



UNIVERSIDADE FEDERAL DE PERNAMBUCO
CENTRO ACADÊMICO DO AGRESTE
NÚCLEO DE TECNOLOGIA
CURSO DE ENGENHARIA CIVIL

MATEUS CALEBE ALMEIDA DANTAS CAVALCANTE

INVESTIGAÇÃO DE ESTRATÉGIAS ROBUSTAS E
EFICIENTES APLICADAS À SIMULAÇÃO DE
ESCOAMENTOS

Caruaru, Fevereiro de 2017

MATEUS CALEBE ALMEIDA DANTAS CAVALCANTE

INVESTIGAÇÃO DE ESTRATÉGIAS ROBUSTAS E EFICIENTES APLICADAS À SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Engenharia Civil do Centro Acadêmico do Agreste - CAA, da Universidade Federal de Pernambuco - UFPE, como requisito para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Civil.

Área de concentração: Mecânica dos Fluidos

Orientador: Prof. Dr. Gustavo Bono

Caruaru, Fevereiro de 2017

Catálogo na fonte:

Bibliotecária – Simone Xavier CRB/4 – 1242

C376i Cavalcante, Mateus Calebe Almeida Dantas.
Investigação de estratégias robustas e eficientes aplicadas à simulação de escoamentos. / Mateus Calebe Almeida Dantas Cavalcante. – 2017.
64f.: 30 cm.

Orientador: Gustavo Bono
Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Universidade Federal de Pernambuco, engenharia Civil, 2017.
Inclui Referências.

1. Escoamento. 2. Métodos de elementos finitos. 3. Simulação. I. Bono, Gustavo (Orientador). II. Título.

620 CDD (23. ed.) UFPE (CAA 2017-021)

MATEUS CALEBE ALMEIDA DANTAS CAVALCANTE

**INVESTIGAÇÃO DE ESTRATÉGIAS ROMBUDAS E EFICIENTES APLICADAS À
SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS**

Trabalho de Conclusão de Curso
apresentado ao Curso de Engenharia Civil
do Centro Acadêmico do Agreste - CAA,
da Universidade Federal de Pernambuco -
UFPE, como requisito para a obtenção do
título de Bacharel em Engenharia Civil.

Área de concentração: Mecânica dos
Fluidos

A banca examinadora composta pelos professores abaixo, considera o candidato
MATEUS CALEBE ALMEIDA DANTAS CAVALCANTE aprovado com NOTA
_____.

Caruaru, 21 de Fevereiro de 2017.

Prof. Dr. Gustavo Bono

Universidade Federal de Pernambuco – UFPE (Orientador)

Prof. Dr. Alessandro Romário Echevarria Antunes

Universidade Federal de Pernambuco – UFPE (Avaliador)

Prof. Dr. Juan Carlos Pina Velasquez

Universidade Federal de Pernambuco – UFPE (Avaliador)

Prof. Dr. Cléssio Leão Silva Lima

Universidade Federal de Pernambuco – UFPE (Coordenador da disciplina)

Dedico este trabalho a Deus, pois Ele foi meu maior ajudador nessa caminhada e a minha família, pelo apoio incondicional, em especial ao meu avô Andrade (in memoriam).

AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus e pelo seu infinito amor, pois sei que sem Ele nada poderia ter sido feito. Assim como o salmista exalta as benfeitorias de Deus em Salmos 103 versículo 2: “Bendize, ó minha alma, ao Senhor, e não te esqueças de nenhum de seus benefícios”, a minha alma se regozija pelos feitos do Altíssimo. A Ele minha eterna gratidão e devoção.

Aos meus pais José Gilson Dantas Cavalcante e Maria José de Almeida Dantas Cavalcante, a minha irmã Hanna Sarai, por todo amor e afeto, por todos os ensinamentos, pelo apoio total e por todo esforço para que tamanha realização fosse possível.

A todos os meus familiares, que de forma direta ou indireta colaboraram para a minha formação, em especial a minha tia Lúcia, seu esposo Adeildo e seus filhos Sérgio e Samilly, por me receberem de forma muito acolhedora em sua casa durante o período da graduação.

Em especial à minha amada e adorável esposa Tamires Maiara da Silva Cavalcante por todo amor e compressão dispensados a mim nessa jornada, alegrando os meus dias e sendo peça fundamental para todas as minhas conquistas.

À minha cunhada Jensuallem Mércia pelo carinho, por ser tão amável e cativante, a seu esposo Andson Jefferson por sua amizade e companheirismo ao meu sogro João Rufino e a minha sogra Maria Aparecida por todo apreço e por sempre acreditarem em mim.

