chanfrados e a última para o modelo degrau.

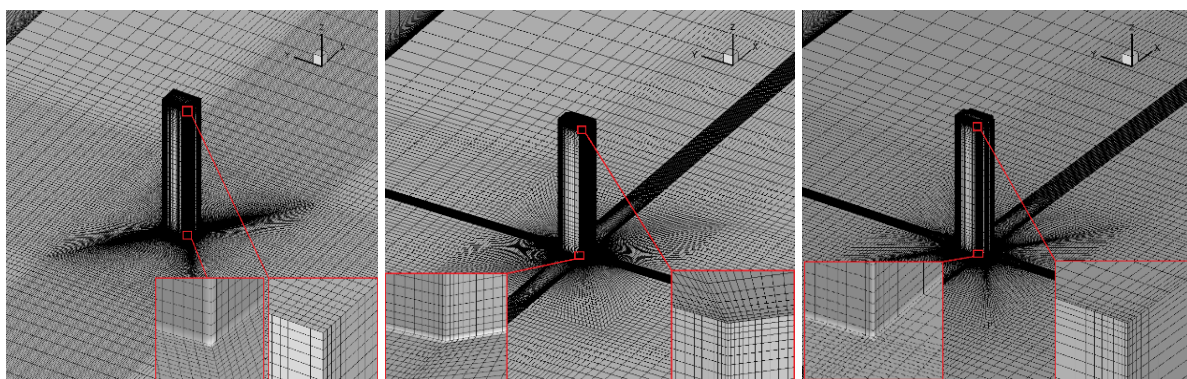


Figura 4.6 – Aspecto das malhas tridimensionais: CAARC, Chanfro e Recessed

Salienta-se que as malhas confeccionadas em elementos finitos foram discretizadas adotando para a simulação numérica o valor do número de Reynolds ( $Re$ ) de  $1,2 \times 10^5$  e contam com as seguintes características, expressas na tabela 4.1:

Tabela 4.1 – Parâmetros dos modelos tridimensionais

Parâmetros: Gerais		Parâmetros: Flutuações	
$V_{inf}$ (m/s)	10,0	N	150,0
Mach	0,15	fator p	2
$\mu$ (N.s/m <sup>2</sup> )	$7,676 \times 10^{-3}$	$v_{rms}$ (m/s)	1,00
$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	1,0	$L_T$ (m)	110,0
$\lambda$ (N.s/m <sup>2</sup> )	0,0	$I_T(z)$	$24,552e^{(-0,009121z)}$
D (m)	45,0		
Re	$\sim 1,2 \times 10^5$		

#### 4.9.2 Modelos Seccionais

Para avaliar o desempenho do tamanho das modificações, fizeram-se malhas contemplando uma faixa de 5% a 20% de extensão da menor dimensão de fachada do *CAARC building*, de modo a determinar qual comprimento, ou relação de extensão, apresentaria o melhor desempenho aerodinâmico. Para esse estudo fixou-se o número de Reynolds próximo a  $1,2 \times 10^5$  para todas as simulações.

As dimensões especificadas para essas malhas são as mesmas apontadas pela figura 4.6 para o plano X-Y. Na direção Z das malhas seccionais empregou-se 5 elementos. Abaixo na figura 4.7 seguem demonstrados os aspectos das malhas das 3 tipologias estudadas no presente trabalho.

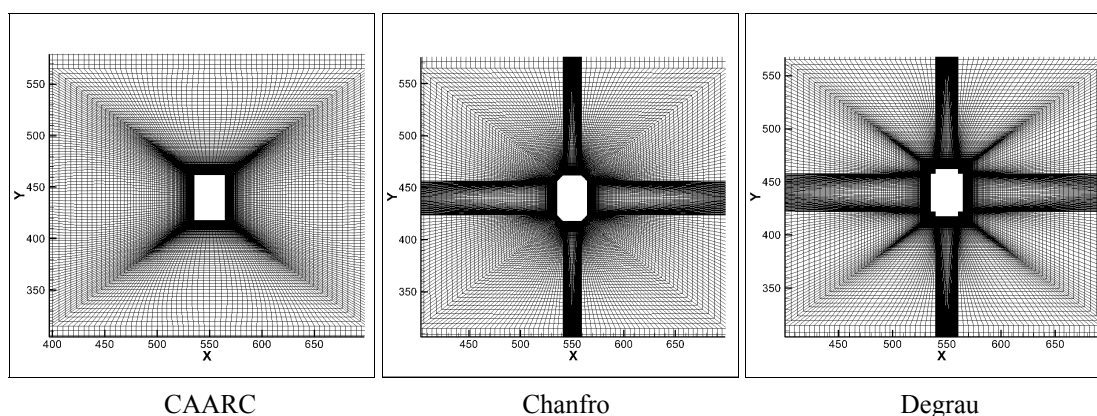


Figura 4.7 – Aspecto das malhas seccionais próximo ao corpo

Quanto à imposição das condições de contorno, empregaram-se as seguintes nos nós das malhas:

- a) No plano em  $X=0$ , as componentes do vetor velocidade, segundo os eixos Y e Z, dos nós do plano de entrada são zero. Já as componentes do vetor velocidade, segundo o eixo X, tem um valor fixo;
- b) No plano em  $X=73W$ , a condição de contorno imposta é a de pressão nula neste plano, ou seja, nos nós contidos neste plano  $p=0$ ;
- c) No plano em  $Y=0$ , as componentes do vetor velocidade, segundo os eixos Y e Z, dos nós do plano são zero. Já as componentes do vetor velocidade, segundo o eixo X, tem um valor fixo;
- d) No plano vertical em  $Y=4,5H$ , as componentes do vetor velocidade, segundo os eixos Y e Z, dos nós do plano são zero. Já as componentes do vetor velocidade, segundo o eixo X, tem um valor fixo;
- e) Nos planos em  $Z=0$  e  $Z=1$ , a componente do vetor velocidade, segundo o eixo Z, é nula;
- f) Nos nós do contorno do corpo imerso é imposta a condição de não deslizamento.

Como parâmetros para o estudo das malhas seccionais, os seguintes valores foram adotados, ver tabela 4.2.

Tabela 4.2 – Parâmetros dos modelos seccionais

<b>Parâmetros: Gerais</b>	
Vinf (m/s)	10,0
Mach	0,15
$\mu$ (N.s/m <sup>2</sup> )	3,838x10 <sup>-3</sup>
$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	1,0
$\lambda$ (N.s/m <sup>2</sup> )	0,0
D (m)	45,0
Re	$\sim 1,2 \times 10^5$

### 4.9.3 Pré-processamento de dados

Uma vez que o modelo tenha sido discretizado no software *MSC PATRAN*, é necessário que os dados referentes a malha de elementos finitos possam ser lidos e convertidos para o padrão de dados de entrada do algoritmo de análise de fluidos. Nesse contexto, utilizou-se um algoritmo com o código similar ao apresentado por Burbridge (1999). O código numérico utilizado nos arquivos de saída do *MSC PATRAN* tem por finalidade tomar todas as dimensões, conectividades e condições de contorno impostas na malha, assim como impor valores iniciais nas variáveis do problema, definir os vetores normais e a área das faces de contorno. O algoritmo ainda possibilita que seja inserido um perfil de lei de potência como condição de contorno de velocidade em pontos desejados na malha, possibilitando avaliar escoamentos com perfis de camada limite atmosférica.

### 4.9.4 Pós-processamento de dados

Periodicamente, ao longo do processamento do algoritmo de simulação do escoamento são gerados arquivos, de acordo com a entrada de dados dada pelo usuário do programa. Estes arquivos contêm os campos de velocidade, pressão e os coeficientes aerodinâmicos (arrasto e força lateral). Uma vez finalizada a simulação, obtém-se diversos arquivos com as variáveis de campo e coeficientes aerodinâmicos, assim como também são criados arquivos contendo os campos médios de velocidade e pressão. No pós-processamento, é utilizado um algoritmo desenvolvido em linguagem Fortran 90 que tem como principal função interpretar os dados de saída gerados pelo programa de fluidos e criar os arquivos de entrada para o software de visualização de resultados do modelo em elementos finitos. Os softwares empregados na visualização dos dados de saída do programa de fluidos são o *TECPLOT 9.0* e *360 EX*. No entanto, antes de propriamente criarem-se os dados de entrada para o programa de visualização dos resultados, é necessário realizar-se suavizações no campo de pressões obtidos. No tratamento de suavização das pressões, toma-se, inicialmente, a pressão no centro de cada elemento com seus respectivos valores nodais, a partir da fórmula 4.55.

$$P_o = \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 P_N \quad (4.55)$$

Sendo:



$p_o$  = a pressão no centro do elemento finito;

$p_N$  = a pressão nos nós do elemento finito.

Após obter-se a pressão no centro do elemento, faz-se uso do método de mínimos quadrados para chegar ao seguinte funcional:

$$\pi = \frac{1}{2} \int_{\Omega} (p_s - p_o)^2 d\Omega \quad (4.56)$$

Sendo:

$p_s$  = pressões nodais suavizadas.

Minimizando o funcional apresentado em 4.54 e utilizando a expressão 4.56, chega-se a:

$$\int_{\Omega} [\phi^T] \left( [\phi^T] p_s - \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 p_N \right) d\Omega = 0 \rightarrow [M] p_s = \frac{1}{8} \sum_{N=1}^8 p_N \int_{\Omega} \phi^T d\Omega \quad (4.57)$$

Uma vez que ao empregar-se a matriz de massa consistente obtém-se um sistema acoplado, deve-se através da matriz de massa discreta desacoplá-lo, sendo assim, a expressão 4.57 assume a seguinte forma:

$$(p_s)_E = \frac{1}{64} [M_D]^{-1} \sum_{N=1}^8 p_N \Omega_E \quad (4.58)$$

Como a expressão acima é definida em nível local, deve-se obter a pressão suavizada em nível global, empregando-se a expressão 4.59.

$$(p_s)_i = \sum_{N=1}^{NE} (p_o)_E \Omega_E / \sum_{N=1}^{NE} \Omega_E \quad (4.59)$$

Finalizado o processo de suavização de resultados, pode-se proceder a visualização dos resultados obtidos. Os arquivos de entrada gerados para o *TECPLOT* contêm: o campo de velocidade segundo cada eixo cartesiano e campo de pressões com e sem suavização.

## 5. RESULTADOS E ANÁLISES

Neste item serão, inicialmente, apresentados os resultados obtidos de forma breve para cada tipo de simulação, estando na sequência uma análise mais detalhada dos mesmos. Estará exposta primeiro a parte experimental do trabalho e em seguida a numérica. Ao final do capítulo é realizada uma comparação entre os resultados experimentais e numéricos.

### 5.1 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Neste item serão apresentados os resultados da distribuição de pressões, coeficientes aerodinâmicos para as três configurações estudadas. Os resultados encontrados serão comparados com os fornecidos na literatura para formas geométricas similares. Para uma melhor interpretação dos resultados apresentados nesse item, está indicado na figura 5.1, como definiu-se a orientação do modelo com relação ao escoamento, representada pela variável  $\theta$ . Onde  $\theta=0^\circ$  e  $\theta=180^\circ$ , o vento incide perpendicularmente na menor fachada do modelo, já com  $\theta=90^\circ$  e  $\theta=270^\circ$ , o vento colide na maior.

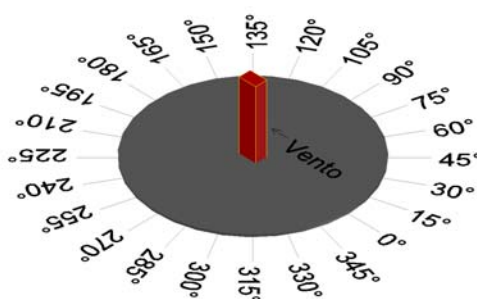


Figura 5.1 – Definição do ângulo de leitura  $\theta$ , em função da direção de incidência do vento

#### 5.1.1 Modelo do CAARC

A seguir serão apresentados os resultados obtidos para os coeficientes aerodinâmicos e de distribuição de pressões no modelo reduzido do CAARC.

##### 5.1.1.1 Coeficientes aerodinâmicos

Na figura 5.2, seguem os coeficientes de arrasto médio e força lateral em rms, obtidos após o tratamento de dados dos ensaios com as configurações de  $p=0,11$  e  $p=0,23$ . Cabe salientar que

para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos, definiu-se o parâmetro  $b_x$  como sendo o valor do comprimento da maior fachada do CAARC *building*, ou seja, 112,5mm.

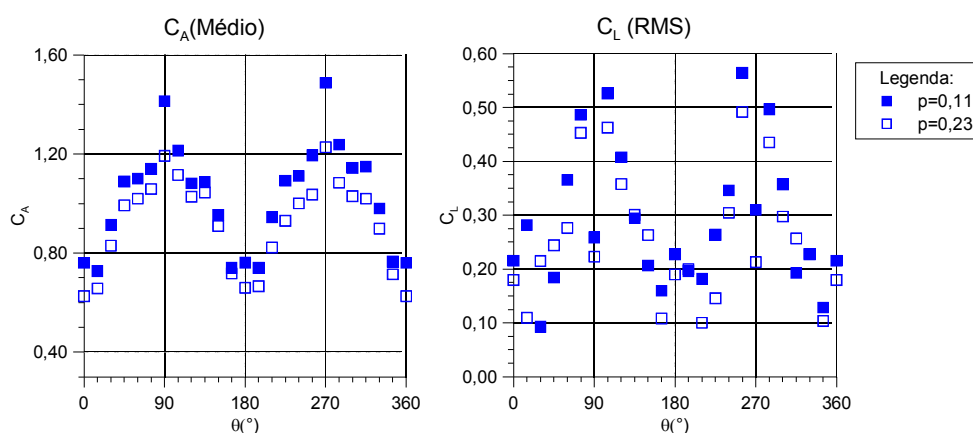


Figura 5.2 – Coeficiente de arrasto ( $C_A$ ) e força lateral ( $C_L$ ) para o modelo do CAARC, valores médios e rms no tempo por ângulo

Ao final da análise, determinou-se os coeficientes aerodinâmicos para a menor e a maior fachada do CAARC, utilizando o parâmetro  $b_x$  de acordo com a dimensão da fachada sob ação do vento (perpendicular à incidência), ou seja, 112,5mm ou 75mm conforme o caso. Os resultados nos coeficientes aerodinâmicos obtidos seguem resumidos na tabela 5.1.

Tabela 5.1 – Resumo dos coeficientes aerodinâmicos do modelo do CAARC

Valores resumidos					
p	$\theta$ (°)	$\bar{C}_A$ (1)	$\bar{C}_A$ (2)	$C_{L_{RMS}}$ (1)	$C_{L_{RMS}}$ (2)
0,11	0	0,760	1,141	0,216	0,323
	180	0,762	1,143	0,228	0,342
	90	1,414	1,414	1,414	0,259
	270	1,488	1,488	1,488	0,310
0,23	0	0,627	0,940	0,180	0,270
	180	0,661	0,991	0,190	0,285
	90	1,193	1,193	1,414	0,223
	270	1,228	1,228	1,488	0,213

(1):  $b_x = 112,5\text{mm}$   
(2):  $b_x = 75\text{mm}$  ( $\theta=0^\circ$  e  $180^\circ$ ) /  $b_x=112,5\text{mm}$  ( $\theta=90^\circ$  e  $270^\circ$ )

### 5.1.1.2 Distribuição das pressões

Neste item serão demonstradas as distribuições dos coeficientes de pressão, obtidos via código numérico desenvolvido para a interpretação dos dados extraídos dos ensaios experimentais, juntamente com o uso do software *Surfer* 13 para a criação das isolinhas. Os campos determinados seguem demonstrados abaixo nas figuras 5.3 a 5.6, sendo exibidas primeiramente as isolinhas para o perfil de vento com  $p=0,11$  e abaixo as com  $p=0,23$ .

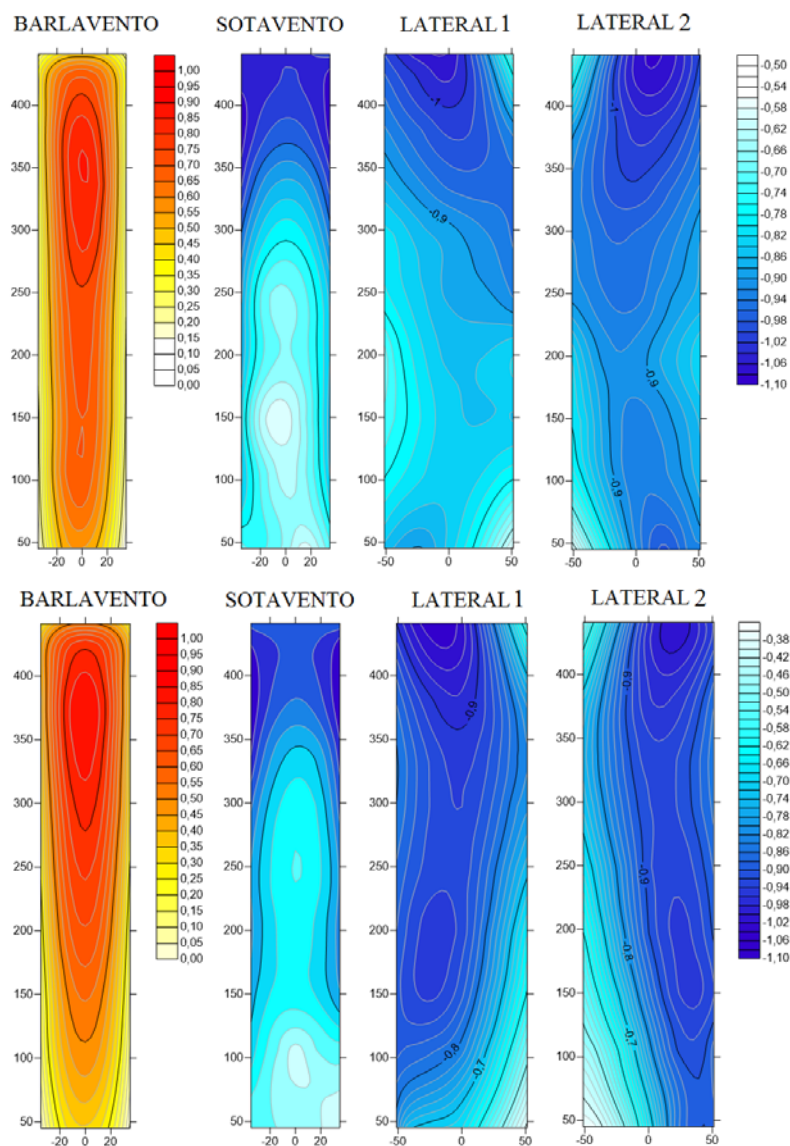


Figura 5.3 – Isolinas de coeficientes de pressão média do CAARC, para  $\theta=0^\circ$  e perfis de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

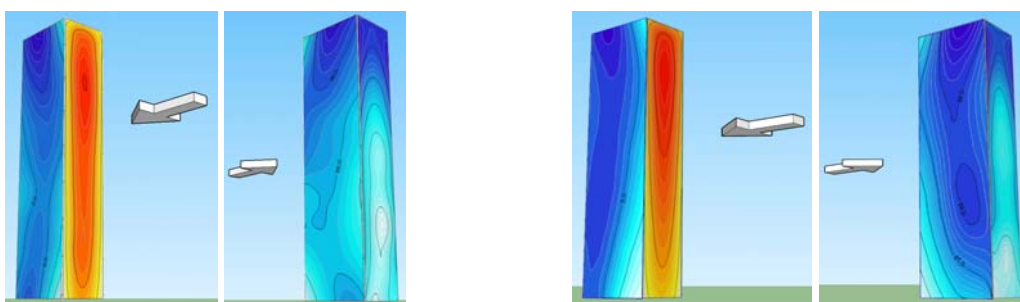


Figura 5.4 – Perspectiva das isolinas de coeficientes de pressão média do CAARC, para  $\theta=0^\circ$  e perfis de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

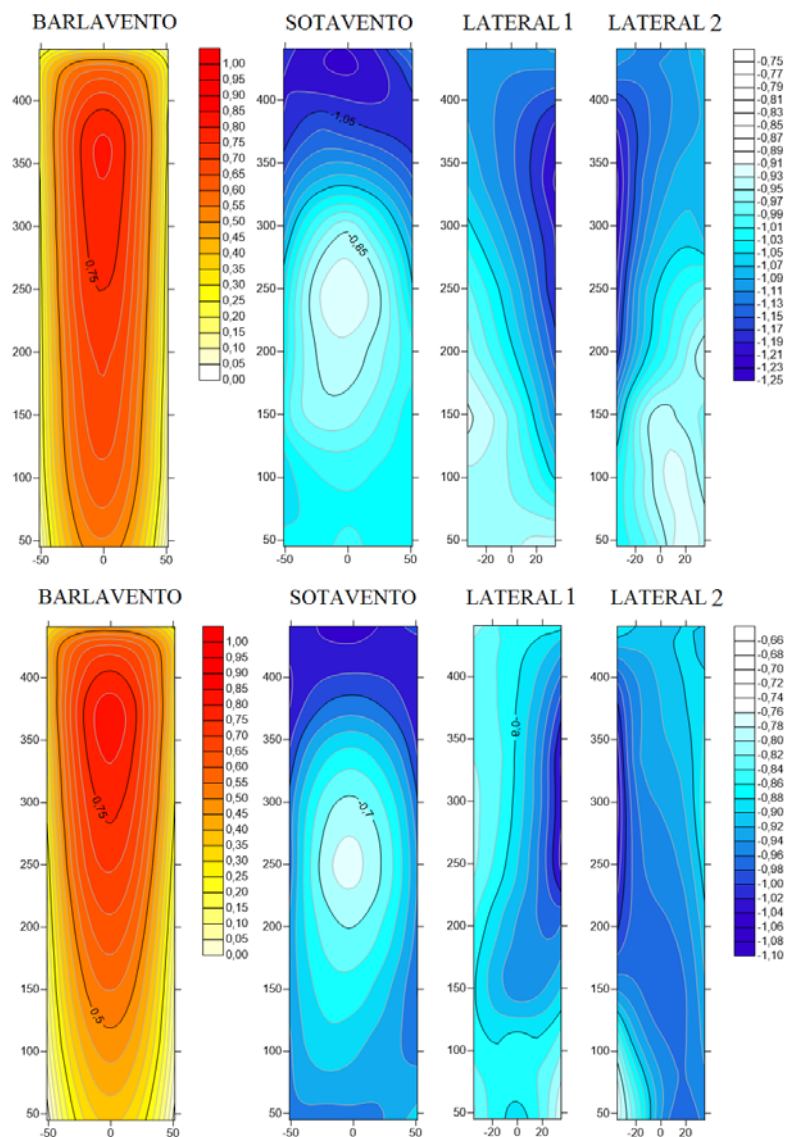


Figura 5.5 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do CAARC, para  $\theta=90^\circ$  e perfis de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

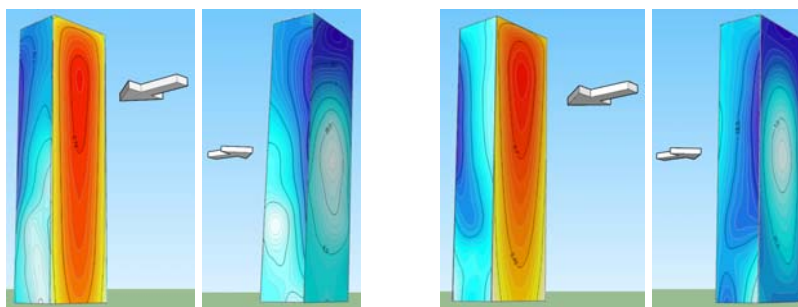


Figura 5.6 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do CAARC, para  $\theta=90^\circ$  e perfis de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

## 5.1.2 Modelo chanfrado

A seguir serão apresentados os resultados obtidos para o modelo reduzido com chanfros.

### 5.1.2.1 Coeficientes aerodinâmicos

Na figura 5.7 seguem os coeficientes de arrasto médio e força lateral efetiva (rms), obtidos após o tratamento de dados dos ensaios com as configurações de  $p=0,11$  e  $p=0,23$ . Com  $b_x$  sendo o comprimento da maior fachada do modelo, ou seja, 112,5mm.