Ao professor Gustavo Bono, por tamanha paciência dedicação e excelência ao compartilhar conhecimentos, contribuindo de forma significativa para minha formação.

A todos os meus amigos que me apoiaram, em especial àqueles que conheci durante a graduação e levarei por toda vida: Amanda Beatriz, Luindson Flávio, Rubens Correia e Victor Wagner.

A todos os professores que compõe o corpo docente do curso de Engenharia Civil do Centro Acadêmico do Agreste e a todos os amigos e colegas de classe e de pesquisa por todo apoio e conhecimentos transmitidos.

RESUMO

Estudos que investigam estratégias e soluções para diversos problemas de escoamentos de fluidos são de suma importância nas diversas áreas da engenharia. Através da Dinâmica dos Fluidos Computacional, foi possível avaliar exemplos de escoamentos incompressíveis e compressíveis. No âmbito do escoamento incompressível, apresenta-se um estudo numérico do controle do desprendimento de vórtices a baixo número de Reynolds ($Re = 100$ e 160), através do uso de dispositivos do tipo: placa plana (*splitter plate*) com furos, onde se varia o comprimento da placa ($L/D = 1,0$ e $2,0$) e a disposição dos furos. Para resolver esse problema é utilizado o programa HEXAFEM_3D_IFF, onde as equações de Navier-Stokes são resolvidas empregando o Método dos Elementos Finitos. No âmbito do escoamento compressível apresentam-se alguns casos clássicos, sendo eles: a análise de escoamento supersônico ao redor de uma rampa de 16° , de um cilindro quadrado, de um corpo rombudo e de um cone truncado, sendo feita uma análise tridimensional neste último. Analisa-se a eficiência e robustez dos algoritmos empregados para a captura dos fenômenos físicos envolvidos em cada caso. Para resolver esses problemas foram utilizados os programas HEXAFEM_3D_CFF e TETRAFEM_3D_CFF, onde as equações de Euler são resolvidas empregando o Método dos Elementos Finitos.

Palavras-chave: Escoamento incompressível; Escoamento compressível; Simulação Numérica; Método dos Elementos Finitos.

ABSTRACT

Studies that investigate strategies and solutions for various fluid flow problems are of paramount importance in the various engineering areas. Through Computational Fluid Dynamics, it was possible to evaluate examples of incompressible and compressible flows. In the context of the incompressible flow, a numerical study of the control of vortex shedding at low Reynolds number ($Re = 100$ and 160) is presented, through the use of splitter plate devices with holes, where varies the length of the plate ($L/D = 1,0$ to $2,0$) and arrangement of the holes. To resolve this issue is used HEXAFEM_3D_IFF program where the Navier-Stokes equations are solved using the Finite Element Method. In the context of the compressible flow, some classical cases are presented: supersonic flow analysis around a 16° ramp, a square cylinder, a blunt body and a truncated cone, being made a three-dimensional analysis in the latter. Analyzes the efficiency and robustness of the algorithm used for the capture of the physical phenomena involved in each case. To resolve these problems HEXAFEM_3D_CFF and TETRAFEM_3D_CFF programs were used, where the Euler equations are solved using the Finite Element Method.

Keywords: Incompressible Flow; Compressible Flow; Numerical Simulation; Finite Element Method.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – escoamento incompressível em torno de um cilindro circular.....	21
Figura 2 – Mecanismo de formação e desprendimento de vórtices proposto por Gerrard (1996).....	22
Figura 3 – escoamento compressível em torno de um cilindro quadrado.....	26
Figura 4 – Geometria para o dispositivo do tipo <i>Splitter Plate</i>	33
Figura 5 – Domínio computacional e Malhas empregadas para o caso do <i>Splitter plate</i>	35
Figura 6 – Domínio Computacional e Geometria para o caso da Rampa	36
Figura 7 – Estudo comparativo de Malhas para o caso da Rampa	37
Figura 8 – Domínio Computacional e Geometria para o caso do Cilindro Quadrado	37
Figura 9 – Malhas empregadas para o caso do escoamento ao redor de um Cilindro Quadrado	38
Figura 10 – Domínio Computacional e Geometria do Corpo Rombudo	39
Figura 11 – Estudo comparativo de Malhas para o caso do Corpo Rombudo	40
Figura 12 – Domínio Computacional e Geometria do Cone Truncado.....	41
Figura 13 – Estudo comparativo de Malhas para o caso do Cone Truncado.....	42
Figura 14 – Detalhes das medidas realizadas no dispositivo do tipo <i>Splitter Plate</i> ...	43
Figura 15 – Figuras de Lissajous para o CC com placa plana com furos do tipo A1 e B1 para $Re = 100$ e 160	44
Figura 16 – Medidas características dos vórtices apresentados na Figura 14 (L , θ , $L1$, $H1$, $L2$ e $H2$) em função do comprimento da placa plana e do número de Reynolds para os casos A1 e B1.	46
Figura 17 – Distribuição do número de Mach para o caso da Rampa.....	48
Figura 18 – Distribuição de Pressão para o caso da Rampa	49
Figura 19 – Distribuição do número de Mach e da Massa Específica ao longo da linha $y=0.50$ e $0.5 \leq x \leq 1.50$ para as malhas M1, M2, M3 e M4	50
Figura 20 – Distribuição do Número de Mach ao longo da linha $y=0.50$	50

Figura 21 – Distribuição do número de Mach para o caso do Cilindro Quadrado	51
Figura 22 – Distribuição de Pressão para o caso do Cilindro Quadrado	52
Figura 23 – Distribuição do número de Mach para o caso do Corpo Rombudo	53
Figura 24 – Distribuição de pressão para o caso do Corpo Rombudo	54
Figura 25 – Comparação entre resultados da forma da onda de choque experimentais e numéricos para o caso do Corpo Rombudo.....	55

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dados das Malhas para o caso da Rampa.....	36
Tabela 2 – Dados das Malhas para o caso do Cilindro Quadrado	38
Tabela 3 – Dados das Malhas para o caso do Corpo Rombudo	40
Tabela 4 – Dados das Malhas para o caso do Cone Truncado.....	42
Tabela 5 – Comparação dos principais coeficientes aerodinâmicos sobre o CC sem placa, com placa sólida e com furos, entre os valores do presente trabalho e diversos autores para $Re = 100$ e 160	45
Tabela 6 – Distribuição de Pressão e Linhas de Corrente para o dispositivo do tipo <i>Splitter Plate</i>	47
Tabela 7 – Distribuição do número de Mach para o caso do Cone Truncado.....	56
Tabela 8 – Resultado Experimental da distribuição do número de Mach.....	56
Tabela 9 – Distribuição adimensionalizada de pressão para o caso do Cone Truncado	57
Tabela 10 – Resultado Experimental da distribuição adimensionalizada de pressão	57

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	13
1.1	Justificativa	15
1.2	Motivação.....	16
1.3	Objetivos.....	16
1.3.1	Objetivo Geral	16
1.3.2	Objetivos Específicos	17
2	REFERENCIAL TEÓRICO	18
2.1	Escoamento.....	18
2.2	Escoamento Incompressível.....	21
2.3	Escoamento Compressível	25
3	METODOLOGIA DO TRABALHO	29
3.1	Definição do problema incompressível e aproximação.....	29
3.2	Definição do problema compressível e aproximação.....	31
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	33
4.1	Geometria, Domínio Computacional e Condições de Contorno	33
4.1.1	Escoamento em um dispositivo do tipo <i>Splitter Plate</i> (2D)	33
4.1.2	Escoamento supersônico ao redor de uma Rampa (2D)	35
4.1.3	Escoamento supersônico em torno de um Cilindro Quadrado (2D)	37
4.1.4	Escoamento supersônico em torno de Corpo Rombudo (2D).....	38
4.1.5	Escoamento hipersônico ao redor de um Cone Truncado (3D)	41
4.2	Aplicações Numéricas	43
4.2.1	Dispositivo <i>Splitter Plate</i>	43
4.2.2	Escoamento supersônico ao redor de uma Rampa (2D)	48
4.2.3	Escoamento supersônico ao redor de um Cilindro Quadrado (2D)	51
4.2.4	Escoamento supersônico ao redor de Corpo Rombudo (2D).....	52

4.2.5	Escoamento hipersônico ao redor de um Cone Truncado (3D)	55
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	59
5.1	Conclusões.....	59
5.2	Sugestões de Trabalhos Futuros.....	60
	REFERÊNCIAS.....	61

INVESTIGAÇÃO DE ESTRATÉGIAS ROBUSTAS E EFICIENTES APLICADAS À SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS

1 INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas, consideráveis progressos têm sido obtidos no desenvolvimento e nas aplicações da Dinâmica dos Fluidos Computacional para a simulação de escoamentos compressíveis e incompressíveis como se pode observar em Versteeg e Malalasekera (2007), Pletcher, Tannehill e Anderson (2013) e Zienkiewicz, Taylor e Nithiarasu (2014), entre outros. O natural interesse por aplicações práticas ligadas a escoamento de fluidos, somados à disponibilidade dos avanços tecnológicos com altos níveis de processamento, propiciou o desenvolvimento de novos métodos que resolvem numericamente as equações diferenciais parciais que governam a dinâmica de escoamento de fluidos e o transporte de quantidades escalares. (POPIOLEK, 2005)