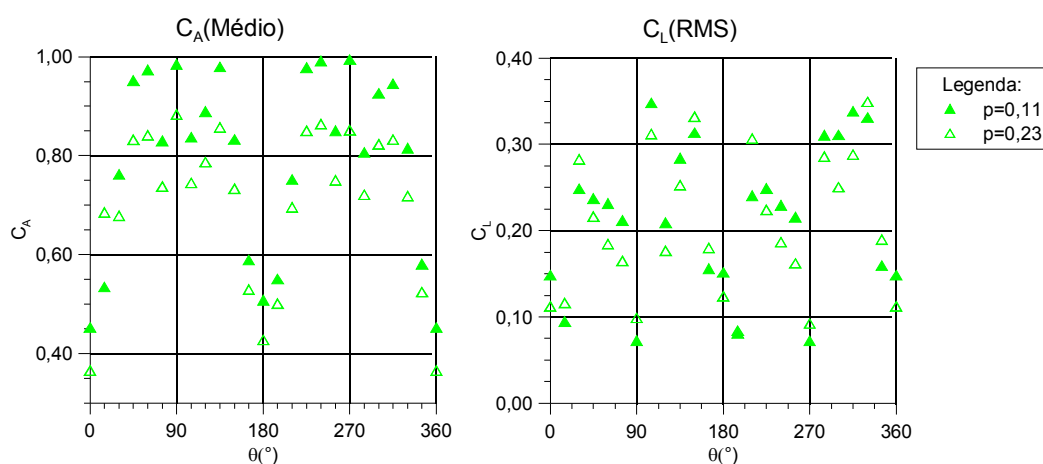


Figura 5.7 – Coeficiente de arrasto ( $C_A$ ) e força lateral ( $C_L$ ) para o modelo chanfrado, valores médios e rms no tempo por ângulo

Ao final da análise, determinou-se que os coeficientes aerodinâmicos para a menor e a maior fachada do CAARC com cantos chanfrados. Os coeficientes obtidos seguem resumidos na tabela 5.2, onde utilizou-se  $b_x$  como sendo a dimensão da fachada perpendicular à incidência do vento, ou seja, 112,5 ou 75mm conforme o caso.

Tabela 5.2 – Resumo dos coeficientes aerodinâmicos do modelo chanfrado

Valores resumidos					
p	$\theta$ (°)	$C_A$ (1)	$C_A$ (2)	$C_{LRMS}$ (1)	$C_{LRMS}$ (2)
0,11	0	0,453	0,680	0,149	0,223
	180	0,508	0,762	0,152	0,228
	90	0,985	0,985	0,076	0,076
	270	0,995	0,995	0,073	0,073
0,23	0	0,366	0,549	0,113	0,169
	180	0,428	0,642	0,124	0,186
	90	0,884	0,884	0,099	0,099
	270	0,852	0,852	0,093	0,093

(1):  $b_x = 112,5\text{mm}$   
(2):  $b_x = 75\text{mm}$  ( $\theta=0^\circ$  e  $180^\circ$ ) /  $b_x=112,5\text{mm}$  ( $\theta=90^\circ$  e  $270^\circ$ )

### 5.1.2.2 Distribuição das pressões

As isolinhas de pressão obtidas para o modelo reduzido com cantos chanfrados seguem demonstradas abaixo nas figuras 5.8 a 5.11, sendo apresentadas primeiramente as isolinhas para o perfil de vento com  $p=0,11$ , e posteriormente com  $p=0,23$ .

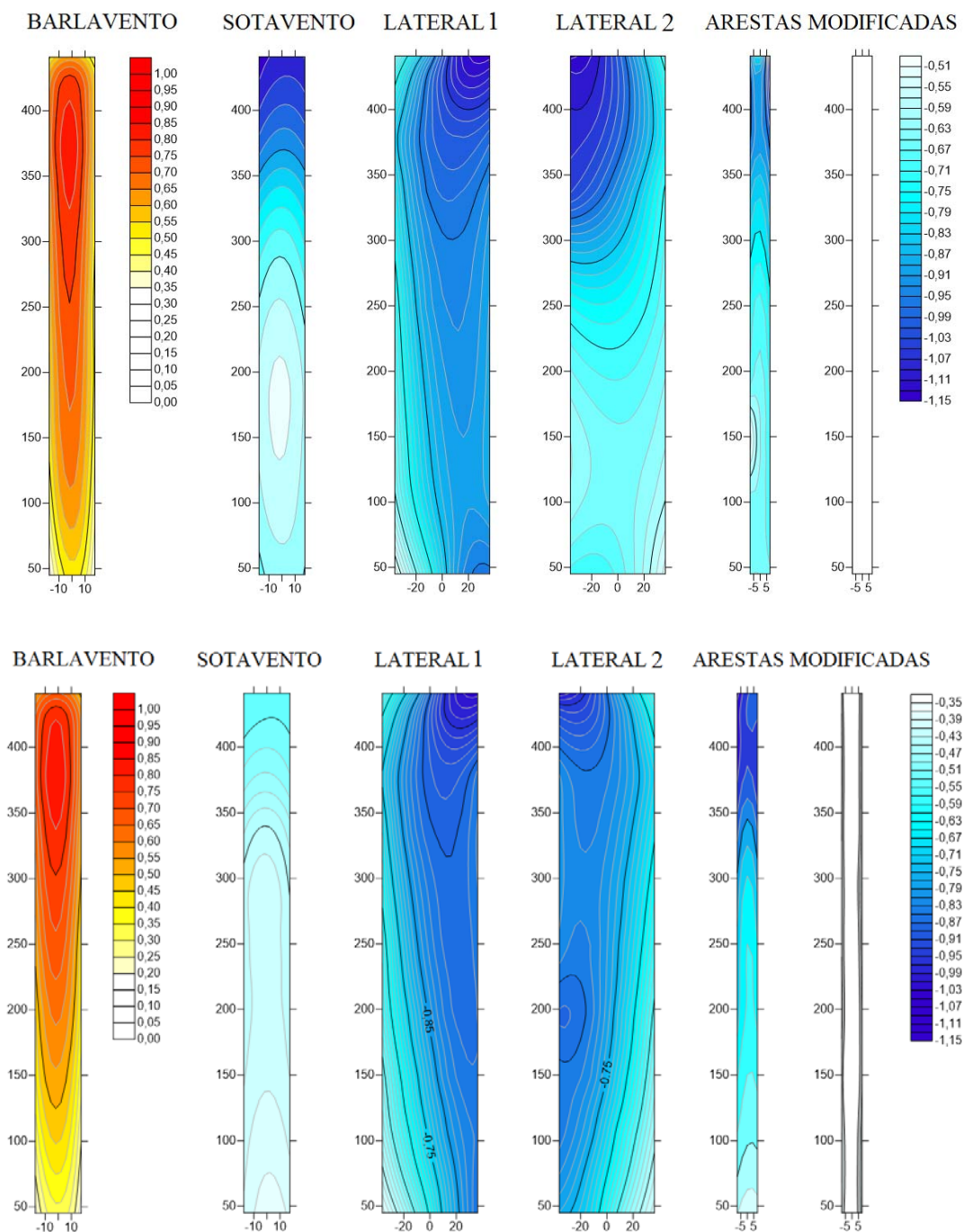


Figura 5.8 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo chanfrado, para  $\theta=0^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,11$  e  $0,23$ , respectivamente

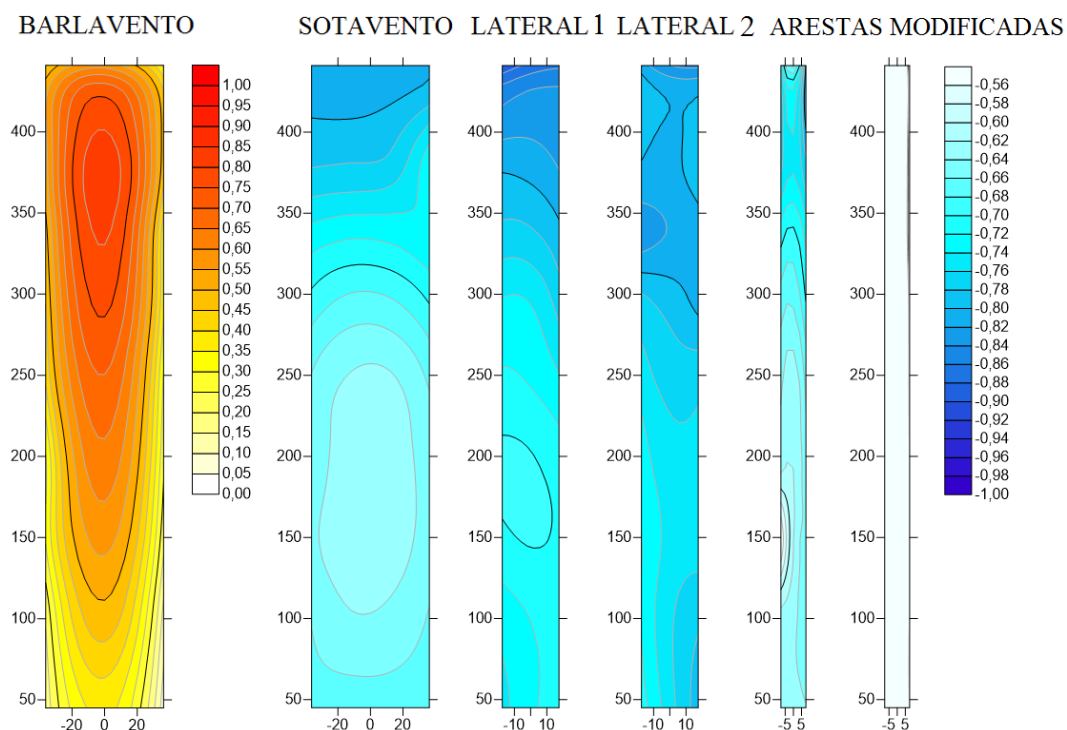
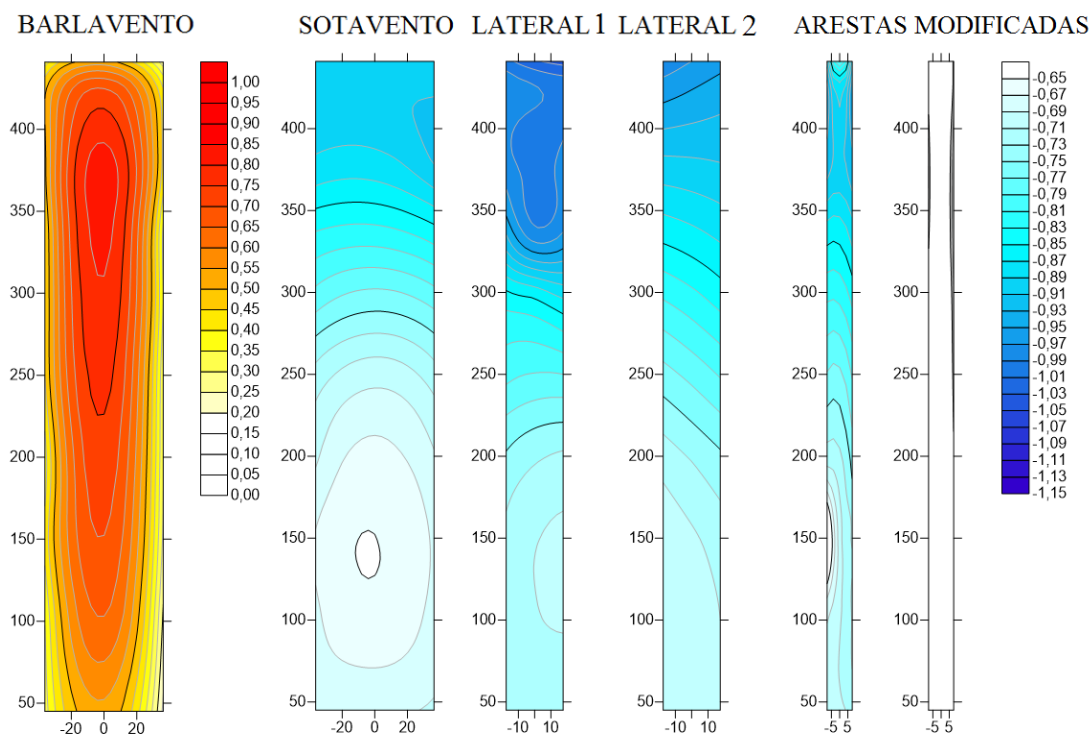


Figura 5.9 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo chanfrado, para  $\theta=90^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,11$  e  $0,23$ , respectivamente



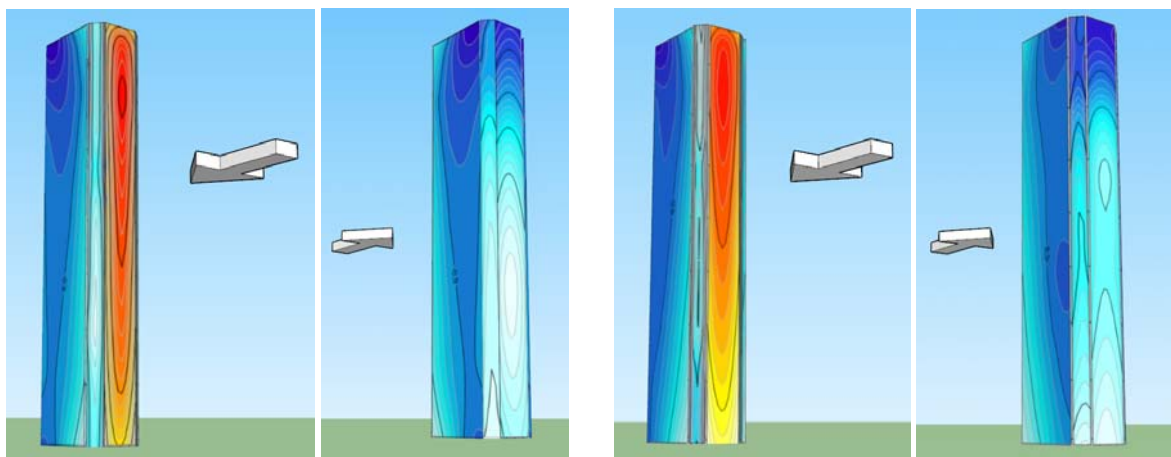


Figura 5.10 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo chanfrado para  $\theta=0^\circ$  e perfis de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

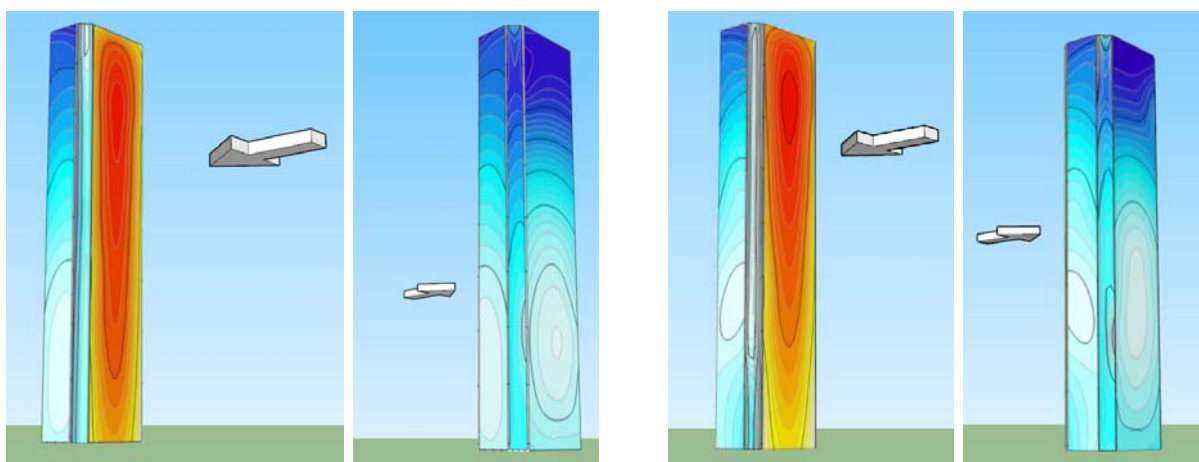


Figura 5.11 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo chanfrado para  $\theta=90^\circ$  e perfis de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

### 5.1.3 Modelo degrau (*recessed*)

A seguir serão apresentados os resultados obtidos para o modelo reduzido com *recessing*.

#### 5.1.3.1 Coeficientes aerodinâmicos

Na figura 5.12 seguem os coeficientes de arrasto médio e força lateral rms, obtidos após o tratamento de dados dos ensaios com as configurações de  $p=0,11$  e  $p=0,23$ . Com  $b_x$  sendo o comprimento da maior fachada do modelo, ou seja, 112,5mm.

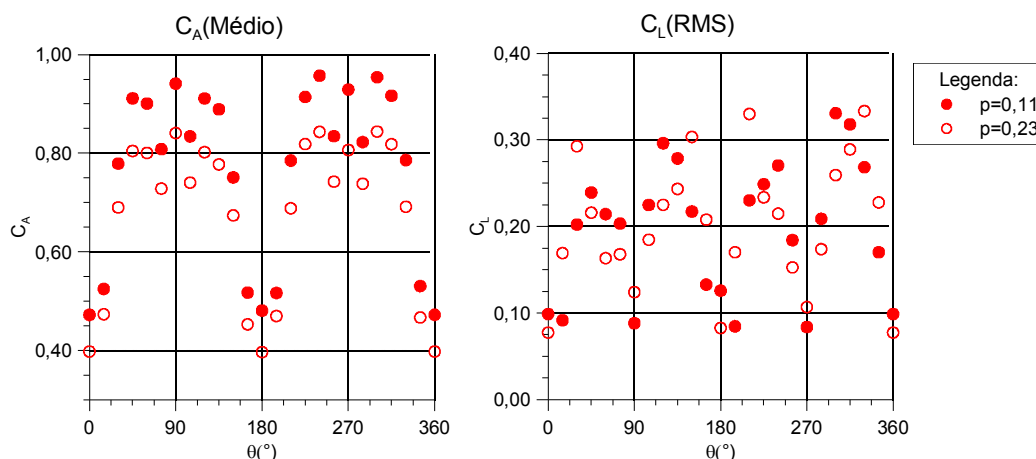


Figura 5.12 – Coeficiente de arrasto ( $C_A$ ) e de força lateral ( $C_L$ ) para o modelo degrau, valores médios e rms no tempo por ângulo

Ao final da análise, determinou-se o coeficiente de arrasto médio para a menor e a maior fachada do modelo e os resultados estão resumidos na tabela 5.3. Os coeficientes obtidos seguem resumidos na tabela 5.3, onde utilizou-se  $b_x$  como sendo a dimensão da fachada perpendicular à incidência do vento, ou seja, 112,5 ou 75mm conforme o caso.

Tabela 5.3 – Resumo dos coeficientes aerodinâmicos do modelo degrau

Valores resumidos					
p	$\theta$ (°)	$C_A$ (1)	$C_A$ (2)	$C_{L_{RMS}}$ (1)	$C_{L_{RMS}}$ (2)
0,11	0	0,473	0,709	0,099	0,148
	180	0,481	0,722	0,126	0,189
	90	0,941	0,941	0,106	0,106
	270	0,929	0,929	0,101	0,101
0,23	0	0,398	0,597	0,077	0,116
	180	0,397	0,595	0,083	0,124
	90	0,841	0,841	0,124	0,124
	270	0,807	0,807	0,128	0,107

(1):  $b_x = 112,5\text{mm}$   
(2):  $b_x = 75\text{mm}$  ( $\theta=0^\circ$  e  $180^\circ$ ) /  $b_x=112,5\text{mm}$  ( $\theta=90^\circ$  e  $270^\circ$ )

### 5.1.3.2 Distribuição das pressões

As isolinhas de pressão obtidas para o modelo reduzido com cantos em degrau seguem demonstradas abaixo nas figuras 5.13 a 5.18, sendo apresentadas primeiramente as isolinhas para o perfil de vento com  $p=0,11$ , e posteriormente com  $p=0,23$ .

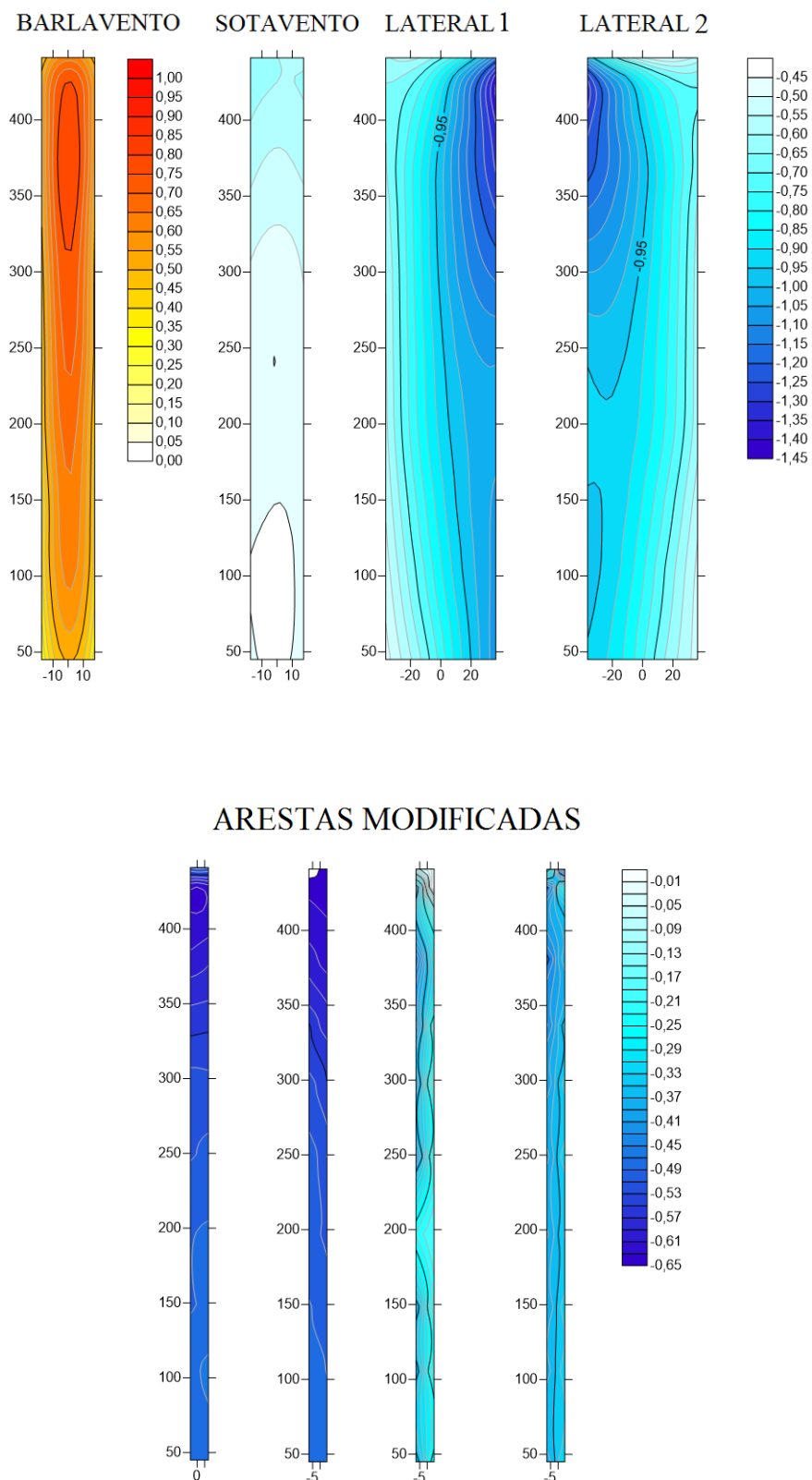


Figura 5.13 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para  $\theta=0^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,11$