Em nosso dia a dia, todos os corpos estão imersos em algum tipo de fluido, seja o ar, a água ou outro. Dependendo da forma aerodinâmica, os corpos podem ser definidos como corpos de forma rombuda (corpos não aerodinâmicos) ou de forma esbelta (corpos aerodinâmicos). O escoamento ao redor de corpos provoca uma série de fenômenos, tais como: desprendimento de vórtices, transição para turbulência, formação de ondas de choque, entre outros. O escoamento em corpos de qualquer natureza é complexo, necessitando de esforços experimentais e computacionais para entendê-lo completamente. Atualmente, devido às inúmeras aplicações da mecânica dos fluidos torna-se fundamental o estudo e análise das forças de arrasto e de sustentação, vibração, ruído e transferência de calor e massa, entre outros.

Tendo em vista a alta complexidade e variabilidade dos escoamentos, se faz necessário recorrer a Dinâmica dos Fluidos Computacional (DFC¹) que utiliza métodos numéricos para resolução das equações diferenciais que governam os fenômenos físicos atrelados a eles. Dessa maneira, diversos algoritmos foram elaborados e otimizados para que a partir de uma discretização, seja possível resolver as equações e obter resultados das principais variáveis envolvidas no problema. Uma vez que, todo o processo é feito respeitando e representando

¹ Da literatura inglesa, CFD – *Computational Fluid Dynamics*.

fidedignamente a geometria e domínio estudado, tem-se um resultado representativo que reduz os custos com esforços experimentais ao mínimo possível.

Quando os efeitos de variações da massa específica são desprezíveis, o escoamento é dito incompressível. Essa classificação se encaixa em diversas situações que são vivenciadas na construção civil, como o conforto térmico e a ação dos ventos nas edificações, ou aquelas vivenciadas na indústria de petróleo com os *risers*, que são dutos *offshores* utilizados na extração marítima de petróleo, onde são submetidos aos danos provocados pela ação das correntes do mar. (CABRAL, BONO e BONO, 2012; TAGGART e TOGNARELLI, 2008)

As estruturas acima descritas podem estar sujeitas ao fenômeno de Vibrações Induzidas por Vórtices (VIV), onde há formação de vórtices ao longo da estrutura, podendo assim danificá-la. Um dos principais dispositivos empregados para reduzir ou eliminar as VIV são as placas planas separadoras como se pode ver em Zhang e Shi (2016) e Amiraslanpour, Ghazanfarian e Razavi (2017). Uma estrutura simples, como um cilindro circular, pode ser utilizada para representar diversas estruturas como tubulações, dutos, entre outros, tornando-se um ótimo objeto de estudo. Desta forma, as placas planas são acopladas ao cilindro circular conseguindo diminuir a frequência de desprendimento de vórtices (momento em que começam a se formar trepidações e vibrações prejudiciais a estrutura) e os danos estruturais são reduzidos e em alguns casos quase que imperceptíveis, quando esse tipo de solução é adequado e otimizado ao tipo de problema estudado. (KUMAR, SHON e GOWDA, 2007; ZANGANEH e SRINIL, 2016)

Uma variável importante no caso de escoamentos compressíveis é o número de Mach, que é a relação entre a velocidade do fluido e a velocidade do som. Essa característica define um importante espaço nos escoamentos compressíveis, que ocorrem em altas velocidades e onde não se podem desconsiderar os efeitos da compressibilidade (massa específica não é constante). Quando o número de Mach é menor que um, tem-se o escoamento subsônico. Quando o número de Mach é maior que um e menor que cinco, tem-se o escoamento supersônico. Os escoamentos que possuem regiões subsônicas e supersônicas são denominados transônicos (número de Mach entre 0.8 e 1.2). Quando o número de Mach é maior que cinco, tem-se o regime de escoamento hipersônico. (FOX, PRITCHARD e MACDONALD, 2010).

Veículos que voam no regime supersônico e hipersônico são submetidos a cargas térmicas e de pressão extremamente altas principalmente na proa do veículo,

portanto, a fim de ajudar a suportar, distribuir e dissipar estas cargas empregam-se corpos rombudos², que apresentam um raio de curvatura grande. Para o caso particular de veículos de reentrada atmosférica, corpos altamente rombudos contribuem para o aumento do atrito do veículo com o ar, provocando a redução de velocidade para que possa chegar em segurança à superfície terrestre. Consequência direta deste atrito é a transformação das altas energias cinéticas e potencial em calor, aumentando consideravelmente a temperatura do ar ao redor do veículo, exigindo uma proteção térmica adequada na sua superfície para não comprometer a segurança da tripulação e qualidade dos equipamentos em seu interior. (HOLLIS e BORRELLI, 2012)

Por outro lado, veículos com velocidade de cruzeiro supersônica e hipersônica precisam de baixo arrasto para manter eficientemente sua velocidade. Por conseguinte, a proa do veículo deve apresentar um raio de curvatura pequeno. O escoamento ao redor de veículos supersônicos e hipersônicos leva a formação de ondas de choque muito intensas na proa do veículo, no bordo de ataque da asa e dos estabilizadores, ao redor das superfícies de controle defletidas, entre outros. Estas ondas de choque dão origem aos fenômenos de interferência, resultado da interseção das ondas de choque e da interseção da onda de choque com a camada limite na fuselagem e/ou asa. Devido à grande importância prática, estes fenômenos têm sido extensamente estudados. (PENG et al., 2014)

Por natureza física, uma grande parte das aplicações da dinâmica dos fluidos apresenta consideráveis dificuldades. A simulação numérica destas aplicações é um verdadeiro desafio. Mesmo que para cada aplicação sejam desenvolvidos métodos e adaptações o problema não estará totalmente resolvido, havendo um espaço ainda inesgotável para novas ideias e abordagens.

1.1 Justificativa

O uso de tecnologias de simulação computacional em engenharia e nas ciências exatas tem crescido de forma significativa nas últimas décadas. Em particular, a evolução dos computadores tem sido responsável por esse crescimento acentuado. O aumento da sua capacidade e da precisão dos códigos computacionais, bem como os custos elevados de laboratórios experimentais,

² Da literatura inglesa, *bluntbodies*

tornam os modelos numéricos cada vez mais presentes na solução dos problemas de engenharia.

A possibilidade dos Métodos Numéricos de simular situações simples e complexas, identificando a influência de cada variável sobre o fenômeno físico envolvido, a busca pela otimização do projeto e a rapidez de resposta da solução, são outros fatores que justificam o uso da simulação numérica para o tratamento destes problemas.

1.2 Motivação

Diante da gama de problemas envolvidos na engenharia e áreas correlatas, é factível perceber que a ferramenta utilizada para resolução desses problemas é extensamente aplicada a outras áreas que possam ser ligadas diretamente com a Mecânica Computacional. Frente a isso, surge a possibilidade de diversas simulações de situações práticas, gerando soluções a diversas áreas da indústria, promovendo capacitação técnica aos envolvidos e criando um potencial de desenvolvimento tecnológico.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo Geral

No âmbito de escoamentos incompressíveis, o presente trabalho visa investigar um dispositivo de controle passivo de Vibrações Induzidas por geração e despreendimento de Vórtices (VIV), que são aqueles que não dependem de uma fonte externa de potência para atenuarem os efeitos VIV. Pretende-se analisar e comparar o comportamento de corpos rombudos com a utilização de placas planas separadoras acopladas à jusante da estrutura circular. O objetivo deste estudo é, essencialmente, responder à questão de eficiência dos dispositivos e compreender os mecanismos aerodinâmicos/hidrodinâmicos responsáveis pela atenuação de VIV causada por esses tipos de supressores.

No âmbito do escoamento compressível o objetivo deste trabalho é estudar procedimentos numéricos adequados para serem utilizados em pesquisas no campo de escoamentos de alta velocidade. Sendo o principal objetivo o emprego de um simulador de escoamentos compressíveis para estudar através da Dinâmica dos

Fluidos Computacional (DFC) problemas clássicos de escoamentos supersônicos e hipersônicos.

Em suma este trabalho busca apresentar conceitos, metodologias e técnicas capazes de colaborar na solução de diversos problemas de escoamentos compressíveis e incompressíveis com uma formulação robusta e técnicas de aproximação eficientes.

1.3.2 Objetivos Específicos

O presente trabalho tem como objetivos principais:

(a) estudar e comparar a dinâmica do escoamento ao redor de corpos rombudos com dispositivos passivos para o controle de VIV. As simulações serão realizadas para baixos e moderados números de Reynolds;

(b) determinar se os resultados obtidos pelo código numérico são compatíveis com o fenômeno estudado, através da comparação com outros dados numéricos e experimentais, buscando dessa forma a validação do código;

(c) analisar e comparar a influência da variação das geometrias dos diferentes dispositivos de controle dos vórtices, identificando as principais alterações nos padrões de desprendimento e na esteira formada;

(d) investigar e efetuar estudos comparativos de diferentes tipos de malhas e elementos na simulação de escoamentos supersônicos e hipersônicos envolvendo fenômenos complexos como o aparecimento de ondas de choques.