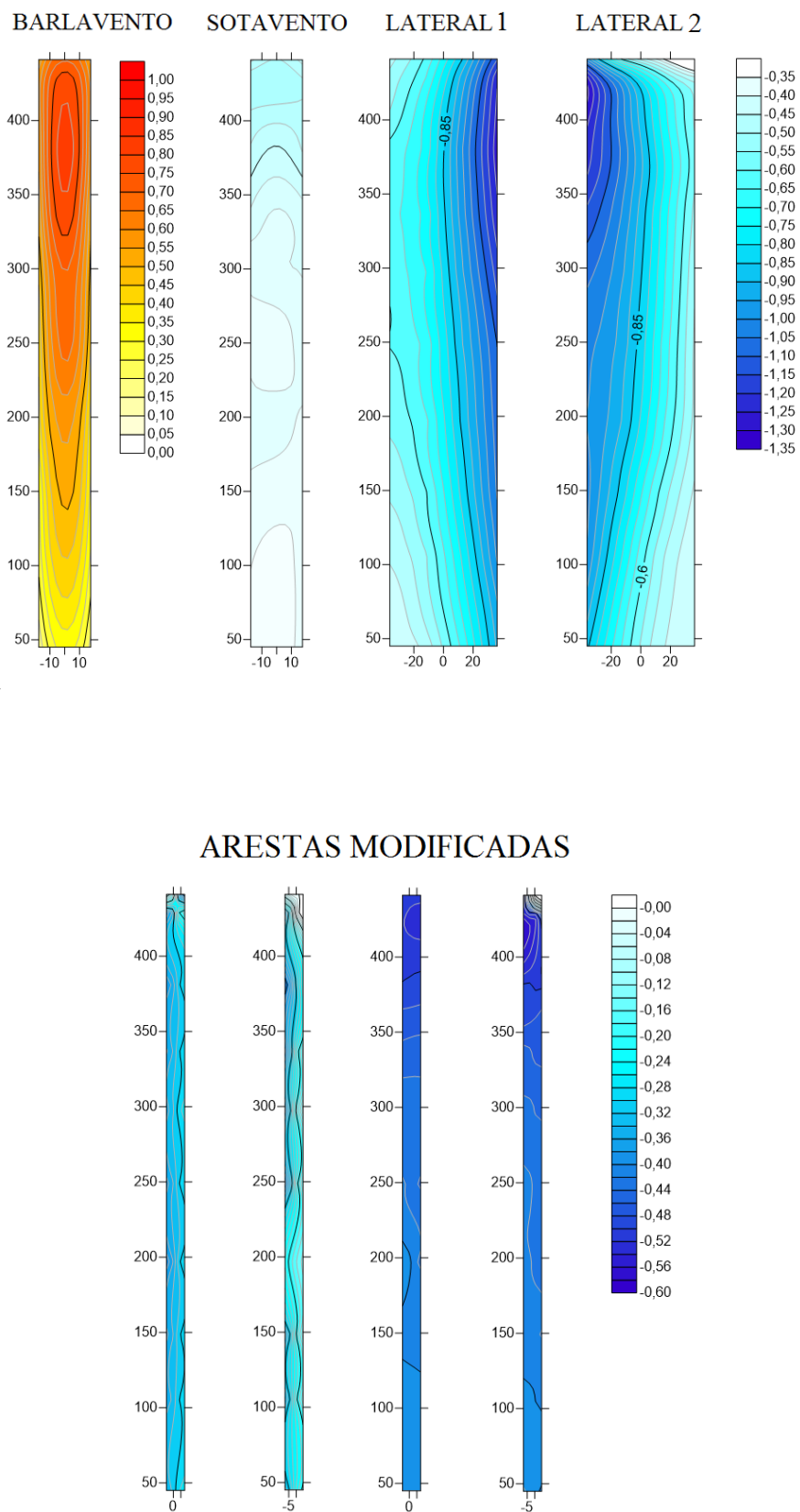
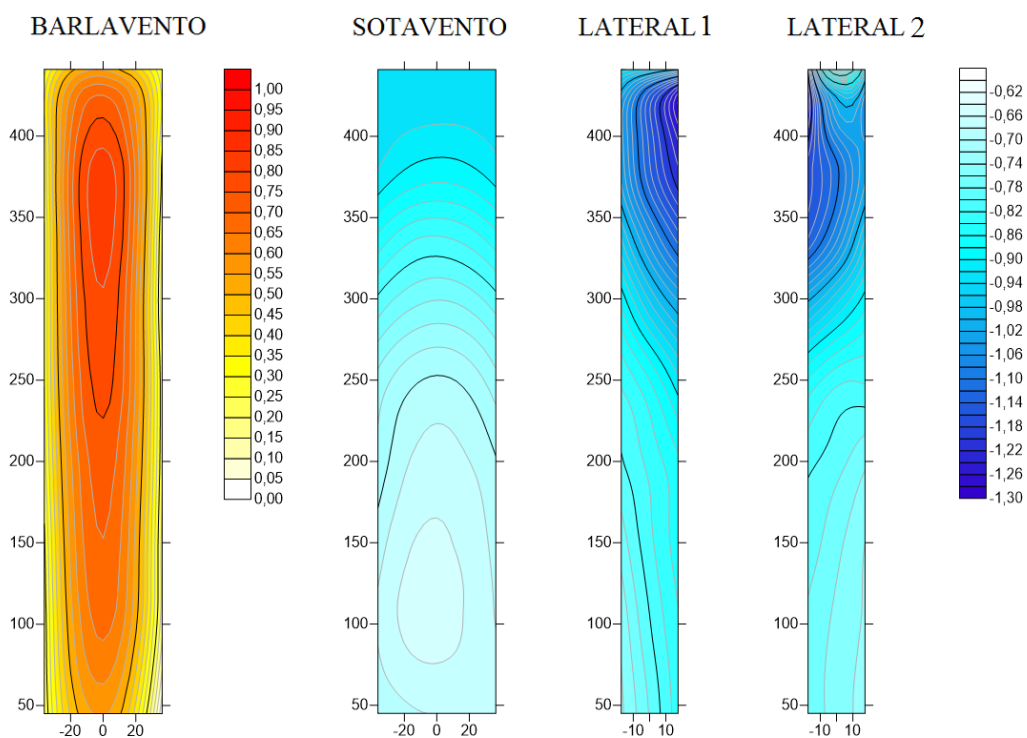


Figura 5.14 – Isolinas de coeficientes de pressão média do modelo degraú, para  $\theta=0^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,23$



### ARESTAS MODIFICADAS

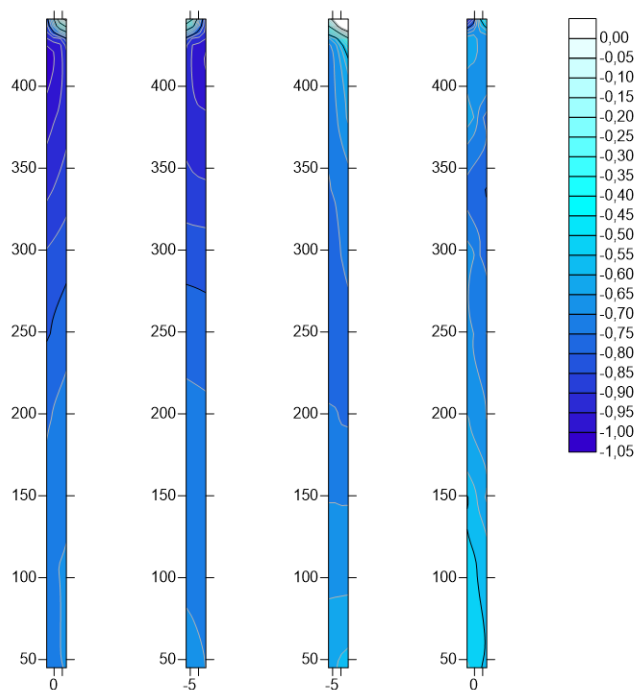


Figura 5.15 – Isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para  $\theta=90^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,11$

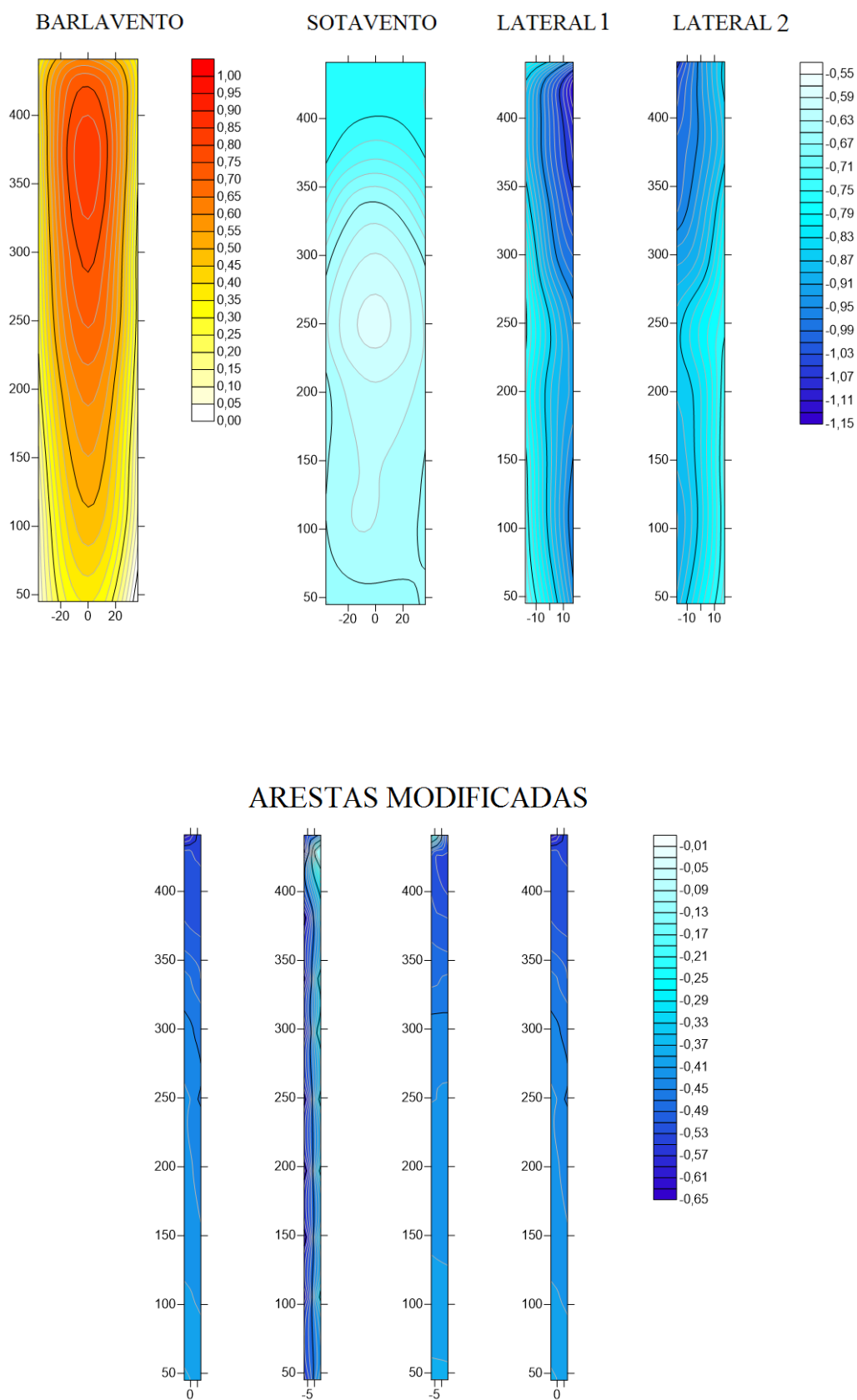


Figura 5.16 – Isolinas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para  $\theta=90^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,23$

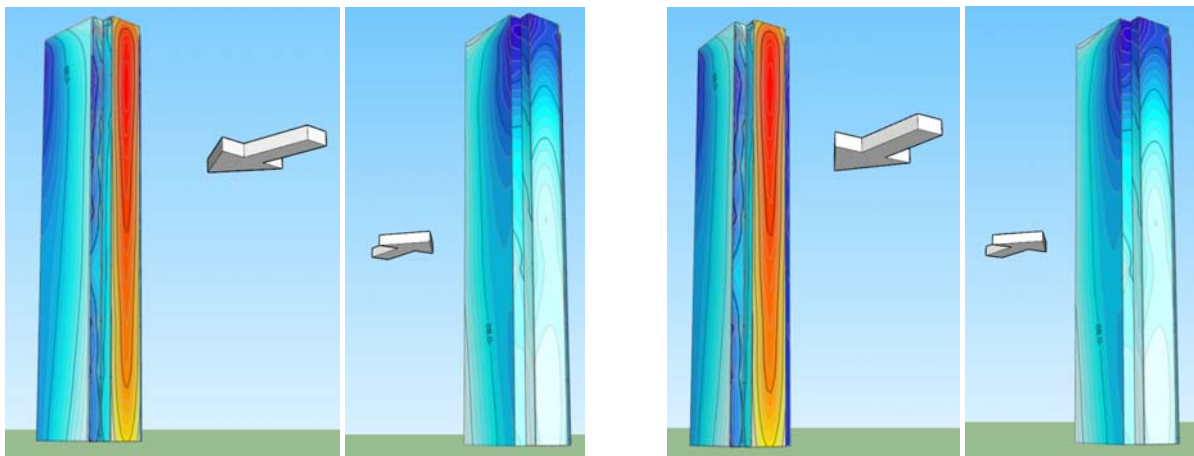


Figura 5.17 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para  $\theta=0^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

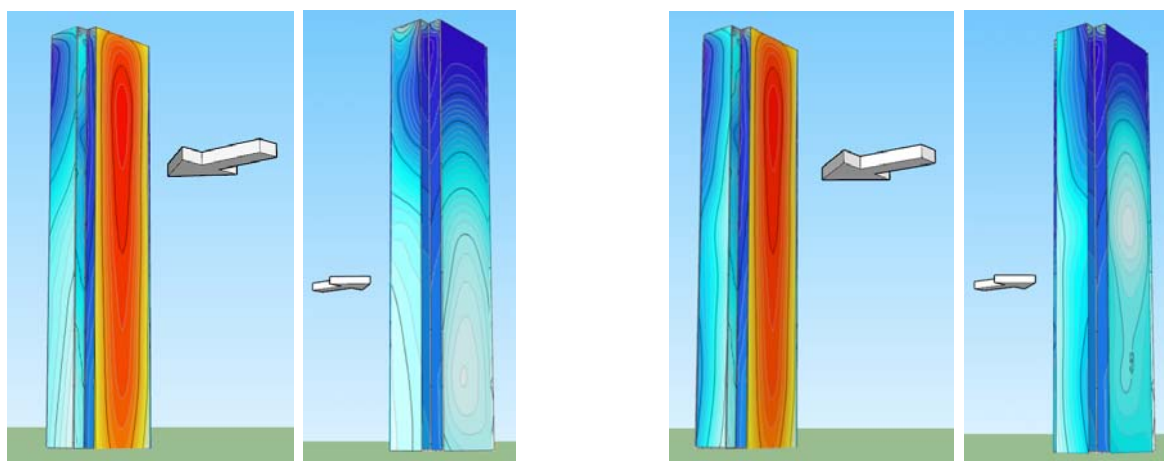


Figura 5.18 – Perspectiva das isolinhas de coeficientes de pressão média do modelo degrau, para  $\theta=90^\circ$  e perfil de vento com  $p=0,11$  e  $p=0,23$ , respectivamente

#### 5.1.4 Comparação entre resultados experimentais

Os coeficientes aerodinâmicos obtidos através dos ensaios experimentais foram comparados tanto com previsões numéricas quanto com experimentais fornecidas pela literatura. No entanto, somente encontrou-se previsões para o modelo do CAARC. Para as configurações com modificações nas arestas, encontram-se na literatura investigações que utilizaram dimensões diferentes das empregadas neste trabalho, sendo assim, preferiu-se não comparar os resultados de forma quantitativa, mas sim, de forma qualitativa para os casos com modificações.

No que concerne aos coeficientes aerodinâmicos para o modelo do CAARC, os resultados encontrados são muito similares aos dos trabalhos de outros autores acerca do tema. Nas tabelas 5.4 e 5.5, que seguem abaixo, é ilustrada a similitude evidenciada nos valores dos coeficientes aerodinâmicos.

Tabela 5.4 – Comparação dos valores para o coeficiente de arrasto do CAARC, valores médios

Dados Experimentais para CA						
$\theta$ (°)	Escoamento	[1]	[2]	[3]	[4]	[5]
0	p=0,11	-	-	1,20	0,76	0,76
0	p=0,23	-	-	0,98	0,63	0,66
90	p=0,11	1,49	1,47	1,45	1,41	1,49
90	p=0,23	1,31	1,39	1,10	1,19	1,23

Tabela 5.5 – Comparação dos valores para o coeficiente de força lateral do CAARC, valores rms

Dados Experimentais para CL						
$\theta$ (°)	Escoamento	[1]	[2]	[3]	[4]	[5]
0	p=0,11	0,24	-	-	0,32	0,34
0	p=0,23		-	-	0,27	0,29
90	p=0,11	0,30	-	-	0,26	0,31
90	p=0,23		-	-	0,22	0,21

Onde:

[1] = Obasaju (1992), vento suave e turbulento, respectivamente;

[2] = Whitbread(1990), vento suave e turbulento, respectivamente;

[3] = NBR 6.123, figuras 4 e 5, respectivamente;

[4] = Presente trabalho, com  $\theta = 0^\circ$  e  $\theta = 90^\circ$ ;

[5] = Presente trabalho, com  $\theta = 180^\circ$  e  $\theta = 270^\circ$ .

No que tange aos modelos com cantos modificados, encontra-se em Tamura e Miyagi (1999) uma investigação que busca comparar, para cantos arredondados e chanfrados, o comportamento que os coeficientes aerodinâmicos apresentariam em relação a um modelo com geometria retangular com dimensões básicas de 50x50mm. Os pesquisadores concluíram em sua pesquisa, que os cantos chanfrados foram capazes de reduzir, em casos tridimensionais, o valor do coeficiente de arrasto em 32%, para vento suave, e para vento



turbulento, em até 33% quando a fachada do modelo se situa perpendicularmente em relação ao vento. No que concerne a avaliação do coeficiente de força lateral, Tamura e Miyagi (1999) apontam que há uma redução significativa com os cantos modificados. A redução nesse coeficiente aerodinâmico chega a aproximadamente 50% do valor da geometria retangular, em casos de vento suave, e para turbulento em 43%.

Tomando como referência, os valores apontados por Tamura e Miyagi (1999) e fazendo uma comparação com os resultados experimentais encontrados neste trabalho (apesar de ambos os trabalhos avaliarem modelos distintos), é possível notar que os coeficientes de arrasto encontrados nos modelos modificados chegam a apresentar redução de 36% para a menor fachada do modelo e de 32% para a maior fachada, quando se compara com o modelo básico do CAARC. Na força lateral, encontrou-se reduções nos valores da ordem de 34% para a menor fachada e de até 56% para a maior fachada do modelo chanfrado, em média. Os apontamentos dados aqui mostram apenas um padrão de comportamento que a modificação de canto propicia. Nesse sentido, ambas as pesquisas indicam que as modificações geram impactos importantes no comportamento aerodinâmico, além de apresentarem reduções/aumentos em patamares, relativamente, próximos. Logo, através dos resultados apontados em ambas as pesquisas pode se afirmar que as modificações de forma melhoram a performance aerodinâmica de uma edificação e auxiliam na redução dos esforços gerados pela ação do vento.

## 5.2 ANÁLISE ENTRE RESULTADOS EXPERIMENTAIS

A seguir serão apontadas as análises feitas acerca dos coeficientes aerodinâmicos e distribuição de pressões no envelope externo dos modelos.

### 5.2.1 Coeficientes aerodinâmicos

Analisando os coeficientes de arrasto médio para o perfil de lei de potência com  $p=0,11$ , pode-se verificar que ambas as modificações nas arestas reduzem significativamente a força de arrasto gerada pelo escoamento. Em geral, os resultados obtidos mostram que para todos os ângulos ensaiados, as modificações reduzem o arrasto, e essa redução varia de 10% a 40% em relação aos valores encontrados para o modelo do CAARC.

No que se refere a qual geometria apresentou o melhor comportamento aerodinâmico, não se verifica uma superioridade evidente de um tipo de modificação. Nesse ponto, pode-se dizer que os resultados indicam que ambas as alterações possuem um desempenho muito similar para o tamanho de modificação proposto para os modelos reduzidos ensaiados em túnel de vento. O que pode apontar-se é que para alguns ângulos, uma modificação obteve um desempenho pouco superior ao da outra, mas no geral, o comportamento do coeficiente de arrasto se manteve, relativamente, igual para as duas alterações. Os resultados encontrados para o arrasto de todos os modelos e ângulos investigados seguem sintetizados na figura 5.19.

Na avaliação das forças laterais, houve uma diferença substancial nos resultados, onde se verificou que para alguns ângulos ocorre o aumento das forças laterais para os modelos com modificações, e em outros, reduções significativas. Analisando os resultados (figura 5.19 e Apêndice), nota-se que para alguns ângulos, as reduções nas forças laterais chegam a patamares de até 70% em relação ao modelo do CAARC. Acrescenta-se ainda que para a maioria dos ângulos analisados, a redução no coeficiente de força lateral para ambas as modificações prevalece. E comparando os valores obtidos entre as duas alterações propostas, a força lateral é, em geral, menor para a configuração com cantos em degrau. Em função dos resultados, nota-se que os cantos com chanfros apresentaram forças laterais um pouco superiores para alguns ângulos, no entanto, para esses mesmos ângulos, o modelo do CAARC apresentou coeficientes de força lateral mais altos. Além disso, o modelo com chanfros foi o que obteve o menor  $C_L(\text{rms})$  entre todos os modelos.

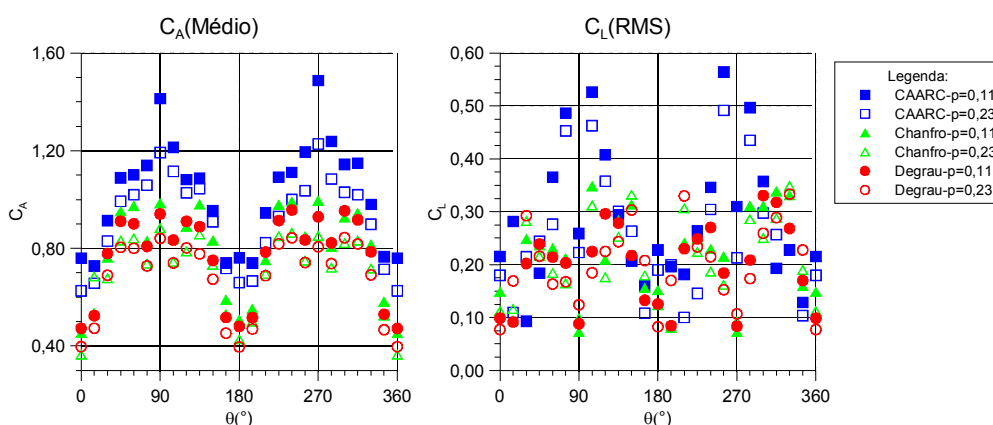


Figura 5.19 – Resumo dos coeficientes de arrasto ( $C_A$ ) e força lateral ( $C_L$ ) dos modelos, valores médios e rms no tempo e por ângulo

Analisando os resultados a partir do ponto de vista das diferentes rugosidades impostas nos ensaios dos modelos, viu-se que em termos do arrasto, o modelo degrau é mais sensível à

troca de rugosidade, apresentando uma redução média para todos os ângulos ensaiados de 12%, ao passo que os demais modelos ficaram na faixa de 10,4%. A maior redução no arrasto verificada foi para a configuração com chanfros e a menor para o modelo retangular. As modificações desempenham um papel importante na redução das forças laterais, assim como a rugosidade, que em certos ângulos diminui os coeficientes, mas que em outros, os aumenta.

## 5.2.2 Isolinhas de coeficientes de pressão

Aqui serão apontadas as análises feitas acerca da distribuição das pressões nas fachadas dos modelos. A análise aqui feita é dividida em três partes: uma destina-se a análise das pressões à barlavento (frontal), outra à sotavento (posterior) e por fim nas laterais dos modelos.

### 5.2.2.1 Barlavento (frontal)

Quanto ao comportamento das isolinhas de pressões médias, pode-se ver que à barlavento dos modelos com modificações, nas arestas ocorrem zonas de alta sucção, ao passo que para o modelo do CAARC, estas mesmas zonas, sofrem em suma, somente sobrepressões. Assim, ao analisar a distribuição das isolinhas de pressões, verifica-se que a diminuição no coeficiente de arrasto, ver figura 5.19, ocorre um pouco em função dessas regiões de sucção, uma que vez que essas forças com valores consideráveis se opõem às de sobrepressão.

Cabe destacar que as perspectivas e isolinhas apresentadas neste trabalho não apresentam coeficientes abaixo da cota de 50mm dos modelos reduzidos, visto que as tomadas de pressão começam a partir desta cota. Deste modo, preferiu-se não extrapolar os valores de  $c_p$  para regiões não contempladas por tomadas de pressão. Na figura 5.20 são apresentados os diferentes padrões observados nos campos de coeficientes de pressão para os modelos reduzidos.

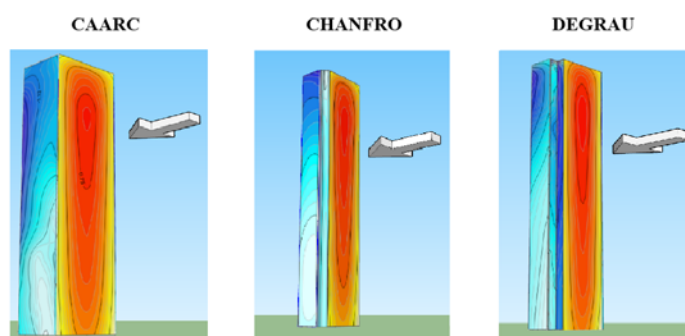


Figura 5.20 – Perspectiva das isolinhas de cps médios na maior fachada dos modelos, barlavento

Em geral, o módulo dos valores das pressões que geram sucção é alto na região à barlavento do modelo, alcançando patamares próximos aos da zona de sobrepressão do centro da fachada. No entanto, apesar da redução no coeficiente de arrasto, as zonas com altas sucções podem ocasionar problemas em elementos de revestimento da fachada de um edifício com características similares às utilizadas neste trabalho.

Nos modelos com cantos modificados, verificou-se um valor pouco menor em relação ao do CAARC para a sobrepressão. Além disso, a menor fachada dos modelos com modificação está sujeita a grandes sobrepressões ao longo de todo o seu comprimento, ao passo que para a geometria do CAARC, as zonas próximas às arestas apresentam valores mais tênues de sobrepressões, e em certos casos até pequenas sucções. Pode-se acrescentar que a transição nos valores de pressão ao longo da altura dos modelos apresenta um comportamento similar e que as maiores sobrepressões, em geral, situam-se a 4/5 da altura dos modelos.

Com o perfil de vento  $p=0,23$ , verifica-se que a zona com maiores coeficientes de sobrepressão continua situada a, aproximadamente, 4/5 da altura dos modelos e que a distribuição de pressões é similar ao perfil com vento  $p=0,11$  ao longo do comprimento da fachada. Contudo, a redução nos valores dos coeficientes de pressão ao longo da altura é mais acentuada para o perfil  $p=0,23$  do que para o  $p=0,11$ , ver figura 5.21.

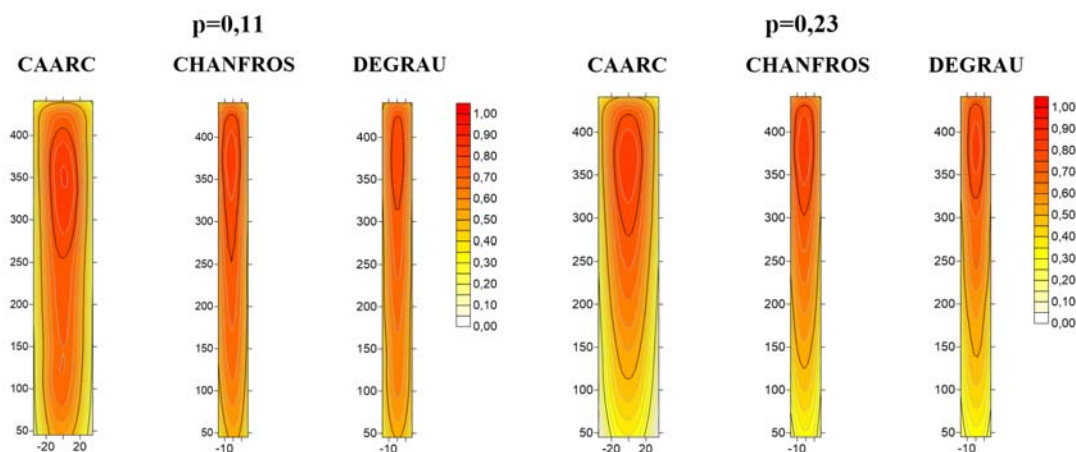


Figura 5.21 – Coeficientes de pressão na menor fachada, barlavento

Analisando as isolinhas de pressão da maior fachada, as zonas de sobrepressão à barlavento dos modelos e perfil de vento com  $p=0,11$  apresentam um comportamento similar entre os três modelos e próximo ao observado para a menor fachada. As maiores zonas de

sobrepressão obtidas para a maior fachada dos modelos apresentam valores da ordem de 90% da pressão dinâmica e padrão de transição de valores de sobrepressão equivalente para todos os modelos.

O mesmo comportamento verificado nas isolinhas com  $p=0,11$  da maior fachada dos modelos é visto no perfil de velocidade média com  $p=0,23$ , podendo-se notar que os valores extremos de sobrepressão são similares para as três geometrias. Deve acrescentar-se ainda que entre os dois perfis de vento adotados na investigação, para o perfil com  $p=0,23$ , as sobrepressões nas zonas mais baixas dos modelos são, novamente, menores do que para o perfil  $p=0,11$ . Na figura 5.22, que segue abaixo, são exibidos os cps para a maior fachada dos modelos.

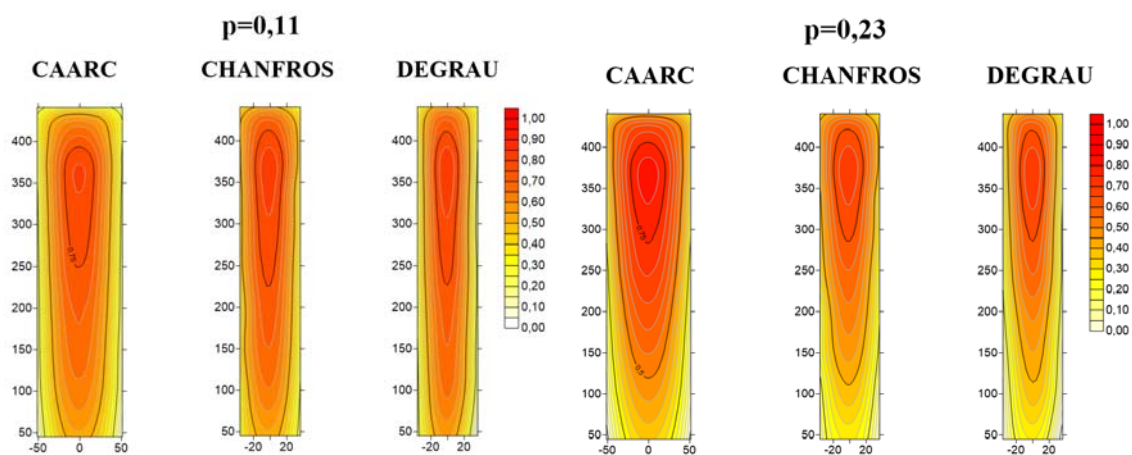


Figura 5.22 – Coeficientes de pressão na maior fachada, barlavento

### 5.2.2.2 Sotavento (posterior)

À sotavento da edificação, as regiões com modificações nas arestas, assim como a geometria retangular, apresentam somente coeficientes de sucção, ver figura 5.23.

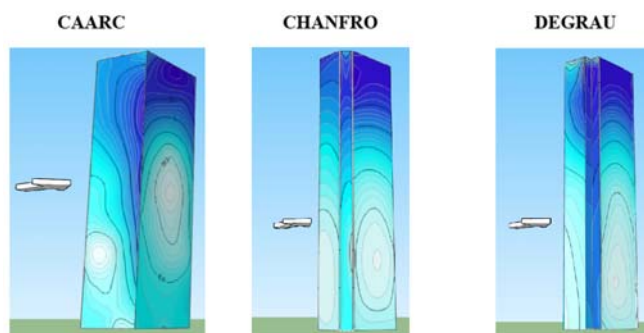


Figura 5.23 – Perspectiva das isolinhas de coeficiente de sucção média, sotavento e lateral

O padrão de transição das sucções para ambos os modelos se mostra similar para a menor fachada, indicando apenas uma ligeira divergência na amplitude dos valores de coeficientes de sucção, conforme se verifica na figura 5.24.

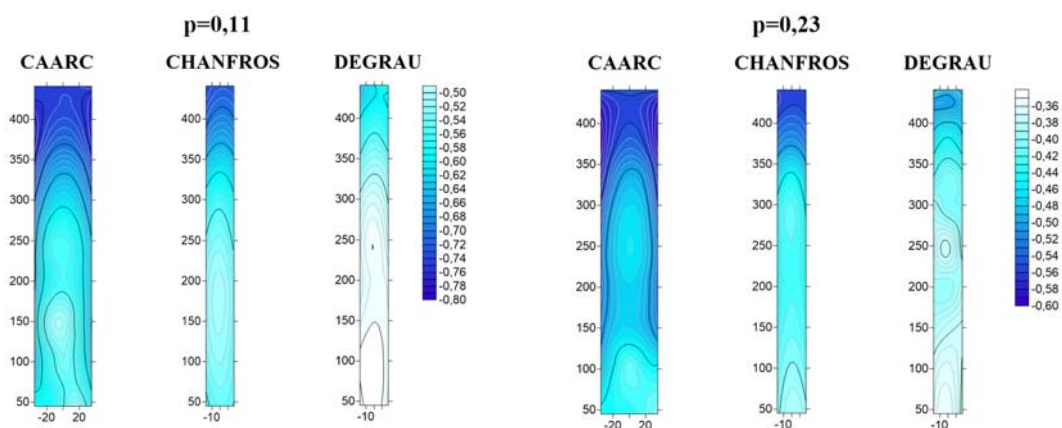


Figura 5.24 – Coeficientes de pressões na menor fachada, sotavento

À medida que o perfil de vento apresenta uma maior rugosidade, verifica-se que há reduções nos picos dos coeficientes de sucção médios para os três modelos e nota-se no modelo do CAARC, coeficientes de sucção com os maiores valores obtidos para as regiões próximas aos cantos vivos da fachada.

Para a maior fachada dos modelos, situada perpendicularmente à direção do vento, aparecem os maiores coeficientes de sucção determinados. E observando os modelos com arestas modificadas, nota-se que os picos e zonas de altas sucções são menores do que os do modelo do CAARC. Na figura 5.25, seguem os campos de coeficientes de sucção para os três modelos estudados.

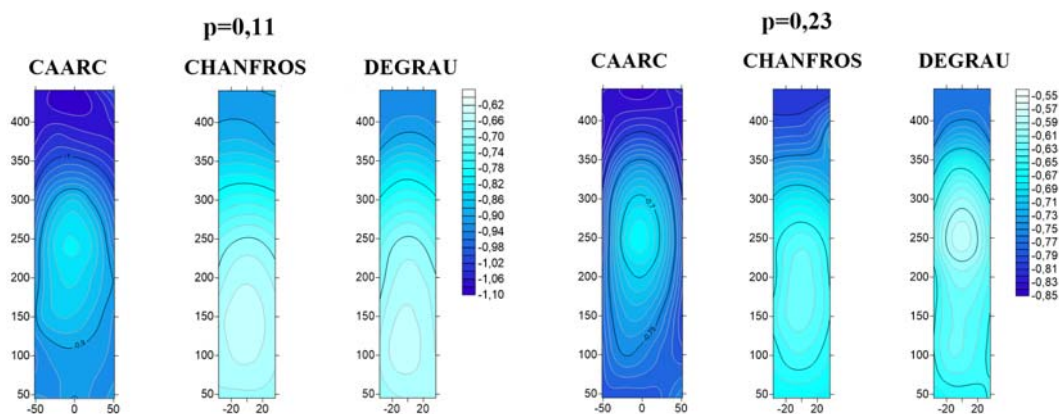


Figura 5.25 – Coeficientes de pressões na maior fachada, sotavento

Para o perfil com  $p=0,23$ , nota-se que, assim como para a menor fachada sob ação do vento, os picos de sucção são atenuados e que para os três modelos, o pico de sucção possui valores próximos para ambos os modelos. De forma geral, pode-se apontar que as maiores sucções para todos os modelos, orientações das fachadas e perfis estudados sugerem que os picos de sucção ocorrem na metade superior dos modelos, uma vez que as zonas de menor pressão se situam entre o centro e a 1/3 da altura do modelo.

### 5.2.2.3 Laterais

Nestas regiões do modelo verifica-se que as maiores sucções que ocorrem estão em zonas mais altas e, analisando as figuras 5.26 e 5.27, evidencia-se uma transição suave entre as zonas de alta sucção para as de moderada a pequena. No entanto, os valores encontrados entre os diferentes modelos divergem um pouco em ordem de grandeza.

Das isolinhas obtidas, verifica-se que as sucções mais leves são, em geral, as dos modelos com modificações, sendo que os maiores valores obtidos para a sucção média ocorrem nestes mesmos modelos. Nesse sentido, os elementos situados nas zonas que contêm altos valores de sucção necessitarão de maior robustez em relação aos empregados no modelo retangular para estas mesmas regiões.

Para o perfil com  $p=0,23$ , verifica-se um comportamento similar ao apresentado pelo perfil  $p=0,11$ . No entanto, há uma maior amplitude nos valores dos coeficientes de sucção, juntamente com valores de sucção mais amenos.

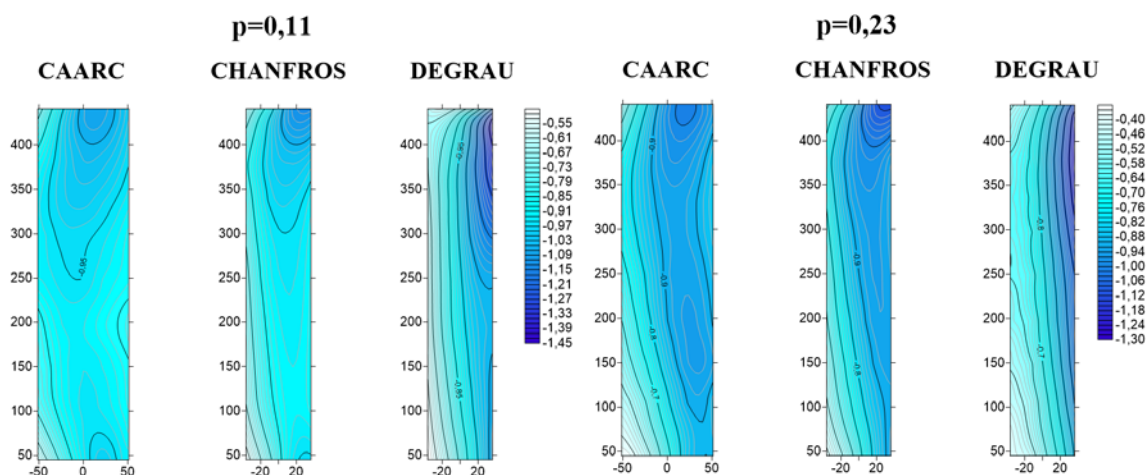


Figura 5.26 – Coeficientes de pressão na menor fachada, laterais

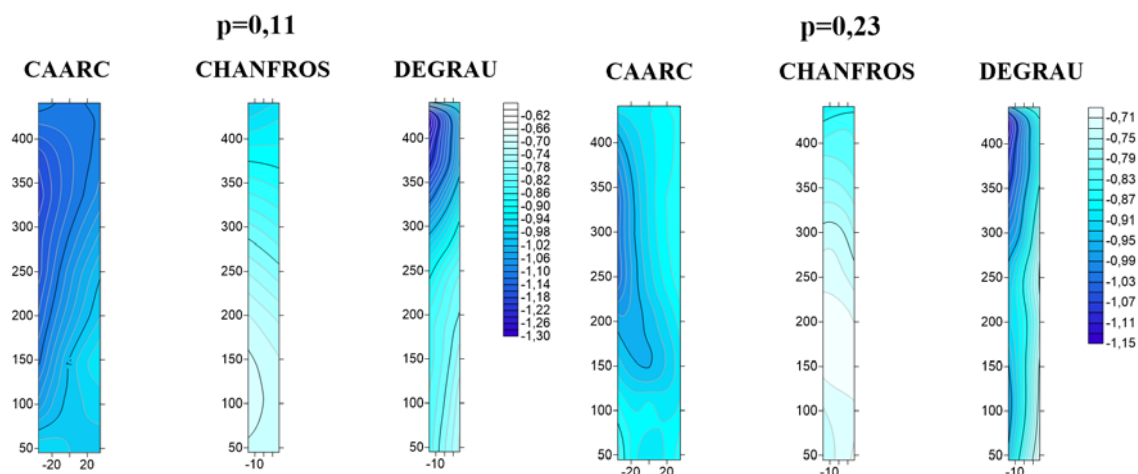


Figura 5.27 – Comparação de pressões para a maior fachada, laterais

### 5.3 RESULTADOS NUMÉRICOS

Neste item serão apontados os resultados pertinentes às simulações numéricas bi e tridimensionais. Inicialmente, serão comentados os estudos de malha realizados na obtenção de convergência de resultados, passando após para os resultados obtidos para os coeficientes aerodinâmicos, distribuição de pressões e para os casos tridimensionais, o campo de velocidades a 1,5m de altura (do piso computacional e próximo ao entorno dos modelos) também. Salienta-se que as simulações numéricas apresentadas nesse item foram feitas utilizando os ambientes de processamento paralelo disponibilizados pelo CESUP-UFRGS e CENAPAD-UNICAMP/SP.

#### 5.3.1 Modelos seccionais

Inicialmente, procedeu-se a determinação do tamanho e número de elementos necessários para que a convergência numérica de resultados fosse atingida, isto é, nos coeficientes aerodinâmicos. Nesse sentido, em um estudo preliminar, elaborou-se 3 malhas para cada um dos 9 modelos investigados na análise seccional. Nesse estudo, visou-se obter a configuração ideal de nós e elementos para cada uma das malhas, tomando como critério de medida da qualidade dos resultados, a discrepância máxima de 5% entre os valores encontrados para os coeficientes aerodinâmicos médios e rms entre malhas. Os resultados obtidos para o número de elementos (E) e de nós (N) seguem na tabela 5.6 e logo abaixo na figura 5.28, são ilustradas, em vermelho, as zonas das malhas seccionais que sofreram acréscimos no número



de elementos e nós, assim como também é exibido um detalhe das regiões próximas as arestas para as três formas geométricas avaliadas, onde também se realizou refinamentos na malha.

Tabela 5.6 – Estudo de qualidade da malha nos casos seccionais

Malha	Arrasto Médio - (CA)								
	CAARC	Chanf. 1,5m	Chanf. 3,0m	Chanf. 4,5m	Chanf. 6,0m	Deg. - 1,5m	Deg. - 3,0m	Deg. - 4,5m	Deg. - 6,0m
1	2,753	2,263	2,010	1,910	1,973	1,837	1,799	1,752	1,947
2	2,522	2,103	1,846	1,685	1,731	1,790	1,797	1,694	1,850
3	2,569	2,219	1,857	1,644	1,773	1,808	-	-	1,534

Malha	Força Lateral (RMS) - (CL (RMS))								
	CAARC	Chanf. 1,5m	Chanf. 3,0m	Chanf. 4,5m	Chanf. 6,0m	Deg. - 1,5m	Deg. - 3,0m	Deg. - 4,5m	Deg. - 6,0m
1	1,198	1,338	1,023	0,863	1,517	0,848	0,795	0,862	0,970
2	1,152	1,272	0,904	0,830	1,475	0,758	0,823	0,884	1,018
3	1,438	1,222	0,942	0,847	0,907	0,783	-	-	1,085

CAARC: Malha1 – N= 54160/E=26775; Malha2 – N= 96610/E=47850; Malha3 – N=130150/E=64500.  
Chanfro: Malha1 – N= 68300/E= 33800; Malha2 – N= 95720/E= 47400; Malha3 – N= 125960/E= 62400.  
Degrau: Malha1 – N= 98920/E= 49000; Malha2 – N= 133160/E= 66000; Malha3 – N= 169000/E= 83800.

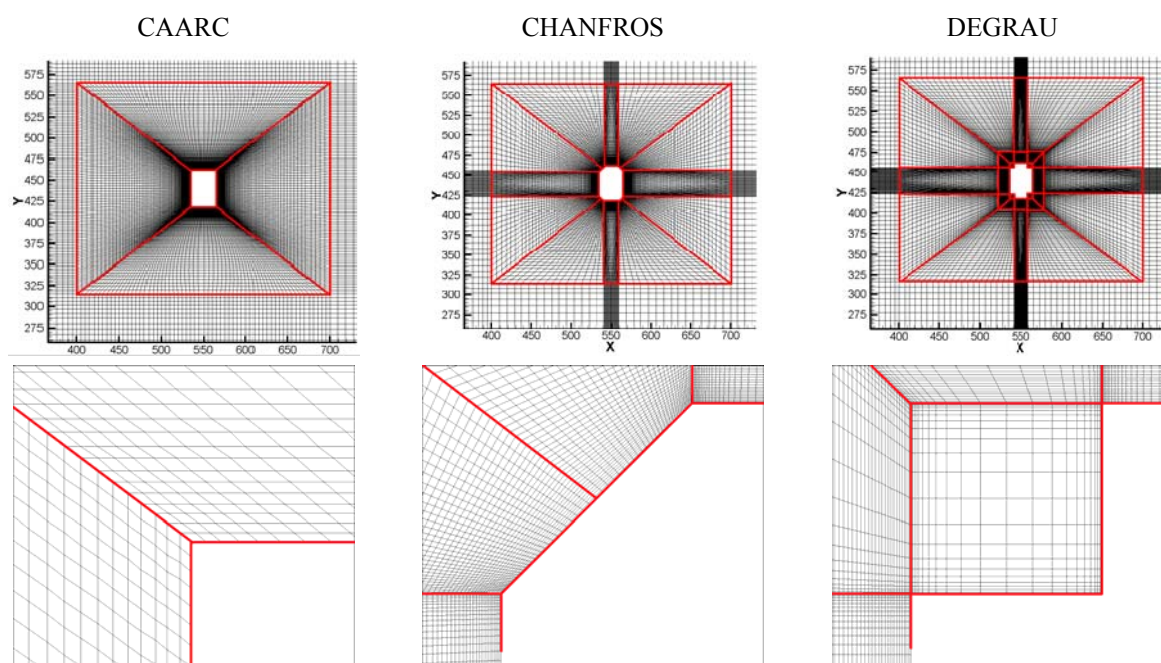


Figura 5.28 – Zonas de refinamentos (em vermelho) nas malhas seccionais e nos cantos do corpo

A partir da determinação da configuração de malha e número de elementos e nós necessários, pode-se determinar os resultados para o plano X-Y. Contudo, novas malhas foram geradas com vistas a capturar o efeito da turbulência no escoamento na direção Z, utilizando-se para isso 5 elementos na altura da malha. Na tabela 5.7 são apontados o número de elementos e nós finais que são pertinentes às novas malhas elaboradas. Também nesta mesma tabela são apontados os menores tamanhos de elementos contidos em cada caso estudado.

Tabela 5.7 – Características das malhas seccionais

Malha	Nós	Elementos	$\Delta x_{\min}$ (cm)	Malha	Nós	Elementos	$\Delta x_{\min}$ (cm)
Normal	289830	239250	7,78	-	-	-	-
Chanfro - 1,5m	287160	237000	3,66	Degrau - 1,5m	410340	339000	2,30
Chanfro - 3,0m	287160	237000	4,22	Degrau - 3,0m	399480	330000	3,97
Chanfro - 4,5m	377880	312000	4,22	Degrau - 4,5m	399480	330000	5,39
Chanfro - 6,0m	377880	312000	5,65	Degrau - 6,0m	318360	263000	5,47

Nas figuras 5.29 a 5.33, apresentadas logo abaixo, tem-se que (a) indica as linhas de corrente do escoamento para o campo médio de velocidades, (b) indica os campos de velocidade próximo ao corpo, em m/s e (c) representa os campos de pressão média, em Pa, sendo que todos os campos apresentados são referentes ao plano médio da malha ( $Z=0,5m$ ). Ao final das figuras são apresentados os coeficientes aerodinâmicos dos modelos. Salienta-se que o tempo físico de simulação do escoamento nos casos seccionais foi de 300s, sendo os campos médios calculados ao longo dos últimos 100s. Aponta-se também que nessa análise não se utilizou flutuações na corrente incidente.

Com os resultados, viu-se que o modelo do CAARC apresenta formação de zonas de recirculação nas laterais e que ao fundo do modelo é gerado um grande vórtice. No que tange aos campos de pressão, verificou-se que as maiores pressões de sucção nas laterais são situadas em zonas mais à sotavento do modelo e que na parte posterior do mesmo, as pressões começam a apresentar valores inferiores aos vistos nas laterais. Na figura 5.30 seguem as linhas de corrente, campos de pressão e coeficientes aerodinâmicos obtidos para a malha com geometria do CAARC.

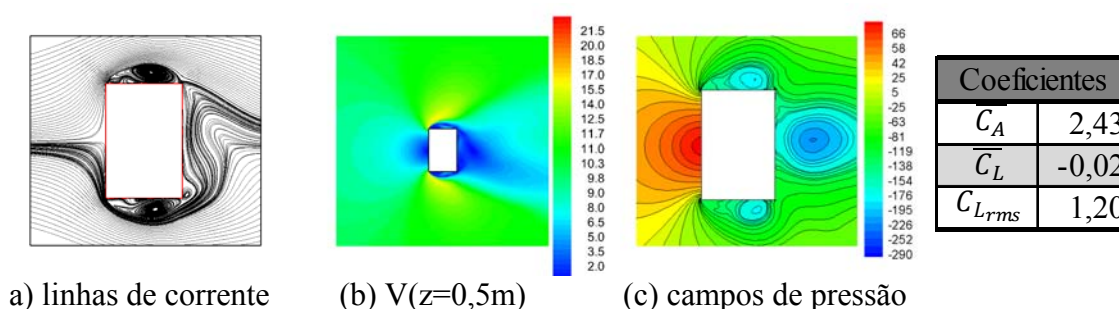


Figura 5.29 – Resultados da malha seccional do CAARC

Para as modificações de 5%, os resultados apontam que as linhas de corrente e campos de pressão tendem a ser parecidos com os obtidos para o modelo retangular. Os coeficientes aerodinâmicos apresentaram valores ligeiramente inferiores aos do CAARC, havendo uma

pequena redução no arrasto para o modelo chanfrado e uma mais substancial para o modelo degrau, tanto no arrasto quanto na força lateral. Abaixo segue a figura 5.30 que ilustra primeiramente os resultados obtidos para o modelo com chanfros e abaixo para o modelo com cantos do tipo degrau.