Nesta classe de estudos, serão utilizados exhaustivamente nas investigações os códigos que vêm sendo desenvolvidos no Laboratório de Engenharia Computacional (LECOM) do Núcleo de Tecnologia do Centro Acadêmico do Agreste (NT - CAA).

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 Escoamento

Um corpo quando imerso em um escoamento de fluido é chamado de escoamento externo, ou seja, o fluido sem fronteiras está envolvendo o corpo. O escoamento externo configura-se com uma camada limite de crescimento livre relacionada a pequenos gradientes de velocidade e temperatura. Outra característica do escoamento externo é dada pelo fato de os efeitos viscosos estarem restringidos a algumas partes do campo de escoamento tais como as camadas limites e esteiras. (ÇENGEL e CIMBALA, 2007). A grande maioria dos escoamentos externos tem soluções complexas, exigindo procedimentos experimentais e análises numéricas.

O escoamento pode ser enquadrado como permanente ou não permanente. O escoamento permanente remete a situação em que a velocidade e pressão não variam com o tempo no campo escoamento, podendo variar de um ponto para outro, mas sendo função apenas das coordenadas do ponto. No escoamento não permanente, a velocidade e a pressão variam no tempo, sendo dependentes além das coordenadas do ponto, do tempo em questão. (PORDEUS, 2014).

O escoamento ainda pode ser classificado como incompressível ou compressível baseado no número de Mach (Eq. 1). Para $Mach \leq 0,3$, o escoamento é dito incompressível, para valores acima deste limite os efeitos de compressibilidade devem ser considerados. A expressão para o número de Mach é dada por:

$$M = \frac{V}{c} \quad (1)$$

onde V é a velocidade de escoamento do fluido e c é a velocidade do som no meio em que está ocorrendo o fluxo.

Os escoamentos ainda podem ser classificados como viscosos ou invíscidos (não viscosos), ou seja, quando os efeitos da viscosidade são levados em consideração ou não. O primeiro é o fluido real e o segundo é o fluido ideal. A viscosidade dos fluidos vem do atrito interno das moléculas e varia inversamente com o aumento de temperatura.

Os efeitos da viscosidade nos fluidos podem ser observados de maneira contundente nas proximidades do corpo em estudo. Ludwig Prandtl foi o primeiro a introduzir o conceito de camada limite em 1904. Em meio a vários estudos ele observou que o escoamento pode ser dividido em duas partes: uma próxima ao contorno sólido do corpo e a outra engloba o restante do escoamento. O efeito da viscosidade é considerado apenas na região fronteira ao corpo rombudo, onde exatamente há a formação da camada limite associada à condição de não escorregamento, onde o fluido adquire a velocidade do contorno, que no caso é nula, e vai até o valor de corrente livre. A partir daí, pode-se desconsiderar os efeitos de viscosidade e tratar a segunda parte do escoamento. O conceito enunciado por Prandtl estabeleceu a condição teórica de arrasto em um corpo, até então não era possível, e possibilitou a utilização das equações de Navier-Stokes para solução de escoamentos viscosos.

O escoamento na camada limite está diretamente ligado ao número de Reynolds, pois este representa as interações entre as forças viscosas e inerciais. O número de Reynolds é definido por:

$$Re = \frac{VD}{\nu} \quad (2)$$

onde V é a velocidade do fluido, D é comprimento característico do corpo e ν é a viscosidade cinemática do fluido.

O número de Reynolds define outra característica importante: o regime do escoamento que pode ser laminar, de transição ou turbulento. O regime laminar ocorre quando as partículas do fluido têm uma trajetória bem definida de forma paralela, formando lâminas. O escoamento turbulento ocorre quando as partículas dos fluidos têm uma trajetória curvilínea e irregular formando uma série de redemoinhos ao longo do percurso. (FOX, PRITCHARD e MACDONALD, 2010).

Para Fox, Pritchard e Macdonald (2010), o corpo rombudo submerso no escoamento experimentará em sua superfície uma força resultante F , com magnitude dependente de vários parâmetros tais como a geometria do corpo, propriedades do fluido e da velocidade do escoamento. As tensões superficiais resultantes do escoamento em torno do corpo são representadas por tensões tangenciais provocadas pela ação viscosa e tensões normais provocadas pela pressão local. Devido à dificuldade de análise analítica para cálculo da força

resultante e a complexidade de representação dos fenômenos envolvidos, é comum recorrer a eventos experimentais e numéricos (DFC).

Usualmente, decompõe-se a força resultante F na força de arrasto F_D com direção paralela à direção do escoamento e a força de sustentação F_L com direção perpendicular à direção do movimento. Para análise dessas componentes, lança-se mão de coeficientes adimensionalizadas que representem as características do arrasto e sustentação. São eles o coeficiente de arrasto (C_D) e o coeficiente de sustentação (C_L):

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (3)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (4)$$

onde A é a área frontal de projeção do corpo sobre um plano normal à direção do escoamento e $\frac{1}{2}\rho V^2$ é a parcela de pressão dinâmica.

A partir do momento que as componentes da força agem durante o escoamento como dito anteriormente, haverá a formação e desprendimento de vórtices, formando uma esteira à jusante do corpo. Esses vórtices têm uma determinada frequência de desprendimento, causando o fenômeno de Vibrações Induzidas por Vórtices (VIV) que é mais severo quando coincide com a frequência natural do corpo. Essa frequência é representada pelo adimensional conhecido como número de Strouhal, definido a seguir:

$$S_t = \frac{f_s U}{D} \quad (5)$$

onde f_s é a frequência de desprendimento de vórtices, U é a velocidade relativa do escoamento e D é o comprimento característico do corpo.

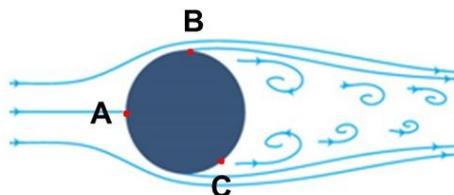
Se a frequência do corpo pode ser controlada e sincronizada com a frequência de formação e desprendimento de vórtices, tem-se o fenômeno denominado *lock-in*. O regime do fluido está em *lock-in* quando o deslocamento do corpo e a frequência de desprendimento de vórtices estão em fase, diminuindo a amplitude dos coeficientes aerodinâmicos. (ANTUNES, LYRA e WILLMERSDORF, 2005)

2.2 Escoamento Incompressível

O escoamento incompressível pode ser descrito qualitativamente como apresentado na Figura 1. Um corpo submetido a um escoamento de um fluido tem variações de pressão e velocidade. Na Figura 1, estão representados pontos importantes do escoamento, A, B e C, e são apresentadas as linhas de corrente, que são linhas tangentes ao vetor velocidade em um dado instante de tempo. Segundo Fox, Pritchard e Macdonald (2010), a vazão mássica (produto da vazão volumétrica pela massa específica) é constante entre duas linhas de corrente quaisquer, ou seja, um mesmo volume de fluido escoar entre linhas adjacentes, logo a distância entre as linhas de corrente aumenta tanto quanto diminui-se a velocidade.

É possível, com os conceitos supracitados, perceber que o ponto A deve ter uma velocidade baixa e, por consequência, a pressão nesse ponto deve ser alta. Ele é denominado de ponto de estagnação, onde literalmente o fluido repousa. Devido a existência da camada livre, o fluido adquire a velocidade nula do corpo que é aumentada até o valor de velocidade de corrente livre conforme a transição entre A e B. No ponto B a velocidade deve ser alta, logo a pressão deve ser baixa. Por fim, o ponto C é chamado de ponto de separação, onde as partículas do fluido são levadas ao repouso por conta do atrito da camada limite e da passagem de baixa pressão para alta pressão (gradiente adverso de pressão) e assim perdem contato com o corpo formando a esteira com despreendimento de vórtices. Gerrard (1966) e Meneghini (2002) possuem algumas definições a seguir.

Figura 1 – Escoamento incompressível em torno de um cilindro circular

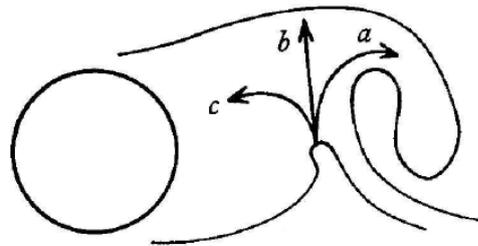


Fonte: AUTOR, 2016

Gerrard (1966) propôs que a separação do escoamento provoca a interação entre duas camadas cisalhantes, estas últimas constituindo elemento decisivo na formação de vórtices. Entende-se que cada camada cisalhante tem acoplado a si

mesma um vórtice. Esse vórtice é alimentado pela camada cisalhante e em determinado momento esse crescimento é tal que ele se torna capaz de atrair a camada cisalhante oposta. Isso é possível devido à velocidade induzida pelo vórtice em desenvolvimento. A aproximação de fluido com vorticidade oposta, em concentração intensa, é o necessário para interromper a alimentação do vórtice em formação, desprendendo-o da camada cisalhante, ficando agora o vórtice formado à jusante do corpo. Esse fenômeno de geração e desprendimento de vórtices ocorre diversas vezes, formando uma região denominada de esteira de vórtices. Esses vórtices individuais têm uma intensidade menor do que as camadas (circulações geradas na separação do escoamento) que o formaram devido à mistura de regiões de fluido com vorticidades de sinais opostos.