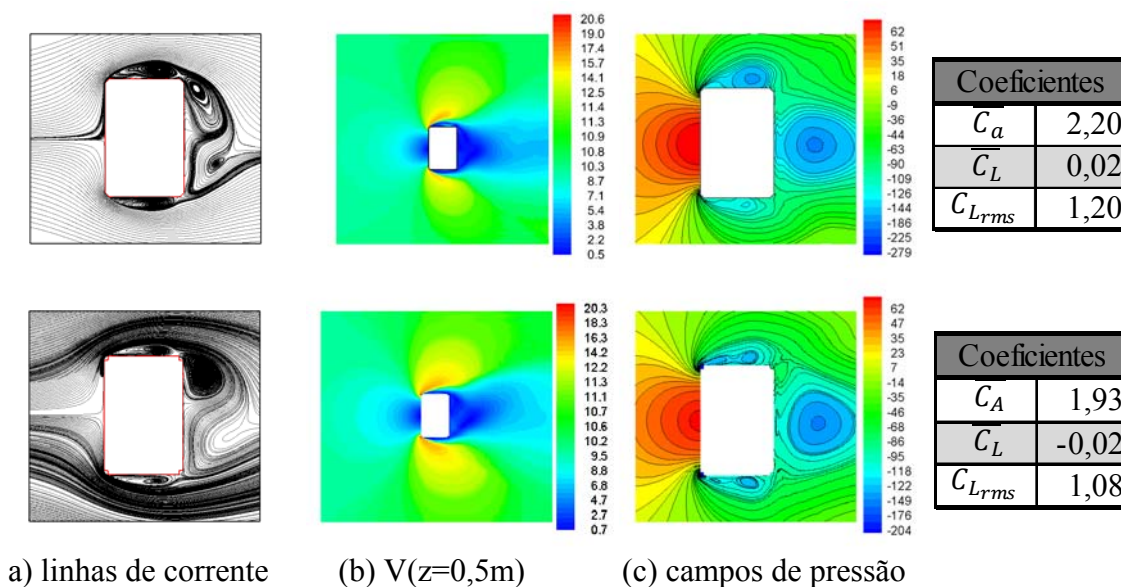


Figura 5.30 – Resultados para modificação de 5%, chanfro e degrau

Aumentando as modificações para o patamar de 10%, verifica-se que os coeficientes aerodinâmicos começam a apresentar reduções significativas em relação aos modelos apresentados anteriormente, assim como observa-se um incremento no  $St$ . As linhas de corrente e isolinhas de pressão deixam de ser similares as do CAARC, ver figura 5.31.

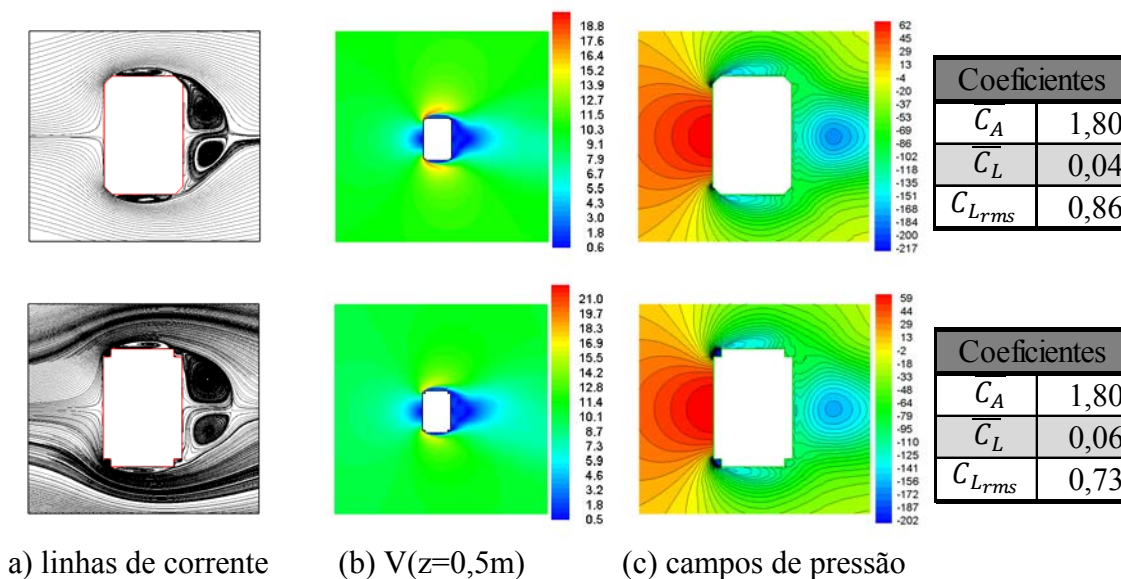


Figura 5.31 – Resultados para modificação de 10%, chanfro e degrau

No patamar de 15% verifica-se uma redução ainda maior no arrasto, contudo, nota-se também que a força lateral fica próxima à obtida nas modificações de 10%. As linhas de corrente apresentam zonas de recirculação lateral menores do que às apresentadas na figura 5.31. Os campos de pressão exibem características comuns às observadas nas modificações anteriores. Pode-se se dizer que a maior diferença observada foi quanto à redução no coeficiente de arrasto médio do modelo.

Na figura 5.32 seguem os resultados obtidos para modificações na faixa de 15% de extensão.

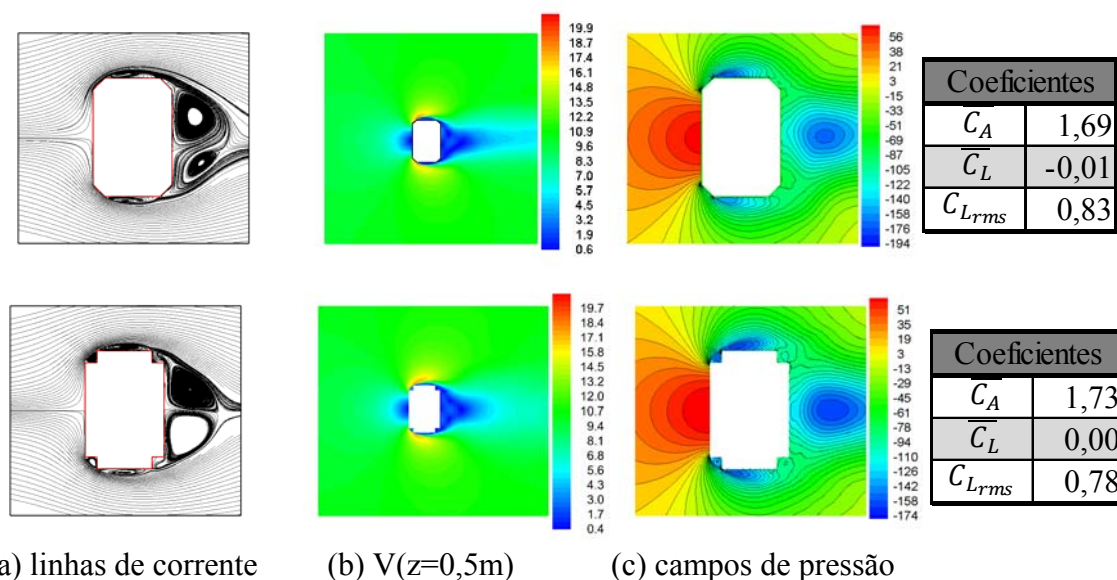


Figura 5.32 – Resultados para modificação de 15%, chanfro e degrau

Com modificações da ordem de 20%, os resultados obtidos para os campos de velocidades mostram o escoamento mais colado ao corpo e uma menor zona de recirculação na lateral. No entanto, as isolinhas de pressão indicam um comportamento próximo ao averiguado para a modificação de 15%.

Apesar da similitude entre os campos de pressão, para a configuração com 20% houve aumento nos coeficientes aerodinâmicos. Os resultados obtidos para essa faixa de modificação seguem na figura 5.33.

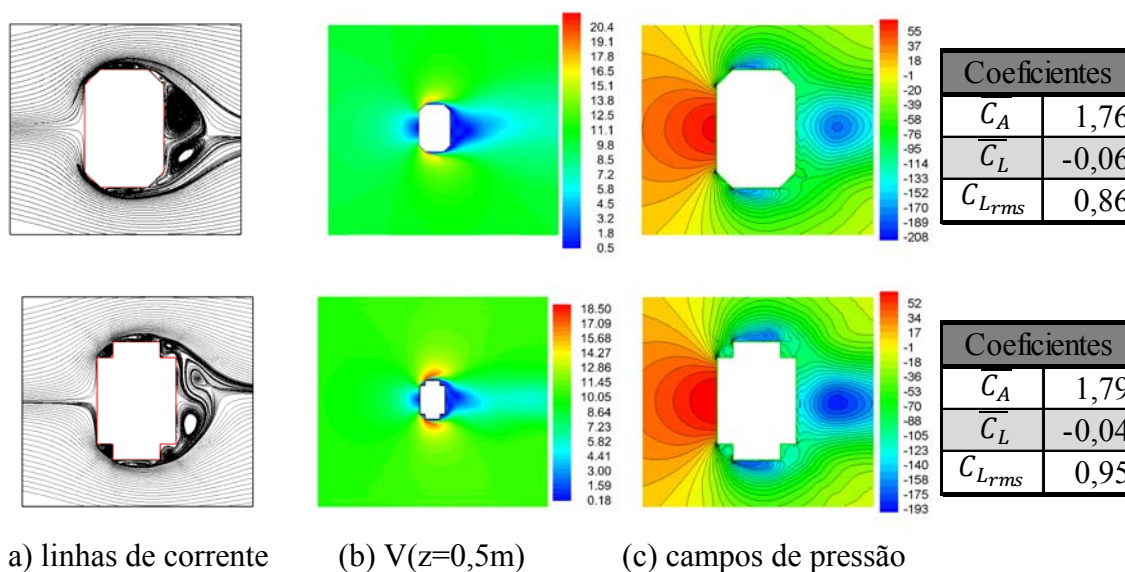


Figura 5.33 – Resultados para modificação de 20%, chanfro e degrau

### 5.3.2 Modelos tridimensionais

A partir do estudo de qualidade das malhas realizado no item anterior, utilizou-se a mesma configuração ideal obtida no plano X-Y para os modelos tridimensionais. No entanto, para a distribuição ao longo da altura da malha, ou seja, no eixo Z, preliminarmente, fez-se estudos utilizando 80 e 100 elementos nesta direção. Deste modo, pode-se averiguar a convergência dos resultados na simulação numérica e compará-los com os resultados obtidos via experimento em túnel de vento. Ao todo foram confeccionadas 4 malhas tridimensionais, uma para cada modelo com perfil de vento  $p=0,11$  e uma malha para o modelo do CAARC contendo um perfil de velocidade médias com expoente  $p=0,23$ . Abaixo na figura 5.34, são apontados os coeficientes aerodinâmicos obtidos pelas diferentes malhas elaboradas.

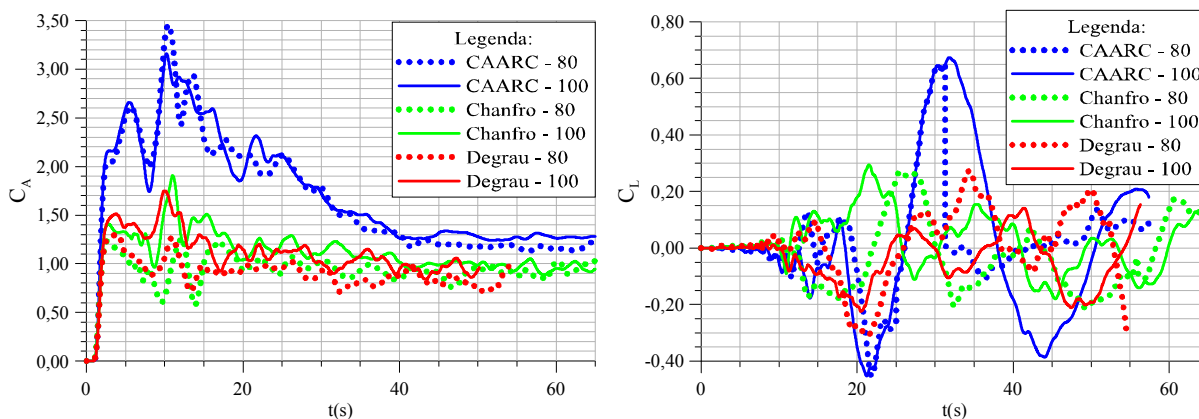


Figura 5.34 – Estudo de qualidade de malha, caso tridimensional

Averiguou-se, a partir da figura 5.34, que a malha contando com 100 elementos ao longo da altura possui resultados nos coeficientes aerodinâmicos mais próximos aos determinados experimentalmente. Logo, decidiu-se utilizar esse critério de distribuição nas malhas da simulação numérica tridimensional. Na tabela 5.8, que segue imediatamente abaixo, são apresentadas as características finais das malhas tridimensionais confeccionadas:

Tabela 5.8 – Características das malhas tridimensionais

Malha	Quantidade		Dimensão (m)		Condições de Contorno - Nós			Pressão
	Elementos	Nós	Menor	Maior	Velocidade			
					em X	em Y	em Z	
CAARC	4.716.000	4.785.531	0,0776	76,1	115311	115311	125631	13231
Chanfrado	5.048.000	5.141.471	0,0565	80,3	127131	127131	174621	12221
Degrau	6.080.000	6.175.966	0,0547	80,3	128626	128626	179621	12221

Cabe salientar que a simulação numérica destas malhas foi realizada até 120s, sendo os campos médios calculados nos últimos 20s físicos de processamento. Ainda se aponta que para o perfil de vento com rugosidade ( $p$ ) de 0,11, negligenciaram-se as propriedades de turbulência do escoamento, visto que estas são pequenas em relação às características médias do mesmo. Contudo para a malha do CAARC com  $p=0,23$ , as propriedades de turbulência do escoamento foram ajustadas conforme dados experimentais do túnel de vento, ver tabela 4.1 e figura 2.7.

Os resultados pertinentes ao modelo do CAARC são apresentados nas figuras 5.35 a 5.37. Logo abaixo seguem os coeficientes de arrasto e força lateral do CAARC para  $p=0,11$ .

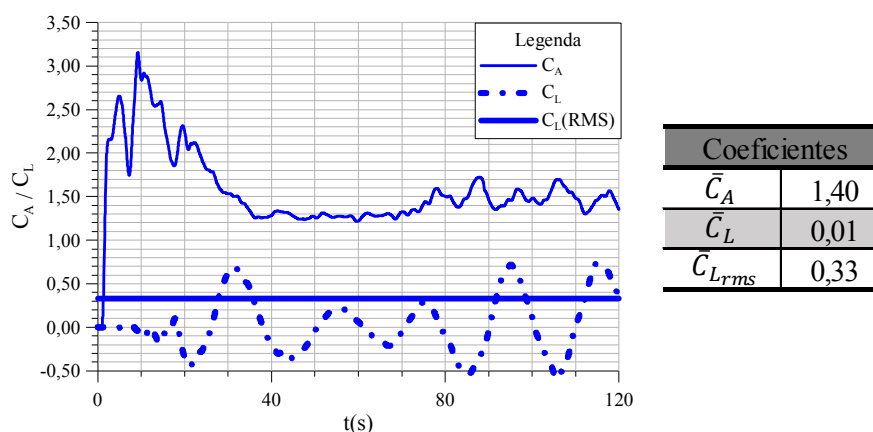


Figura 5.35 – Coeficientes aerodinâmicos do CAARC,  $p=0,11$

Na figura 5.36, seguem as isolinhas de coeficientes de pressão obtidas na simulação numérica. São apresentadas as regiões a barlavento, lateral e à sotavento do modelo, respectivamente.

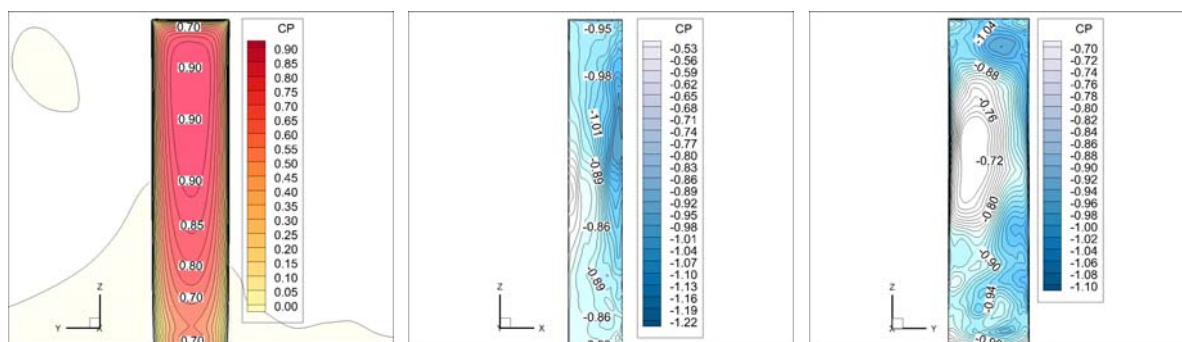


Figura 5.36 – Vista dos coeficientes de pressão do CAARC,  $p=0,11$

Na figura 5.37 são mostradas as linhas de corrente do modelo, à esquerda, formação *horseshoe*, ao centro, e campos de velocidade a  $h(Z)=1,5\text{m}$  do piso computacional, à direita.

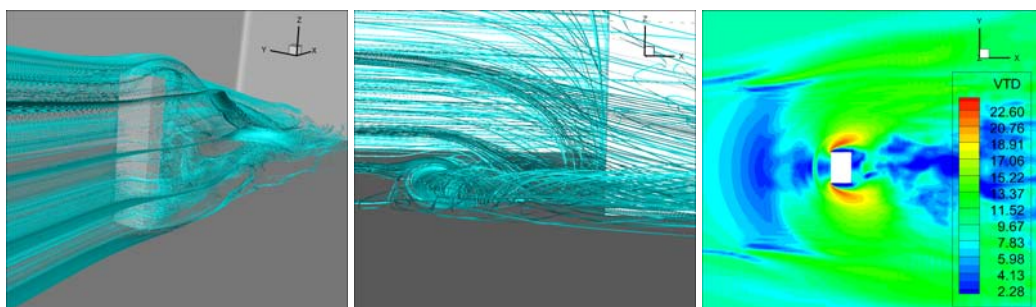


Figura 5.37 – Vistas das linhas de corrente próximas ao modelo, formação de *horseshoe* e campos de velocidade média em  $v(z=1,5\text{m})$  do CAARC,  $p=0,11$

Os resultados pertinentes ao modelo chanfrado com  $p=0,11$  são apresentados nas figuras 5.38 a 5.40. Logo abaixo seguem os coeficientes de arrasto e força lateral do modelo.

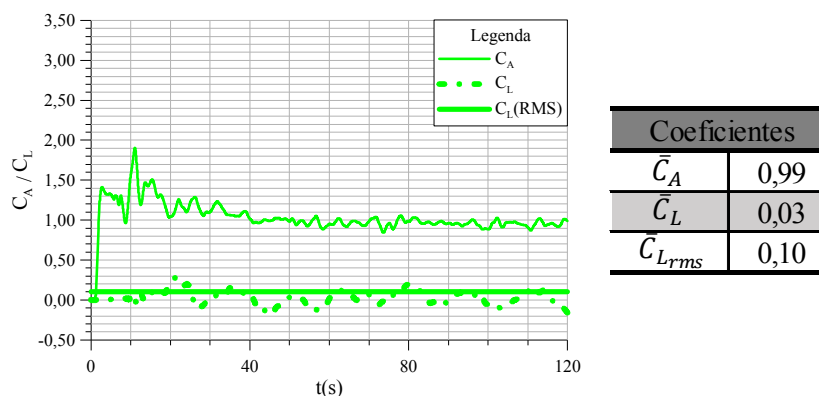


Figura 5.38 – Coef. aerodinâmicos do modelo chanfrado,  $p=0,11$

Na figura 5.39, seguem as isolinhas de cps obtidas para o modelo chanfrado. São apresentadas as regiões à barlavento, lateral e à sotavento do modelo, respectivamente.

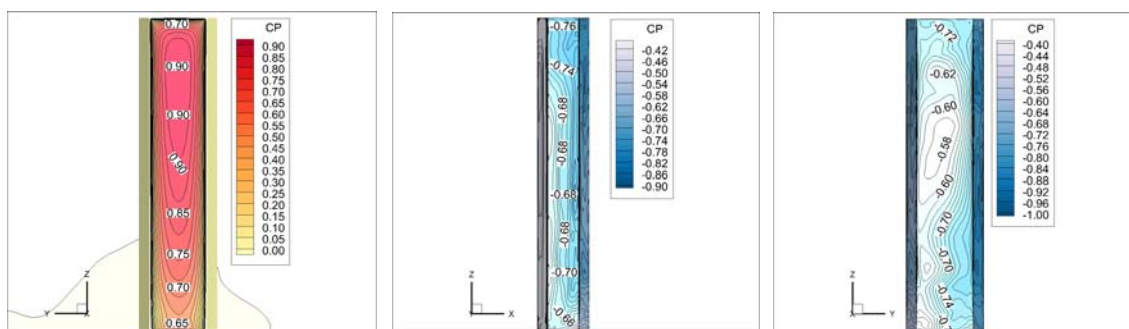


Figura 5.39 – Vista dos coeficientes de pressão do modelo chanfrado,  $p=0,11$

Na figura 5.40 são mostrados as linhas de corrente e os campos de velocidade a 1,5 m de altura do piso computacional para o modelo chanfrado.

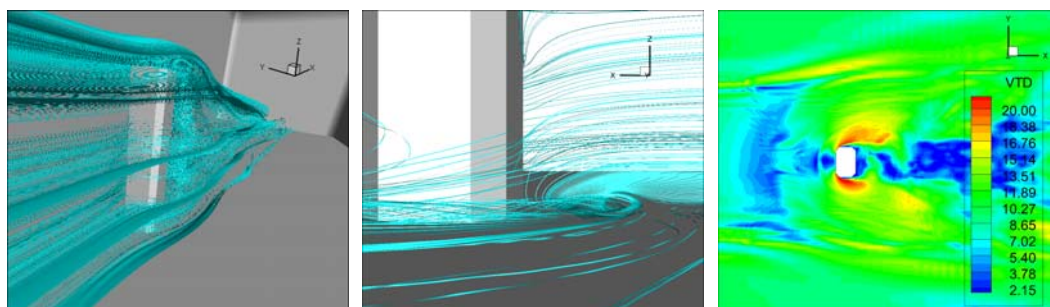


Figura 5.40 – Vista das linhas de corrente e campos de velocidade média,  $v(z=1,5m)$  do modelo chanfrado,  $p=0,11$

Os resultados pertinentes ao modelo degrau com  $p=0,11$  são apresentados nas figuras 5.41 a 5.43. Logo abaixo seguem os coeficientes de arrasto e de força lateral do modelo.

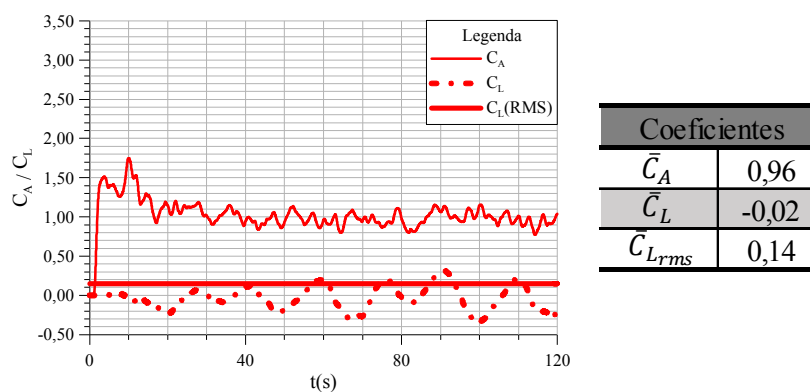


Figura 5.41 – Coeficientes aerodinâmicos do modelo degrau,  $p=0,11$



Abaixo, na figura 5.42, seguem as isolinhas de coeficientes de pressão obtidas para o modelo degrau na simulação numérica.

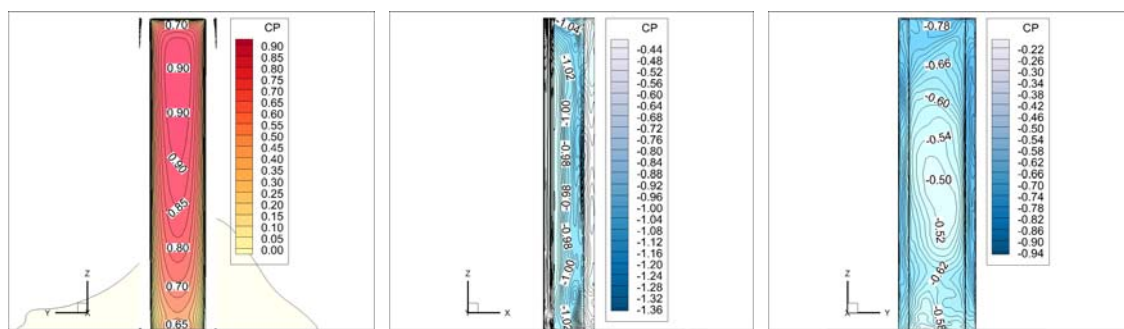


Figura 5.42 – Vista dos coeficientes de pressão do modelo degrau,  $p=0,11$

Na figura 5.43 são exibidos as linhas de corrente e os campos de velocidade a 1,5 m de altura do piso computacional para o modelo degrau.

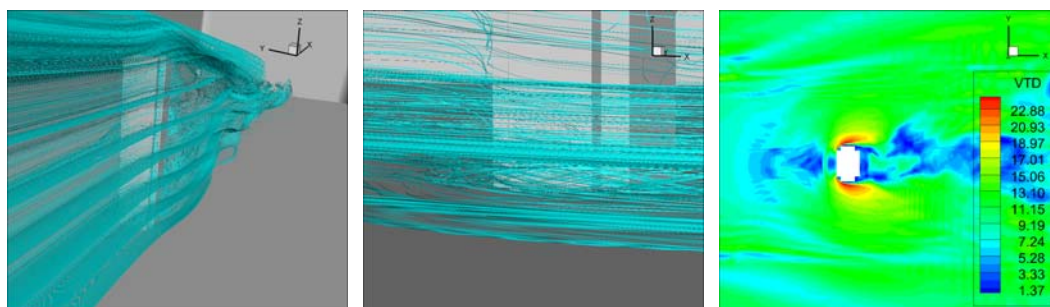


Figura 5.43 – Vista das linhas de corrente e campos de velocidade média,  $v(z=1,5m)$  do modelo degrau,  $p=0,11$

Os resultados pertinentes ao modelo do CAARC com  $p=0,23$  são apresentados nas figuras 5.44 a 5.46. Na figura 5.45, seguem os coeficientes de arrasto e força lateral determinados.

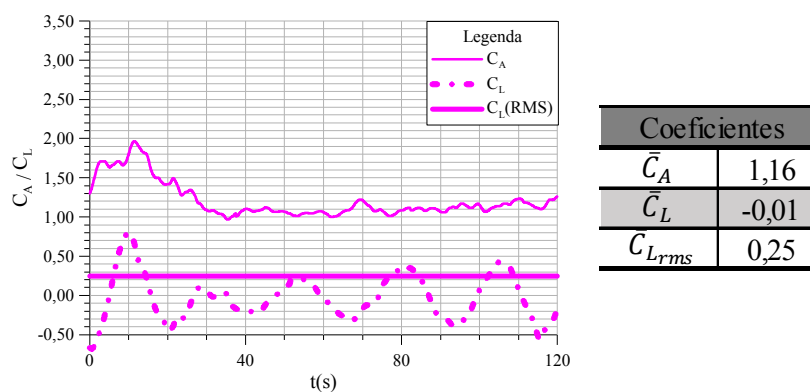


Figura 5.44 – Coeficientes aerodinâmicos do CAARC,  $p=0,23$

Abaixo, na figura 5.45, seguem as isolinhas de coeficientes de pressão instantâneas obtidas na simulação numérica do modelo do CAARC com  $p=0,23$ .

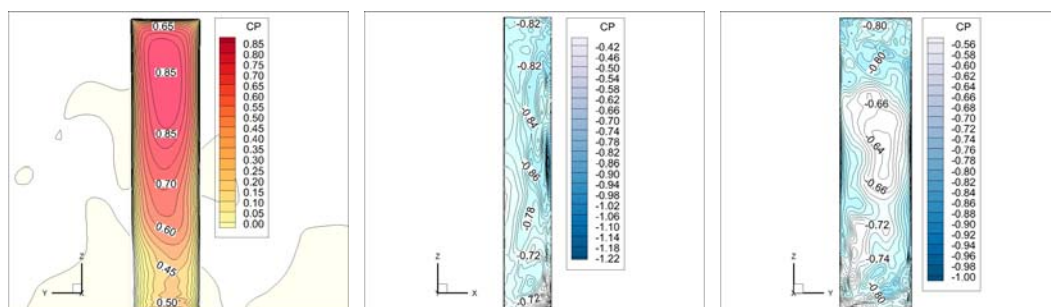


Figura 5.45 – Vista dos coeficientes de pressão do modelo do CAARC,  $p=0,23$

Na figura 5.46 são apresentadas as linhas de corrente e campos de velocidade a 1,5 m de altura do piso computacional para o modelo do CAARC com perfil  $p=0,23$ .

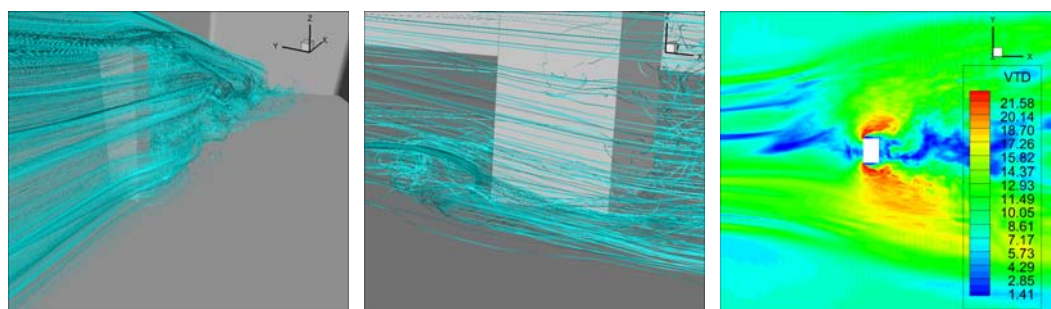


Figura 5.46 – Vista das linhas de corrente e campos de velocidade média,  $v(z=1,5m)$  do CAARC,  $p=0,23$ .

## 5.4 ANÁLISE ENTRE RESULTADOS NUMÉRICOS

Neste item serão comparados os resultados obtidos nos modelos seccionais e tridimensionais. Para os casos seccionais serão comparados os campos médios de pressão, assim como o padrão das linhas de corrente e coeficientes aerodinâmicos. Nos modelos tridimensionais serão apontados os coeficientes aerodinâmicos obtidos, o campo de velocidades próximo ao nível do solo e por fim, os coeficientes de pressão nas fachadas.

### 5.4.1 Modelos seccionais

Na investigação do padrão das linhas de corrente do escoamento, averigua-se que as modificações de canto, à medida que sua extensão é aumentada, alteram o padrão do

escoamento. Já as menores extensões de canto mostraram comportar-se de forma similar ao modelo retangular do CAARC. Abaixo na figura 5.47, segue um demonstrativo do comportamento averiguado para as malhas de menores extensão investigadas.

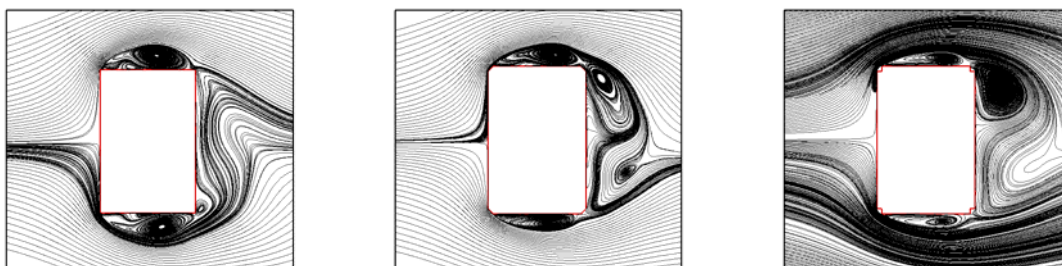


Figura 5.47 – Comparação nas linhas de corrente entre os modelos retangular e modificações de 5%

Como é visto na figura 5.47, a zona de recirculação nas laterais dos modelos tem uma influência maior na região à sotavento do modelo, sendo que a zona de recirculação para os modelos com modificações de canto é menor. Na região posterior dos modelos averigua-se a formação de vórtices alternados similar ao apresentado pelo modelo do CAARC.

Outro fato observado é de que à medida que o tamanho da modificação é aumentado, as zonas de recirculação nas laterais começam a se deslocar para barlavento do modelo e a extensão da modificação passa a influenciar o tamanho que a zona de recirculação possui na lateral. Nesse sentido, à medida que a extensão é aumentada, o comprimento da zona de recirculação é diminuído. Na figura 5.48 são apresentadas as linhas de corrente obtidas para todos os 9 modelos seccionais simulados.

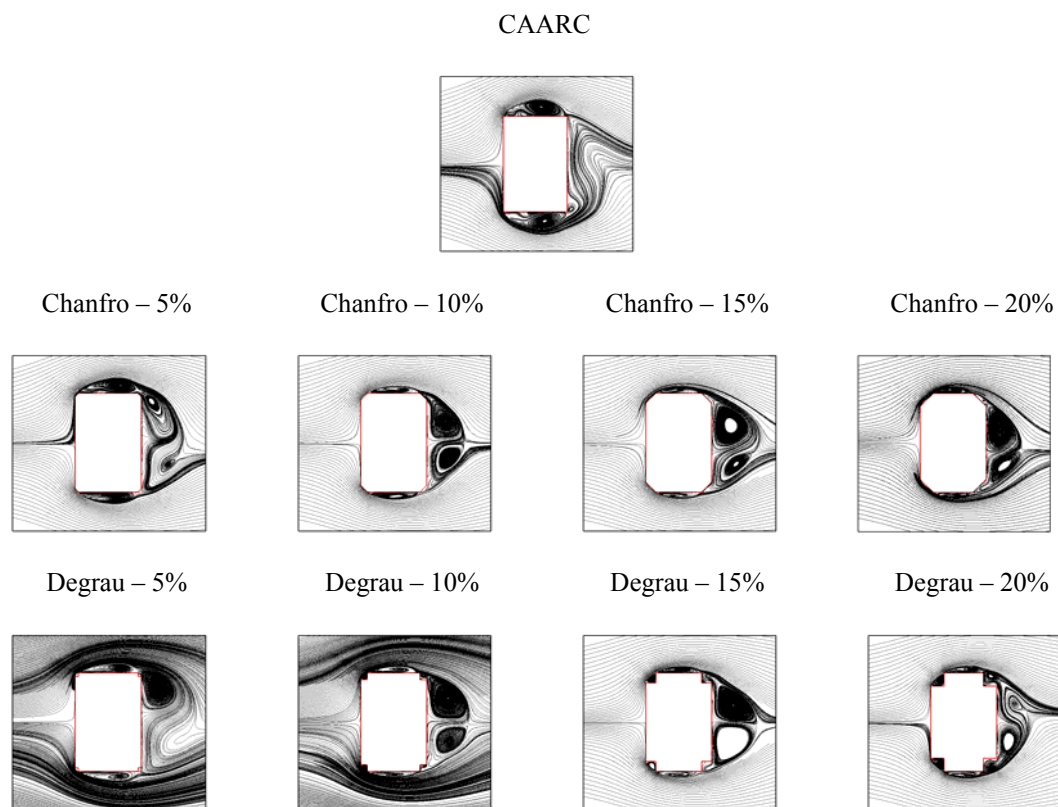


Figura 5.48 – Linhas de corrente de todos os modelos

Entre as modificações, verifica-se que cada uma interfere no escoamento a sua maneira. Nos chanfros, o escoamento apresenta um comportamento mais aerodinâmico, mostrando linhas de corrente mais próximas ao corpo imerso, ao passo que para o modelo degrau averigua-se a formação de 4 zonas de recirculação nas regiões de implementação das modificações, tendo linhas de corrente mais afastadas do corpo. Além de que no modelo chanfrado foram constatadas zonas de recirculação somente nas laterais do mesmo.

No que tange à distribuição de pressões na periferia dos modelos, constata-se novamente, que o comportamento dos modelos com menor extensão de modificação é similar ao do CAARC, tanto que os pontos de maior sucção e isolinhas de pressão, em geral, coincidem em formato. Já com o aumento da extensão da modificação, as maiores sucções se deslocam para barlavento dos modelos.

Averiguando a região à barlavento, ou frontal, dos modelos modificados, verifica-se um comportamento semelhante e em até certo ponto, similar ao modelo do CAARC. No entanto, na zona à sotavento, nota-se diferenças entre o padrão de formação das isolinhas, tanto que nessa região, as pressões de sucção tendem a ser mais suaves para os modelos com

modificações. Uma possível explicação para o comportamento à sotavento dos modelos pode ser retirada das linhas de corrente obtidas, pois para os cantos com chanfro, as isolinhas indicaram uma trajetória menos perturbada (ver figura 5.48) para o escoamento do fluido. Já para o modelo degrau, os cantos modificados fazem com que as zonas de sucção verificadas no modelo básico do CAARC sejam diminuídas em função das regiões de recirculação criadas. Abaixo segue a figura 5.49, que expõe todas as isolinhas de pressão dos modelos investigados.

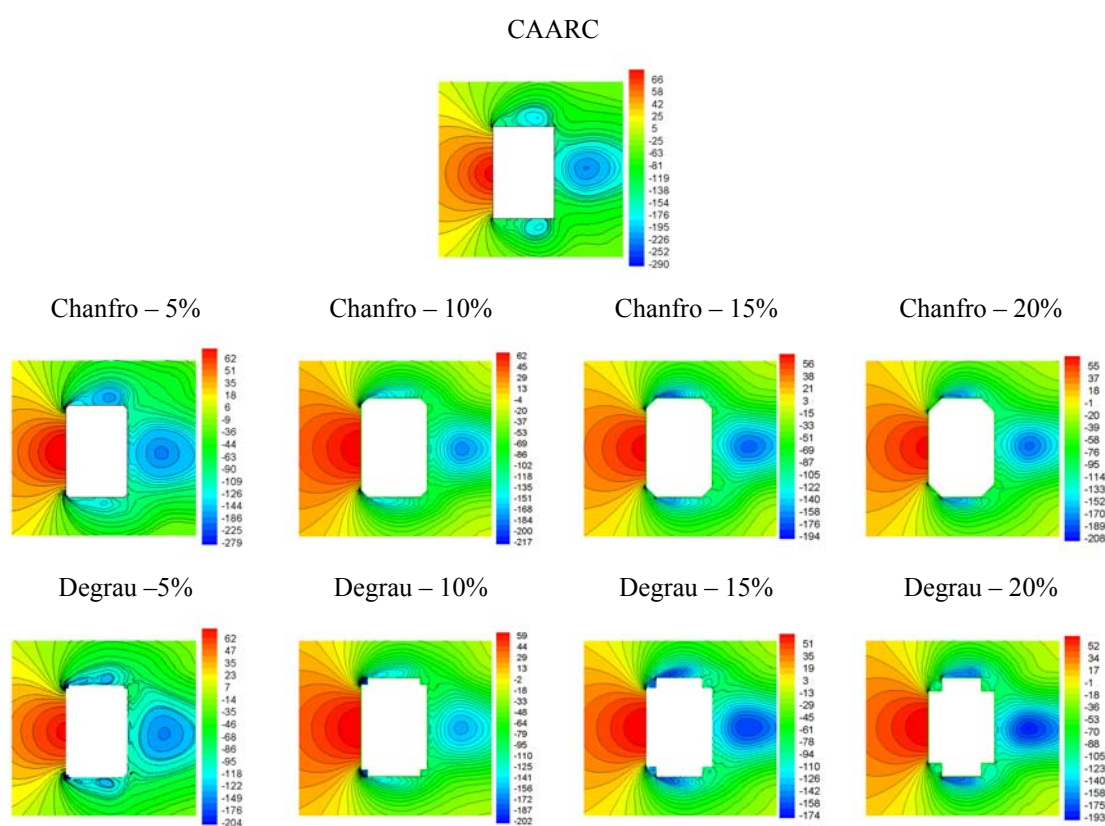


Figura 5.49 – Isolinhas de pressão para todos os modelos analisados

De forma a determinar o comportamento dos coeficientes de pressão ( $c_p$ ) na seção média do modelo numérico, elaborou-se a figura 5.50. Nesta figura são apontados os valores de  $c_p$  ao longo da periferia dos modelos. Aqui tomou-se como dimensão de referência de periferia para todos os modelos o valor apresentado pela forma do CAARC.

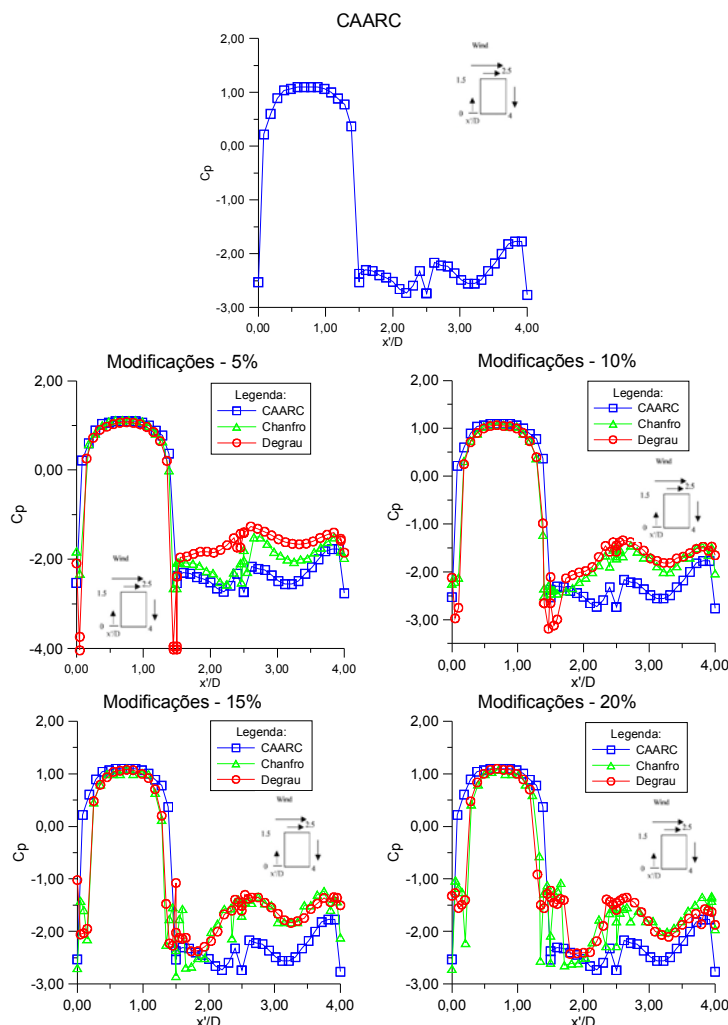


Figura 5.50 – Coeficientes de pressão média no perímetro dos modelos com  $Z=0,5m$

Uma vez constatado que no entorno dos modelos o comportamento dos cps difere para cada geometria estudada, os resultados esperados para os coeficientes aerodinâmicos também. Como os modelos com arestas modificadas apresentam uma zona menor de sobrepressão na fachada frontal, o arrasto ocasionado pelo escoamento é menor, visto que para o modelo retangular toda a fachada fica dentro de uma zona de sobrepressões, em geral. Ainda sobre o arrasto, verifica-se que as modificações proporcionam a formação de sucções importantes na porção frontal do modelo e valores mais suaves à sotavento, amenizando o carregamento resultante no corpo causado pela ação do escoamento nessa direção.

Nas forças laterais, observa-se também na figura 5.50 que como os coeficientes de pressão nas laterais são menores para os modelos com modificações, isto acaba por produzir coeficientes de força lateral com valores mais suaves. De forma resumida, a tabela 5.9

exprime os resultados encontrados para o arrasto, força lateral média e rms das malhas com modificações de canto.

Tabela 5.9 – Coeficientes aerodinâmicos das malhas seccionais

Coeficientes aerodinâmicos (médios e rms)											
Modelo	CA	$\Delta$ [%]	CL	CL (rms)	$\Delta$ [%]	Modelo	CA	$\Delta$ [%]	CL	CL (rms)	$\Delta$ [%]
<b>CAARC</b>	2,43	-	-0,02	1,20	-	-	-	-	-	-	-
Chanf. - 5.0%	2,20	<b>9,4</b>	0,02	1,20	<b>-0,2</b>	Rec. - 5.0%	1,93	<b>20,5</b>	-0,02	1,08	<b>10,1</b>
Chanf. - 10.0%	1,80	<b>25,9</b>	0,04	0,86	<b>28,3</b>	Rec. - 10.0%	1,80	<b>25,7</b>	0,06	0,73	<b>38,9</b>
Chanf. - 15.0%	1,69	<b>30,2</b>	-0,01	0,83	<b>31,2</b>	Rec. - 15.0%	1,73	<b>28,7</b>	0,00	0,78	<b>35,3</b>
Chanf. - 20.0%	1,76	<b>27,4</b>	-0,06	0,86	<b>28,5</b>	Rec. - 20.0%	1,79	<b>26,4</b>	-0,04	0,95	<b>20,6</b>

Como nota-se na tabela acima, os modelos com modificações de 15% e 20% de extensão apresentam o melhor desempenho geral em termos aerodinâmicos. Os resultados apontam que o modelo chanfrado proporciona uma redução de 27,4% a 30,2% em relação ao arrasto gerado na geometria retangular do CAARC, ao passo que para o modelo degrau a redução é de 26,4% a 28,7%. Nas forças laterais, constatou-se que o melhor desempenho ficou para as modificações com extensões entre 10% e 15%, onde para ambos os modelos, esse intervalo apresentou os menores coeficientes rms obtidos. Contudo, apesar do melhor intervalo para as forças laterais ter ficado entre 10% a 15%, não se pode deixar de notar o desempenho da extensão de 20%, cuja redução em relação ao modelo básico do CAARC foi de 20,6%. Logo, a partir dos resultados encontrados nesse estudo, pode-se concluir que o comprimento ideal das modificações deve ficar, preferencialmente, na faixa de 15% e que modificações de pequenas extensões não proporcionam muitos benefícios aerodinâmicos.

De modo a avaliar os resultados obtidos na investigação dos casos seccionais, buscou-se na literatura moderna alguns autores que investigaram forma similares às utilizadas no presente trabalho. Dentre os trabalhos investigados, pode-se citar os de Elshaer et al. (2014), Tamura e Miyagi (1999) e Tamura et al. (1998), visto as similaridades nas condições empregadas nas investigações. Nesse sentido, tomou-se os resultados apontados pelos autores supracitados e os comparou com os obtidos nas simulações numéricas do presente trabalho. Salienta-se que os resultados foram comparados de forma qualitativa, uma vez que as dimensões e condições de contorno dos modelos divergem das utilizadas aqui. Na tabela 5.10, seguem resumidos os resultados encontrados:

Tabela 5.10 – Comparação para os modelos seccionais

Modelo	[1]		[2]		[3]		[4]		[5]	
	CA	CL (rms)	CA	CL (rms)	CA	CL (rms)	CA	CL (rms)	CA	CL (rms)
Retangular	1,88	-	2,10	1,05	1,50	0,35	2,40	1,25	2,43	1,20
Chanfrado	1,20	-	1,38	0,40	1,00	0,20	1,50	0,80	1,69	0,83
	<b>36%</b>	-	<b>34%</b>	<b>62%</b>	<b>33%</b>	<b>43%</b>	<b>38%</b>	<b>36%</b>	<b>30%</b>	<b>31%</b>
Degrau	1,46	-	-	-	-	-	-	-	1,73	0,79
	<b>22%</b>	-	-	-	-	-	-	-	<b>29%</b>	<b>35%</b>

Onde:

[1] = Elshaer et al. (2014) – numérico, modelos 50x50mm, modificações de 8,33mm (17%);

[2] e [3] = Tamura e Miyagi (1999) – experimental, casos bidimensionais, vento suave/turbulento, modelos 50x50mm, modificações de 8,33mm (17%);

[4] = Tamura et al. (1998) – numérico, casos bidimensionais, vento suave, modelos 48x48mm, modificações de 8mm (17%);

[5] = Presente trabalho, casos seccionais, modelo com modificações de 15%.

Em uma breve comparação, nota-se que os resultados encontrados por outros autores indicam patamares iguais de redução no coeficiente de arrasto para as modificações utilizadas no presente trabalho. Contudo, nas forças laterais, os resultados ficaram próximos somente ao trabalho de Tamura et al. (1998). Em um contexto global, os resultados apontam para conclusões similares às encontradas pelos autores utilizados como referência.

#### 5.4.2 Modelos tridimensionais

Para os modelos tridimensionais, o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos ( $C_A$  e  $C_L$ ) foi até 120s de simulação, em geral, sendo os resultados sintetizados na figura 5.51.

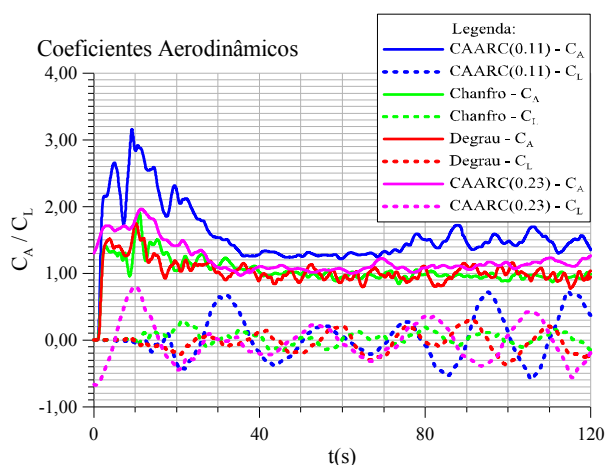


Figura 5.51 – Histórico de avaliação dos coeficientes aerodinâmicos dos modelos tridimensionais



Analisando a figura acima é possível notar que tanto o arrasto quanto as forças laterais são reduzidos de forma expressiva ao se empregar modificações no modelo, no caso de vento com  $p=0,11$ . Em termos de redução, o arrasto é diminuído na faixa de 30% para os dois modelos. Já nas forças laterais, as reduções são de 69,7% para os cantos com chanfro, ao passo que para o modelo degrau as forças são de 57,6%.

Para o modelo do CAARC com  $p=0,23$ , discretizado com características de turbulência similares as do túnel de vento e apresentando resultados até 120s de simulação, teve-se uma redução substancial no arrasto. A diminuição neste parâmetro chegou ao patamar de 17,1%, ao passo que para o coeficiente de força lateral a redução ficou na faixa de 24,2%.

Abaixo, na tabela 5.11, são resumidos os resultados encontrados na avaliação aerodinâmica dos modelos numéricos tridimensionais. Salienta-se que os valores apresentados na tabela abaixo foram obtidos desconsiderando-se os primeiros 40s de simulação numérica devido à conformação e estabilização dos campos de pressão e velocidade no escoamento.

Tabela 5.11 – Comparação dos resultados aerodinâmicos dos modelos tridimensionais

Malha	CA	$\Delta$ [%]	CL (rms)	$\Delta$ [%]
CAARC (0,11)	1,40	-	0,33	-
CAARC (0,23)	1,16	17,1	0,25	24,2
Chanfro - 20%	0,99	29,3	0,10	69,7
Degrau - 20%	0,96	31,4	0,14	57,6

Abaixo na figura 5.52, seguem demonstrados, lado a lado, os diferentes campos de cps obtidos numericamente. Para a fachada frontal, o padrão de formação e valores encontrados nas isolinhas para os modelos com  $p=0,11$  são próximos, porém para o modelo do CAARC com  $p=0,23$ , as isolinhas indicam valores mais brandos nos cps.

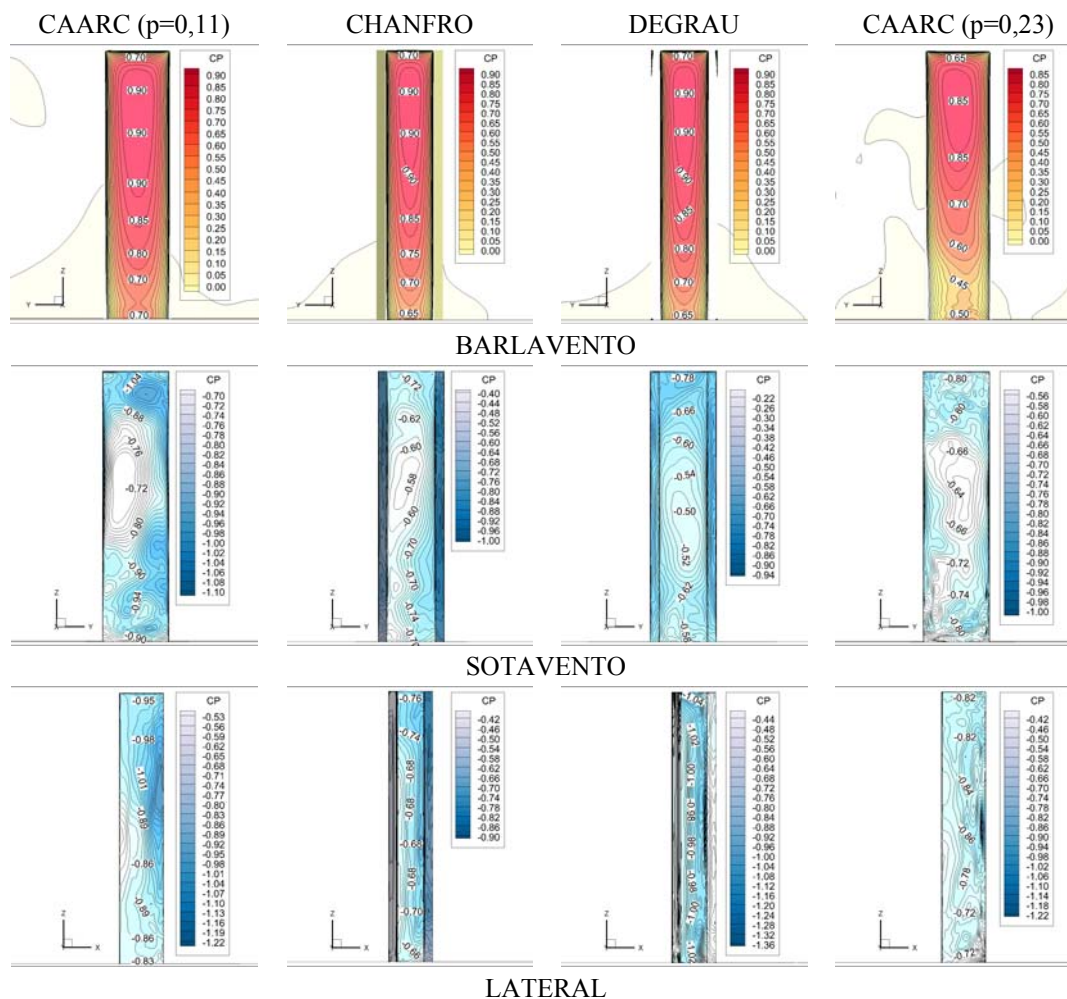


Figura 5.52 – Comparação de coef. de pressão – modelos numéricos

Ainda sobre a figura 5.52, nota-se que nas laterais dos modelos, as zonas de maior sucção para o CAARC ( $p=0,11$ ) ficaram situadas abaixo das vistas para os modelos com modificações, com estas ainda apresentando valores maiores de sucção. Já para a parte posterior dos modelos, as menores pressões ficaram situadas entre o centro e a 1/3 da altura dos modelos. Destaca-se que as isolinhas para o modelo do CAARC ( $p=0,23$ ), são para campos instantâneos de pressão, onde nota-se que o comportamento dos cps se assemelha ao do CAARC ( $p=0,11$ ), contudo mostrando mais oscilações nas isolinhas laterais e à sotavento.

Da figura 5.53, relacionada às velocidades desenvolvidas ao nível do solo, nota-se que os chanfros nas arestas auxiliam na diminuição dos picos e tamanho das zonas de alta velocidade. Nesse sentido, ao se ver os campos médios de velocidade do modelo chanfrado, percebe-se que as áreas correspondentes as máximas velocidades do escoamento são as menores, em tamanho e valor, entre todos os modelos investigados. E que ainda, a esteira do modelo chanfrado gera uma larga faixa com velocidades baixas e com largura próxima à da

edificação. Já ao que toca à configuração com cantos em degrau, pode-se dizer que esta apresenta regiões com velocidades próximas as do CAARC, não melhorando o desempenho em termos de velocidade no entorno do corpo. Contudo, o modelo degrau é responsável por gerar as zonas de menor magnitude nos campos de velocidade entre os três modelos, próximo ao corpo. Ao final, pode-se indicar que o modelo com chanfros apresenta o melhor desempenho no que tange aos campos de velocidade, sendo uma boa opção no controle da magnitude da velocidade em zonas próximas ao modelo.

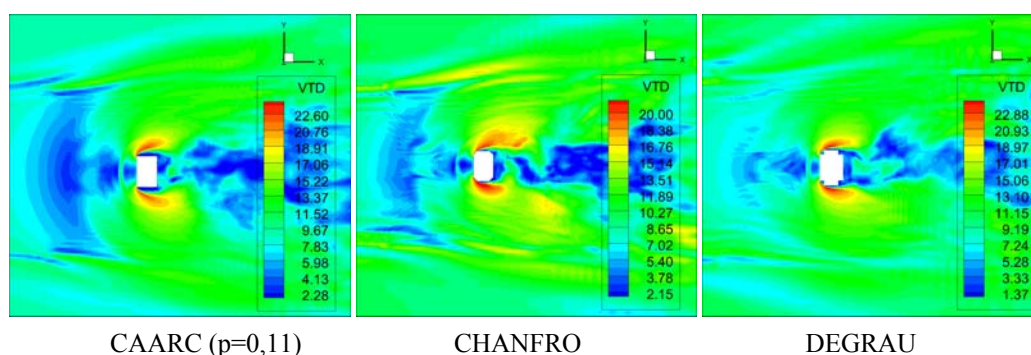


Figura 5.53 – Campos médios de velocidade ao nível do solo ( $z=1,5m$ ): casos tridimensionais com  $p=0,11$

## 5.5 EXPERIMENTAL X NUMÉRICO: COMPARAÇÃO

Neste item serão apresentadas as comparações em termos de coeficientes aerodinâmicos, isolinhas de coeficientes de pressão entre as duas abordagens utilizadas no presente trabalho.

### 5.5.1 Coeficientes aerodinâmicos

No que concerne a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos, pode-se dizer que o arrasto obtido via simulação numérica não apresentou diferença superior a 3,4% em relação à avaliação experimental realizada para  $p=0,11$ , no entanto, para vento com  $p=0,23$ , o resultado apresentou uma diferença próxima de 4,1%. No coeficiente de força lateral, o valor obtido numericamente para os modelos do CAARC, apresentaram valores próximos aos verificados experimentalmente, com diferença entre os resultados na faixa de 17,9% para vento com  $p=0,11$  e de 13,6% para com  $p=0,23$ .

Analisando o coeficiente de força lateral para os modelos com chanfro e degrau, diferenças nos valores obtidos surgiram também. No entanto, em termos absolutos, os valores obtidos tanto na avaliação experimental quanto na numérica se mostram relativamente próximas, visto

que para o modelo chanfrado a avaliação experimental apontou para  $C_L(\text{rms})=0,07$ , ao passo que a numérica para  $C_L(\text{rms}) = 0,10$ . Já para a geometria com cantos em degrau, foi obtido  $C_L(\text{rms}) = 0,10$  para a avaliação em túnel e  $C_L(\text{rms}) = 0,15$  para a numérica.

Tabela 5.12 – Comparação dos resultados dos coeficientes aerodinâmicos médios e rms: experimental x numérico

Malha	CA				CL (rms)			
	Exp.	Num.	\Delta	[%]	Exp.	Num.	\Delta	[%]
CAARC (0,11)	1,45	1,40	3,4		0,28	0,33	17,9	
CAARC (0,23)	1,21	1,16	4,1		0,22	0,25	13,6	
Chanfro - 20%	0,99	0,99	0,0		0,07	0,10	42,9	
Degrau - 20%	0,94	0,96	2,1		0,10	0,14	40,0	

Exp.: Simulação experimental (valor médio dos ensaios)  
Num.: Simulação numérica

### 5.5.2 Isolinhas de coeficientes de pressão médios

No que concerne ao padrão de distribuição dos coeficientes, verifica-se que para o modelo do CAARC, ambas as investigações demonstraram um comportamento similar. Contudo, cabe salientar que para as isolinhas na parte posterior do CAARC notam-se diferenças no padrão de formação das pressões no envelope externo, sendo uma explicação para essa divergência, o pouco tempo físico no qual o modelo numérico calculou as médias dos campos de pressão. Nesse sentido, para que se obtivesse uma média numérica próxima à experimental deveria ter sido estipulado um período de tempo maior do que 20s para o cálculo de campos médios.

Quanto aos valores verificados nas isolinhas de coeficientes de pressão, pode-se dizer que na fachada frontal dos modelos, as pressões obtidas experimentalmente apresentam sobrepressões mais suaves do que os valores obtidos numericamente. Todavia, nas pressões desenvolvidas nas laterais e fachada traseira do modelo há uma inversão de comportamento, visto que a avaliação numérica conduziu a valores menores de sucções nessas regiões.

De modo geral, pode-se ver através da figura 5.54 uma comparação entre as isolinhas obtidas experimentalmente com as numéricas. A partir dessa figura, conclui-se que o modelo numérico foi suficientemente capaz de captar o comportamento de formação das pressões nas fachadas frontal e lateral, só apresentando diferenças na parte posterior do modelo. Contudo, caso fosse utilizado um período maior para o cálculo das médias de pressões, haveria uma maior concordância entre os resultados obtidos experimentalmente com os numéricos para as isolinhas da região posterior do corpo.

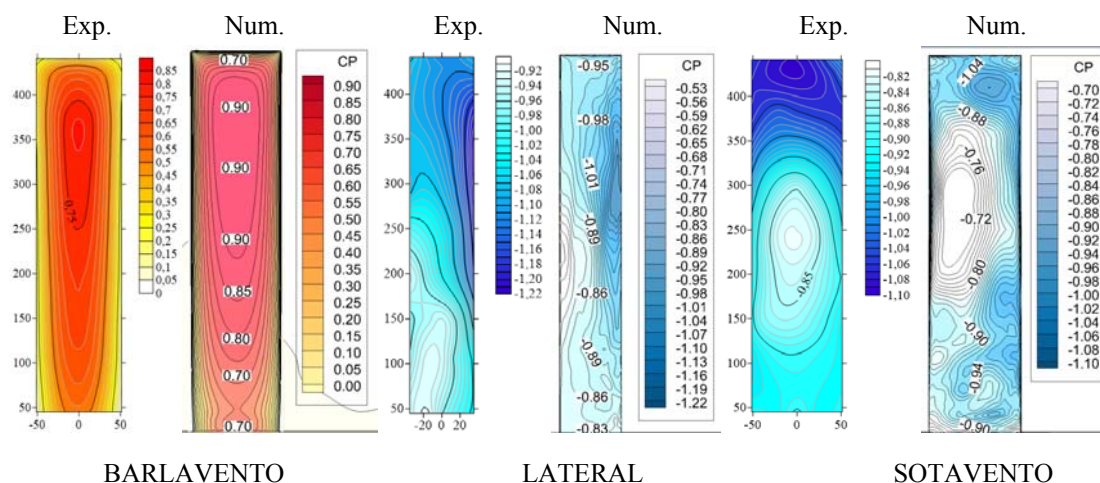


Figura 5.54 – Comparação isolinhas de coeficientes de pressão do modelo CAARC,  $p=0,11$ : experimental x numérico

A partir da figura 5.55, nota-se que a distribuição de coeficientes de pressão para a fachada frontal em ambas as investigações apresentou um padrão de formação semelhante, mantendo apenas uma ligeira diferença na amplitude dos valores obtidos. Já nas fachadas laterais, o padrão de formação das isolinhas é ligeiramente diferente, porém, ambas as abordagens apontaram que as maiores sucções ficam localizadas na parte mais alta e à sotavento do modelo. E observando a fachada traseira, vê-se que o padrão de distribuição dos cps, no modelo numérico, não apresenta a simetria esperada e vista nas isolinhas experimentais. Nesse sentido, as diferenças entre os resultados do modelo numérico com os do experimental, nas fachadas laterais e à sotavento, estão relacionadas com a mesma causa apontada para a geometria do CAARC, o tempo de processamento no cálculo dos campos médios das variáveis.

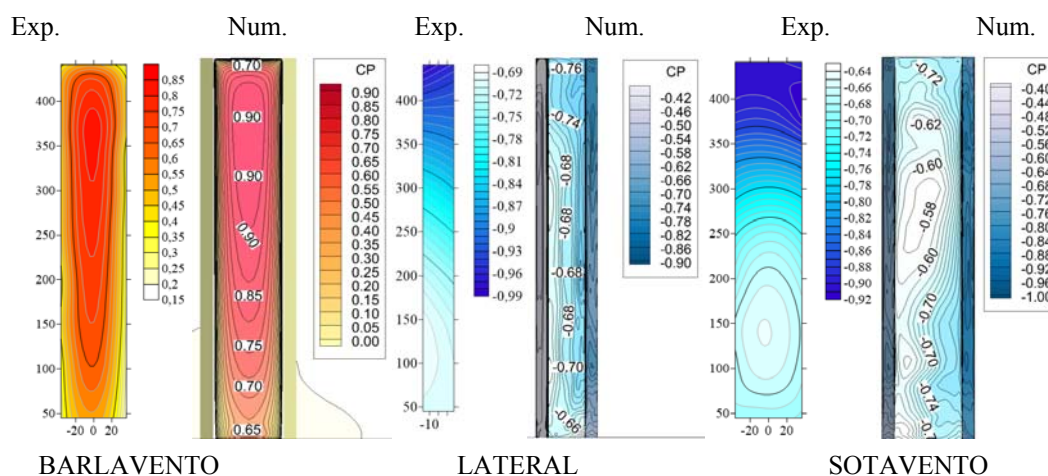


Figura 5.55 – Comparação isolinhas de coeficientes de pressão do modelo chanfrado: experimental x numérico

Para o modelo degrau, ver figura 5.56, nota-se que a fachada a barlavento coincidiu no padrão de formação das isolinhas de coeficientes de pressão entre simulação numérica e experimental. Já na lateral, o modelo numérico foi capaz de captar as zonas com maiores sucções, apresentando uma ligeira diferença com relação aos resultados experimentais. Por fim, à sotavento, a simulação numérica captou as zonas com maior sucção no topo da estrutura, contudo, ainda é demandado um maior tempo de processamento para que se atinja a simetria de valores de  $c_p$  esperada no centro do modelo.

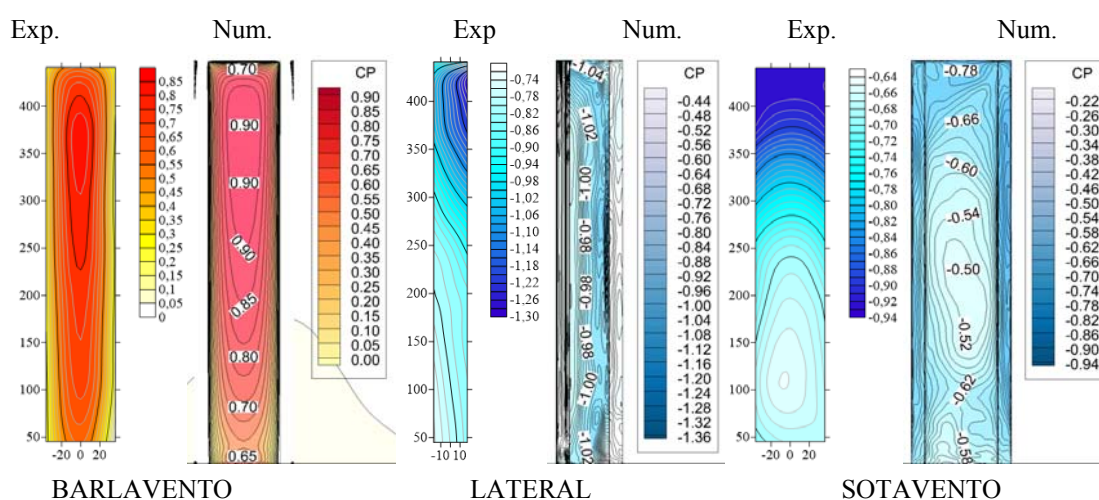


Figura 5.56 – Comparação isolinhas de coeficientes de pressão do modelo degrau: experimental x numérico

E ao final, a partir das figuras 5.54 a 5.56, avaliou-se a  $1/3H$  e a  $2/3H$  os valores dos coeficientes de pressão ao longo do perímetro da fachada para os diferentes modelos com perfil de vento com  $p=0,11$ , visando avaliar a qualidade dos resultados numéricos.

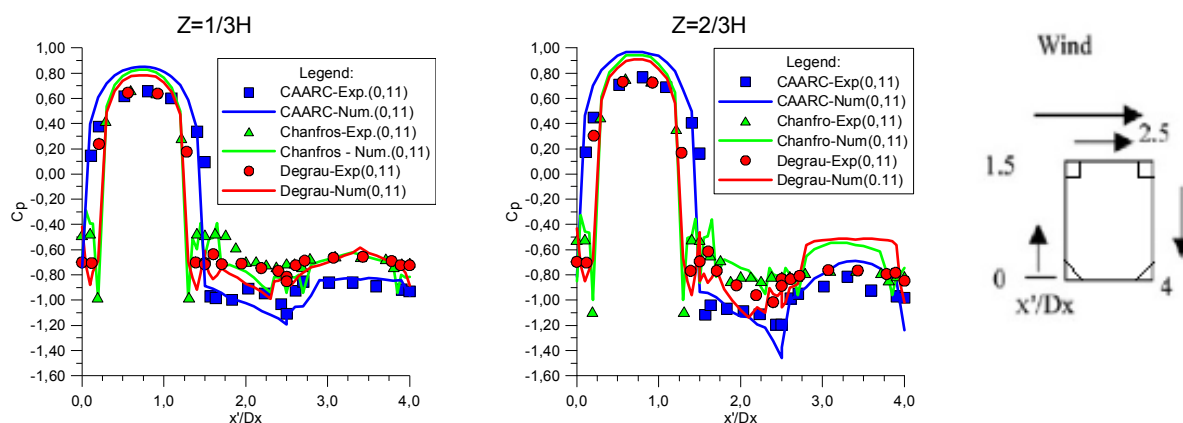


Figura 5.57 – Comparação isolinhas de coeficientes de pressão média ao longo do perímetro dos modelos

Conforme é visto na figura 5.57, os modelos numéricos apresentaram resultados próximos aos dos experimentais, em geral. Podendo-se dizer que o comportamento de transição das pressões visto é similar tanto para  $1/3H$  quanto a  $2/3H$ . Contudo, o pouco tempo de cálculo das variáveis médias, assim como as propriedades de turbulência do escoamento, podem ter ocasionado as diferenças vistas entre resultados experimentais e numéricos para os cps nessas duas regiões, principalmente à sotavento na seção com  $Z=2/3H$ .

## 6. CONCLUSÕES

Neste trabalho foi conduzida uma investigação sobre o uso combinado de simulação experimental e numérica na avaliação aerodinâmica de modificações de forma na geometria de um edifício alto. Utilizou-se como modelo de edifício alto o CAARC *building*, sendo empregadas modificações do tipo chanfro e degrau (*recessing*) neste modelo.

Na avaliação experimental fez-se uso do túnel de vento *Prof. Joaquim Blessmann*, sendo empregadas duas diferentes configurações de rugosidades na pista de ensaios e utilizando modelos rígidos. Os coeficientes aerodinâmicos dos modelos foram obtidos para diversos ângulos, tendo ainda sido determinadas as distribuições de pressões nas principais fachadas dos três modelos.

Nas simulações numéricas foram feitos estudos seccionais e tridimensionais, sendo os seccionais voltados para a determinação da resposta aerodinâmica, nas linhas de corrente e nos campos de pressão dos modelos para diferentes tamanhos de modificações. Já as simulações tridimensionais tinham como objetivo simular o comportamento de modelos com dimensões iguais às empregadas na avaliação experimental, para que posteriormente se realizasse uma comparação entre os resultados de ambas as investigações, vislumbrando averiguar a qualidade dos resultados numéricos.

Ao final do trabalho, pode-se apontar que, em geral, os resultados obtidos entre as simulações experimentais e numéricas apresentaram grande semelhança nos coeficientes aerodinâmicos. Contudo, no comportamento das isolinhas de coeficientes de pressão viu-se algumas diferenças no padrão de distribuição e nos valores obtidos para cada fachada investigada. Sendo possível que a origem dessas divergências esteja relacionada a fatores como: a quantidade de tomadas de pressão nos modelos reduzidos, a simulação da turbulência nos modelos numéricos e, principalmente, no tempo empregado no cálculo dos campos médios das simulações computacionais.

Mesmo com as diferenças observadas nos resultados obtidos entre diferentes tipos de simulação, nota-se, em termos de qualidade de reprodução do escoamento e avaliação aerodinâmica via CFD, que as simulações numéricas geraram resultados satisfatórios em



relação aos obtidos experimentalmente. E que ainda através dos modelos numéricos foi possível explorar questões relacionadas as condições do escoamento no entorno dos modelos e a influência que uma dada modificação, e sua extensão, tem na resposta aerodinâmica. Logo, combinar investigação experimental com o uso de ferramentas computacionais pode possibilitar uma avaliação completa do comportamento aerodinâmico de uma edificação e do escoamento no seu entorno, de forma a aumentar a confiabilidade nos resultados obtidos e ainda otimizar ao máximo o desempenho da estrutura. Nesse sentido, os objetivos traçados para o presente trabalho foram alcançados, mostrando tanto os benefícios aerodinâmicos que as modificações nas arestas podem propiciar quanto a viabilidade do uso integrado de ferramentas da EV na avaliação aerodinâmica. Porém, é importante destacar alguns aspectos, como por exemplo, a demanda de processamento exigido nas simulações tridimensionais, que é demasiadamente grande, sendo inviável para usuários que não possuam ou tenham acesso à ambientes/máquinas de alto processamento. E que a correta simulação da turbulência do escoamento, em modelos numéricos, é fundamental na avaliação aerodinâmica de estruturas situadas em zonas de alta rugosidade, visto que a utilização inadequada das características de turbulência do escoamento, ou o uso de métodos simplórios de avaliação, levam a resultados imprecisos.

Ainda sobre a presente pesquisa, são relatadas abaixo algumas constatações importantes retiradas dos resultados e do desenvolvimento do trabalho:

- A partir das simulações numérico-experimentais, o comportamento aerodinâmico de 3 modelos foi avaliado, constatando-se que as modificações de forma têm fundamental importância na redução dos coeficientes aerodinâmicos. Em termos do coeficiente de arrasto ambas as modificações apresentaram desempenho similares, promovendo reduções na ordem de 10% a 40%, dependendo do ângulo de incidência do vento. No coeficiente de força lateral, a modificação do tipo degrau apresentou um desempenho superior, sendo que modelo chanfrado foi o que apresentou o menor coeficiente de força lateral para a maior fachada entre todos os modelos;
- Na distribuição de pressões nas fachadas viu-se que a inserção de modificações de canto e o tamanho destas altera o padrão de formação dos campos de pressão nos modelos e que, em geral, os coeficientes de pressão obtidos para modelos com modificações tendem a ser mais suaves do que os do CAARC, excetuando-se as algumas regiões nas laterais que possuem elevados picos de sucção. Na comparação

entre as isolinhas de coeficientes de pressão obtidos, viu-se que o modelo numérico foi relativamente capaz de produzir resultados próximos aos dos modelos ensaiados em túnel de vento e que o tempo de cálculo dos campos médios teve impacto na qualidade dos resultados. Outra importante constatação é a diferença na formação dos campos de pressão nos casos bi e tridimensionais para os modelos modificados, visto que nos casos seccionais as maiores sucções nas laterais ficam situadas em regiões à barlavento, ao passo que nos tridimensionais, o comportamento é invertido;

- No que tange ao comportamento do campo de velocidades próximo aos modelos, pode-se dizer que o melhor desempenho nesse quesito foi para o modelo chanfrado, visto a diminuição dos valores máximos das zonas de alta velocidade e a esteira gerada. Já a configuração com cantos em degrau apresentou um desempenho similar à do CAARC, não trazendo reduções nos campos de velocidade próximos ao modelo. Nesse sentido, os cantos com chanfros auxiliam em aspectos relacionados ao conforto de pedestres, sendo uma boa alternativa para projetos que necessitam cuidados nessa questão;
- No estudo da influência do tamanho da modificação, realizado através de simulações seccionais, foi constatado que dependendo da extensão da modificação, não há obtenção de grandes benefícios aerodinâmicos. Ainda se verificou que modificações demasiadamente grandes também não auxiliam em melhores respostas aerodinâmicas, podendo-se citar o caso das modificações da ordem de 15%, que foram as que apresentaram o melhor desempenho aerodinâmico nas simulações numéricas;
- A influência da rugosidade do escoamento foi estudada, sendo importante apontar que houve diferença na sensibilidade das formas na resposta aerodinâmica e na distribuição de pressões na superfície dos modelos. Ainda se salienta que o gerador de turbulência sintética empregado no presente trabalho foi, relativamente, capaz de impor flutuações de forma satisfatória, visto que as isolinhas de coeficientes de pressão instantâneos, no caso do modelo do CAARC com  $p=0,23$ , apresentaram um comportamento similar ao dos outros modelos na fachada frontal, com campos relativamente bem estabelecidos. Além disso, o modelo numérico com  $p=0,23$  mostrou isolinhas laterais próximas ao esperado para o modelo do CAARC. Assim como, também se nota que os coeficientes aerodinâmicos apresentaram valores próximos aos obtidos experimentalmente;

- Um ponto importante a ser mencionado é o tempo de processamento demandado pelos modelos numéricos confeccionados no presente trabalho. Em geral, para os casos seccionais o tempo de simulação ficou situado entre 7 e 15 dias utilizando supercomputadores, ao passo que os tridimensionais levaram de 3 a 4 meses para concluir a simulação. Nesse contexto, mostra-se imperativo que os modelos numéricos empregados na análise de escoamentos “reais” sejam confeccionados em linguagens altamente paralelizáveis e que utilizem máquinas com grande quantidade de núcleos de processamento, podendo-se citar nesse caso, o uso de GPU (Graphics Processing Unit), que possibilitaria reduções significativas no tempo de processamento demandado, aumentando a viabilidade do uso de CFD em avaliações aerodinâmicas;
- Outro fator que implicou nos tempos de processamento elevados foi o incremento de tempo utilizado nas simulações, que são da ordem de  $10^{-4}$ , visto que a abordagem numérica empregada é explícita. Talvez, o uso de uma formulação implícita possibilitasse incrementos de tempo maiores, diminuindo o tempo de processamento.

## 6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Ao final do trabalho, ficam como sugestões de trabalhos futuros as seguintes proposições:

- a) EXPERIMENTAL: avaliar o comportamento aerodinâmico de outras formas, como por exemplo: o duplo degrau, cantos arredondados, torção e aberturas ao longo da altura do modelo. De modo que o banco de informações referentes ao desempenho aerodinâmico de formas comuns às de edifícios correntes seja ampliado, possibilitando no futuro, dispor aos engenheiros, coeficientes aerodinâmicos mais adequados à forma da edificação que almejam projetar;
- b) EXPERIMENTAL: fazer uma avaliação aeroelástica das formas aqui estudadas e também nas sugeridas na alínea a, avaliando questões que envolvam condições de serviço e sensibilidade às instabilidades dinâmicas;
- c) NUMÉRICO: utilizar um simulador de turbulência artificial mais eficiente na geração de flutuações na velocidade e na representação da energia contida nos vórtices de um escoamento real, a fim de simular zonas de alta rugosidade;

- d) NUMÉRICO: avaliar edifícios com formatos diferentes daqueles empregados no presente trabalho;
- e) NUMÉRICO: simular a interação fluido-estrutura para os modelos com chanfro e degrau. Deste modo, poderia comparar-se as respostas dos diferentes tipos de configurações geométricas frente à ação do vento com as determinadas para o modelo do CAARC e investigar a suscetibilidade dos modelos no quesito instabilidades dinâmicas;
- f) NUMÉRICO: utilizar um programa que possibilite o uso de GPU para processamento paralelo massivo. Tal modificação na forma com que é feito o processamento numérico poderia gerar um rendimento cerca de 10x superior ao obtido simplesmente utilizando CPUs (Central Processing Unit);
- g) NUMÉRICO: avaliar novamente os modelos aqui estudados utilizando outra abordagem numérica, como por exemplo: CBS (*Characteristic Based Split Method*). Com vistas a comparar os resultados obtidos via método de Taylor-Galerkin e o tempo computacional demandado para a completa simulação numérica;
- h) MISTO: ampliar os resultados obtidos neste trabalho através da comparação entre resultados numéricos e experimentais para mais formas de modificações no CAARC. Reforçando o uso combinado de túnel de vento e simulações numéricas no entendimento de como o escoamento atua sob determinadas formas geométricas usualmente empregadas em construções de âmbito civil.

## REFERÊNCIAS

ALY, A. M. Atmospheric boundary-layer simulation for the built environment: past, present and future. **Building and Environment**, v. 75, p. 206-221, Feb., 2014.

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 6123**: forças devidas ao vento em edificações. Rio de Janeiro, 1988.

BARKER, C. J. Wind engineering – Past, present and future. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 95, p. 843-870, Mar., 2007.

BANDI, E. K.; TAMURA, Y.; YOSHIDA, A.; KIM, Y. C.; YANG, Q. Experimental investigation on aerodynamic characteristics of various triangular-section high-rise buildings. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 122, p. 60-68, July, 2013.

BLESSMANN, J. Obtenção de perfis de velocidade média em túnel de vento. **Revista Brasileira de Tecnologia**, São Paulo, v. 2, p. 219-247, dez., 1972.

BLESSMANN, J. The use of cross-jets to simulate wind characteristics. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 2, p. 37-47, Jan., 1977.

BLESSMANN, J. **O vento na engenharia estrutural**. 1. ed. Porto Alegre: Editora da UFRGS, 1995.

BLESSMANN, J. **Introdução ao estudo das ações dinâmicas do vento**. 2. ed. Porto Alegre: Editora da UFRGS, 2005.

BLESSMANN, J. **Aerodinâmica das construções**. 3. ed. fac-similar. Porto Alegre: Editora da UFRGS, 2011.

BLOCKEN, B. 50 years of Computational Wind Engineering: Past, present and future. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 129, p. 69-102, Mar., 2014.

BRAUN, A. L. **Simulação numérica na Engenharia do Vento incluindo efeitos de interação fluido-estrutural**. 2007. 300 f. Teste (Doutor em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil, Universidade Federal de Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2007.

BRAUN, A. L.; AWRUCH, A. M. Aerodynamic and aeroelastic analyses on the CAARC standard tall building model using numerical simulation. **Computer and Structures**, vol. 87, p. 564-581, 2009.

BURBRIDGE, H. P. **O esquema explícito de Taylor-Galerkin na simulação numérica de escoamentos compressíveis tridimensionais utilizando elementos finitos hexaédricos de**

**oito nós**. 1999. 150 f. Dissertação (Mestre em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil, Universidade Federal de Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 1999.

CASSARALE, L.; FREDA, A.; BRUNENGGHI, M. M.; PICCARDO, G.; SOLARI, G. Experimental investigation on the aerodynamic behavior of square cylinders with rounded corners. In: International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and Applications, 7th, 2012, Shanghai, China.

CERMAK, J. E.; ARYA, S. P. S. Problems of atmospheric shear flows and their laboratory simulation. **Boundary Layer Meteorology**, v. 1, p. 40-60, Sept., 1969.

CERMAK, J. E. Applications of fluid mechanics to wind engineering – a Freeman scholar lecture. **Journal of Fluids Engineering**, v. 97, p. 9-38, Mar., 1975.

CHORIN, A. J. A numerical method for solving incompressible viscous flow problems. **Journal of Computational Physics**, v. 2, p. 12-26, 1967.

COCHRAN, L.; DERICKSON, R. A physical modeler's view of Computational Wind Engineering. **Journal of Wind and Industrial Aerodynamics**, v. 99, p. 139-153, Mar., 2011.

COOK, N. J. Wind-tunnel simulation of the adiabatic atmospheric boundary layer by roughness, barrier and mixing-device methods. **Journal of Industrial Aerodynamics**, v. 3, p. 157-176, 1978.

COUNIHAN, J. An improved method of simulating an atmospheric boundary layer in a wind tunnel. **Atmospheric Environment**, v. 3, p. 197-214, Sept., 1969.

COUNIHAN, J. Simulation of an adiabatic urban boundary layer in a wind tunnel. **Atmospheric Environment**, v. 7, p. 673-689, Nov., 1973.

CHRISTON, M. A. A domain-decomposition message-passing approach to transient viscous incompressible flow using explicit time integration. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, vol. 148, p. 329-352, 1997.

DAVENPORT, A. G. The response of six building shapes to turbulent wind. **Phil. Trans. R. Soc. Lond. A**, v. 269, p. 3985-3994, 1971.

DAVENPORT, A. G. **Wind tunnel testing: a general outline**. Ontario: Faculty of Engineering Science, 2007.

DAVIDSON, L. Using isotropic synthetic fluctuations as inlet boundary conditions for unsteady simulations. **Advances and Applications in Fluid Mechanics**, 1:1-25, 2007.

ELSHAER, A.; BITSUAMLAK, G. T.; DAMATTY, A. El; Wind load reductions due to building corner modifications. In: Proceedings of the Annual Conference of the CFD Society of Canada, v. 22, p. 1-6, Toronto: Canada, 2014.

GANDEMER, J. La soufflerie à couche limite turbulent du CSTB. **Cahiers du Centre Scientifique et Technique du Bâtiment**, juil, 1973.

GERMANO, M.; PIOMELLI, U.; MOIN, P.; CABOT, W. H. A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model. **Physics of Fluids**, vol A3, n. 7, p. 1760-1765, 1991.

HUNT, J. C. R.; FERNHOLZ, H. Wind-Tunnel simulation of the atmospheric boundary layer: a report on Euromech 50. **Journal of Fluids Mechanics**, v. 70, p. 543-559, Dec., 1975.

IRWIN, H. P. A. H. The design of spires for wind simulation. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 7, p. 361-366, Mar., 1981.

IRWIN, H. P. A. H. Bluff body aerodynamics in wind engineering. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 96, p. 701-712, 2008.

JAMIESON, N. J.; CARPENTER, P.; CENEK, P. D. Wind induced external pressures on a tall building with various corner configurations. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 41-44, p. 2401-2412, Mar., 1992.

KAWAHARA, M.; HIRANO, H. Two-step explicit finite element method for high Reynolds number flow past through oscillating body. **Finite Elements in Fluids**, John Wiley & Sons, vol. 5, p. 227-262, 1983.

KAWAI, H. Effect of corner modifications on aeroelastic instabilities of tall buildings. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 74-76, p. 719-729, 1998.

KIM, Y. C.; BANDI, E. K.; YOSHIDA, A.; TAMURA, Y. Response characteristics of super tall-buildings – Effects of number of sides and helical angle. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 145, p. 252-262, July, 2015.

KNISELY, C. W. Strouhal numbers of rectangular cylinders at incidence: a review and new data. **Journal of Fluids and Structures**, v. 4, p. 371-393, 1990.

KOZMAR, H. An alternative approach to experimental simulation of wind characteristics in urban environments. **Procedia Environmental Sciences**, v. 4, p. 43-50, Jan., 2011.

KWOK, K. C. S.; MELBOURNE, W. H. Wind induced lock-in excitation of tall structures. **Journal Struct. Div.**, ASCE 1981, 107 (nST1): 57-72.

KWOK, K. C. S.; WILHELM, P. A.; WILKIE, B. G. Effect of edge configuration on wind-induced response of tall buildings. **Engineering Structures**, v. 10, p. 135-140, Apr., 1988.

LEONARD, A. Energy cascade in large-eddy simulations of turbulent flows. **Advances in Geophysics**, vol. 18A, p. 237-248, 1974.

LILLY, D. K. A proposed modification of the Germano subgrid-scale closure method. **Physics of Fluids**, vol A4, n. 3, p 633-635, 1992.

LOREDO-SOUZA, A. M.; SCHETTINI, E. B. C; PALUCH, M. J. Simulação da camada limite atmosférica em túnel de vento. In: MÖLLER, S. V.; SILVESTRINI, J. H. **Turbulência**. vol 4. Rio de Janeiro: Associação Brasileira de Engenharia e Ciências Mecânicas, 2004. p. 137-160.

MACHADO, D. de S. **Caracterização Aerodinâmica de Cabos de Pontos Estaiadas Submetidos à Ação Combinada de Chuva e Vento**. 2008. 180 f. Dissertação (Mestre em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil, Universidade Federal de Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2008.

MELBOURNE, W. H. Comparison of measurements on the CAARC standard tall building model in simulated model wind flows. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 6, p. 73-88, Nov., 1980.

MIYASHITA, K. KATAGIRI, J., NAKAMURA, O; OHKUMA, T., TAMURA, Y., ITOH, M., MIMACHI, T. Wind-induced response of high-rise buildings. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 50, p. 319-328, Mar., 1993.

MSC PATRAN, 2014. “User`s Guide”. MSC Software Corporation, Santa Ana-CA, USA.

MURIKAMI, S.; MOCHIDA, A.; TOMINAGA, Y. Numerical simulation of turbulence diffusion in cities. CERMAK, J. E.; DAVENPORT, A. G.; PLATE, E. J.; VIEGAS, D. X. **Wind climate in cities**, Springer-Science+Bussiness Media, Waldbronn, Germany, 1994, p. 681-701.

MURIKAMI, S. Current status and future trends in computational wind engineering. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 67 e 68, p. 3-34, 1997.

NAGIB, H. M.; MORKOVIN, M. V.; YUNG, J. T.; TAN-ATICHAT, J. On modeling of atmospheric surface layers by the counter-jet technique. **AIAA Journal**, v. 14, n. 2, p. 185-190, May, 1976.

NEE, V. W.; DIETRICK, C.; BETCHROV, R.; SZEWCZYK, A. A. The simulation of the atmospheric surface layer with volumetric flow control. **Proc. Inst. Environ. Sci.**, p. 483-487, 1973.

OBASAJU, E. D. Measurement of forces and base overturning moments on the CAARC tall building model in a simulated atmospheric boundary layer. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 40, p. 103-126, 1992.

PETRY, A. P.; AWRUCH, A. M. Simulação de escoamentos turbulentos pelo método dos elementos finitos através da simulação direta de grandes vórtices. In: ENIEF 97 – Mecânica Computacional, E. Dari, C. Pedra e R. Saliba (eds.), San Carlos de Bariloche, Argentina, vol. XVIII, p. 113-122.



REDDY, J. N.; GARTLING, D. K. **The finite element method in heat transfer and fluid dynamics**. 3th ed. Boca Raton: CRC Press, 2010.

SAUNDERS, J. W.; MELBOURNE, W. H. Tall rectangular buildings response to cross-wind excitation. In: Proceedings of the international conference on wind effects on buildings and structures, v. 4., p. 369-379, Heathrow: Great Britain, 1975.

SCHLICHTING, H. **Boundary-Layer Theory**. 2<sup>nd</sup> ed. New York: McGraw-Hill Inc., 1979.

SCHON, J. P.; MERY, P. A preliminary study of the simulation of neutral atmospheric boundary layer using air injection in a wind tunnel. **Atmospheric Environment**, v. 5, p. 299-311, May, 1971.

SMAGORINKSY, J. General circulation experiments with the primitive equations, I, the basic experiment. **Monthly Weather Review**, vol. 91, p. 99-135, 1963.

SOLARI, G. The International Association for Wind Engineering (IAWE): progress and prospects **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 95, p. 813-842, Mar., 2007.

SURFER, 13. "Quick Start Guide". Golden Software LLC, Golden – Colorado, USA.

STATHOPOULOS, T. Wind environmental conditions around tall buildings with chamfered corners. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 21, p. 71-87, Feb., 1985.

TAMURA, T.; MIYAGI, T.; KITAGISHI, T. Numerical prediction of unsteady pressures on a square cylinder with various corner shapes. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 74-76, p. 531-542, Apr., 1998.

TAMURA, T.; MIYAGI, T. The effect of turbulence on aerodynamic forces on a square cylinder with various corner shapes. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 83, p. 135-145, 1999.

TAMURA, T.; NOZAWA, K.; KONDO, K. AIJ guide for numerical prediction of wind loads on buildings. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 96, p. 1974-1984, Apr., 2008.

TAN-ATICHAT, J.; NAGIB, H. M. Wind tunnel simulation of neutral atmospheric surface layers by the counter-jet technique. *Journal of the Air Pollution Control Association*, v. 26, ed. 7, p. 668-673, 1976.

TANAKA, H.; TAMURA, Y.; OHTAKE, K.; NAKAI, M.; KIM, Y. C. Experimental investigation of aerodynamic forces and wind pressures acting on tall buildings with various unconventional configurations. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 107-108, p. 179-191, May, 2012.

TECPLOT 9.0, 2001. "User`s Manual". Amtec Engineering Inc., Houston-TX, USA.

TECPLOT 360 EX, 2015. "User`s Manual". Tecplot Inc., Bellevue, WA, USA.

XIE, J. Aerodynamic optimization of super-tall builfings and its effectiveness assessment. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 130, p. 88-98, Apr., 2014.

ZHENGWEI, Z.; YONG, Q.; MING, G.; NANKUN, T.; YONG, X. Effects of corner recession modification on aerodynamics coefficients of square tall buildings. In: International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and Applications, 7th, 2012, Shangai, China.

WHITBREAD, R. E. The measurement of non-steady wind forces on small-scale building models. In: IAWC Conference, 4th, p. 567-574, 1975, Heathrow, Cambridge.

## **APÊNDICE – RESUMO DOS ENSAIOS EXPERIMENTAIS**

Resumo do ensaio para vento com  $p=0,11$ . Utilizando  $b_x$  como sendo a largura da maior fachada do modelo do CAARC.

Tabela A1: Resumo dos ensaios experimentais para vento com  $p=0,11$

NORMAL			CHANFRO			DEGRAU					
$\Theta$ (°)	$\overline{C_A}$	$\overline{C_L}$	$C_L^{rms}$	$\Theta$ (°)	$\overline{C_A}$	$\overline{C_L}$	$C_L^{rms}$	$\Theta$ (°)	$\overline{C_A}$	$\overline{C_L}$	$C_L^{rms}$
0	0,760	0,018	0,216	0	0,453	-0,070	0,149	0	0,473	-0,010	0,099
15	0,728	0,268	0,282	15	0,535	-0,076	0,095	15	0,525	0,067	0,092
30	0,914	0,076	0,093	30	0,763	0,241	0,249	30	0,779	0,187	0,202
45	1,090	0,179	0,184	45	0,952	0,229	0,237	45	0,911	0,232	0,239
60	1,101	0,359	0,366	60	0,974	0,225	0,231	60	0,901	0,207	0,214
75	1,141	0,474	0,487	75	0,831	0,204	0,212	75	0,808	0,184	0,204
90	1,414	-0,016	0,259	90	0,985	0,020	0,076	90	0,941	0,011	0,106
105	1,214	-0,500	0,526	105	0,838	-0,344	0,348	105	0,834	-0,196	0,225
120	1,082	-0,405	0,408	120	0,890	-0,202	0,209	120	0,911	-0,291	0,296
135	1,087	-0,292	0,295	135	0,980	-0,275	0,284	135	0,889	-0,273	0,279
150	0,955	-0,200	0,207	150	0,833	-0,307	0,314	150	0,751	-0,208	0,217
165	0,741	-0,143	0,160	165	0,590	-0,143	0,156	165	0,518	-0,114	0,133
180	0,762	0,056	0,228	180	0,508	0,037	0,152	180	0,481	0,074	0,126
195	0,740	0,177	0,197	195	0,551	-0,053	0,081	195	0,517	0,057	0,085
210	0,946	0,173	0,182	210	0,753	0,232	0,241	210	0,785	0,219	0,230
225	1,093	0,260	0,264	225	0,979	0,242	0,249	225	0,914	0,242	0,249
240	1,111	0,343	0,346	240	0,992	0,224	0,230	240	0,958	0,265	0,271
255	1,195	0,548	0,565	255	0,851	0,206	0,216	255	0,835	0,141	0,184
270	1,488	0,030	0,310	270	0,995	-0,009	0,073	270	0,929	-0,005	0,101
285	1,238	-0,472	0,497	285	0,807	-0,305	0,311	285	0,823	-0,187	0,209
300	1,145	-0,354	0,357	300	0,927	-0,305	0,311	300	0,954	-0,323	0,331
315	1,149	-0,156	0,193	315	0,946	-0,333	0,339	315	0,917	-0,312	0,318
330	0,981	-0,218	0,228	330	0,815	-0,325	0,331	330	0,786	-0,260	0,269
345	0,766	-0,104	0,129	345	0,581	-0,151	0,160	345	0,531	-0,156	0,170
360	0,760	0,018	0,216	360	0,453	-0,070	0,149	360	0,473	-0,010	0,099

Resumo do ensaio para vento com  $p=0,23$ . Utilizando  $b_x$  como sendo a largura da maior fachada do modelo do CAARC.

Tabela A2: Resumo dos ensaios experimentais para vento com  $p=0,23$

NORMAL			CHANFRO			DEGRAU					
$\Theta$ (°)	$\bar{C}_A$	$\bar{C}_L$	$C_L^{rms}$	$\Theta$ (°)	$\bar{C}_A$	$\bar{C}_L$	$C_L^{rms}$	$\Theta$ (°)	$\bar{C}_A$	$\bar{C}_L$	$C_L^{rms}$
0	0,627	0,026	0,180	0	0,366	-0,057	0,113	0	0,398	-0,012	0,078
15	0,658	0,028	0,110	15	0,686	0,019	0,116	15	0,474	0,145	0,169
30	0,831	0,203	0,215	30	0,679	0,270	0,283	30	0,690	0,267	0,293
45	0,993	0,238	0,244	45	0,833	0,204	0,217	45	0,805	0,199	0,216
60	1,020	0,269	0,277	60	0,842	0,168	0,185	60	0,801	0,117	0,163
75	1,059	0,437	0,453	75	0,738	0,142	0,165	75	0,729	0,126	0,168
90	1,193	0,010	0,223	90	0,884	0,006	0,099	90	0,841	0,033	0,124
105	1,116	-0,434	0,463	105	0,746	-0,303	0,312	105	0,741	-0,138	0,185
120	1,028	-0,351	0,358	120	0,788	-0,162	0,177	120	0,802	-0,203	0,225
135	1,045	-0,295	0,301	135	0,858	-0,240	0,253	135	0,778	-0,232	0,244
150	0,910	-0,254	0,263	150	0,734	-0,319	0,332	150	0,674	-0,280	0,304
165	0,718	-0,050	0,108	165	0,530	-0,161	0,180	165	0,453	-0,186	0,208
180	0,661	0,062	0,190	180	0,428	0,032	0,124	180	0,397	0,030	0,083
195	0,667	-0,171	0,200	195	0,501	0,024	0,084	195	0,470	0,148	0,170
210	0,823	0,067	0,100	210	0,696	0,290	0,307	210	0,689	0,307	0,330
225	0,931	0,129	0,146	225	0,851	0,213	0,224	225	0,819	0,219	0,234
240	1,001	0,297	0,305	240	0,865	0,172	0,187	240	0,844	0,191	0,215
255	1,037	0,471	0,492	255	0,751	0,140	0,162	255	0,743	0,077	0,153
270	1,228	0,002	0,213	270	0,852	0,012	0,093	270	0,807	0,000	0,107
285	1,085	-0,405	0,435	285	0,722	-0,272	0,286	285	0,738	-0,130	0,174
300	1,031	-0,289	0,298	300	0,823	-0,233	0,251	300	0,844	-0,235	0,259
315	1,020	-0,250	0,257	315	0,833	-0,279	0,288	315	0,819	-0,277	0,289
330	0,899	-0,216	0,228	330	0,719	-0,337	0,349	330	0,692	-0,314	0,333
345	0,715	-0,007	0,104	345	0,525	-0,172	0,190	345	0,467	-0,210	0,228
360	0,627	0,026	0,180	360	0,366	-0,057	0,113	360	0,398	-0,012	0,078