Figura 2 – Mecanismo de formação e desprendimento de vórtices proposto por Gerrard (1996)



Fonte: GERRARD, 1996

Na Figura 2 é apresentado o mecanismo de formação e desprendimentos de vórtices e os possíveis caminhos para as partículas do fluido, sendo eles: (a) juntar-se com o vórtice formado no lado contrário da esteira; (b) mover-se para camada cisalhante oposta que tem vorticidade com sinal inverso; (c) podem voltar à região perto do corpo favorecendo a formação de vórtices na parte inferior da esteira. O balanço da quantidade de fluido que segue cada caminho desses rege a frequência de desprendimento e a intensidade dos vórtices, bem como a pressão na parte posterior do corpo. (MENECHINI, 2002)

Ainda para Meneghini (2002), quando ocorre a separação do escoamento em um corpo com seção transversal bidimensional, são geradas duas camadas cisalhantes à jusante do corpo. Essas camadas possuem vorticidades com sinais diferentes e formam um sistema instável quando sofrem pequenas perturbações e algumas condições são satisfeitas. A relação entre as duas camadas cisalhantes de

fluido é de não linearidade e representa a principal causa da formação e desprendimento de vórtices.

Segundo Kumar, Shon e Gowda (2007), corpos rombudos sentem o efeito das vibrações induzidas, podendo causar colapso da estrutura, deformações excessivas que prejudicam a parte estética da estrutura causando desconforto ao usuário e comprometendo a segurança. Para suprimir ou erradicar esses efeitos e conseqüentemente diminuir o arrasto, estruturas de controle passivo (que não dependem de fonte externas de energia) são sugeridas.

Kwon e Choi, (1996) estudaram o controle da formação e desprendimento de vórtices à jusante de um cilindro circular usando uma placa plana separadora³. Foram feitas várias simulações numéricas com Reynolds entre 80 e 160. Para os casos de Reynolds 80 e 100, o número de Strouhal continuamente diminui à medida que o comprimento da placa (L) aumenta. Por outro lado, para os casos de Reynolds 120, 140, e 160, o número de Strouhal atinge um máximo local perto de $L/D=2$ e diminui à medida que o comprimento da placa continua a aumentar. O desprendimento de vórtices desaparece quando o comprimento da placa é maior do que um comprimento crítico (L_C). Para Reynolds 100, $L_C=3D$, já para Reynolds 160, $L_C=5D$. Este comprimento crítico é proporcional ao número de Reynolds. Para todos os valores de Reynolds investigadas, a formação de vórtices desaparece completamente quando $L_C=5D$.

Antunes, Lyra e Willmersdorf (2005) desenvolveram uma ferramenta computacional baseada no Método dos Elementos Finitos para investigação de problemas de interação fluido-estrutura. Eles analisaram os fenômenos de *lock-in* e a supressão/atenuação de VIV em um cilindro circular estacionário através da idealização de uma excitação acústica periódica. Para o caso do fenômeno de *lock-in*, aplicou-se uma oscilação harmônica ao cilindro a partir da frequência de desprendimento de vórtices, variando-a de 0% a 8%. Observou-se que para todos os números de Reynolds analisados, as frequências do cilindro e do desprendimento de vórtices estavam sincronizadas para os incrementos de 3,5% e 5%. Para a redução de VIV, constatou-se que a aplicação de uma excitação periódica de velocidade foi capaz de reduzir a frequência de formação de vórtices e conseqüentemente diminuir o fenômeno de VIV.

³ Da literatura inglesa, *Splitter Plate*.

O arrasto mínimo para Reynolds 100 ocorre em $L/D \approx 4,5$ e o coeficiente de arrasto correspondente é 1,022. Por outro lado, o coeficiente de arrasto “estável”⁴ para o referido Reynolds por Fornberg (1980) é 1,058. Foi possível notar que o arrasto mínimo com a placa de $L/D \approx 4,5$ foi menor do que o arrasto “estável”, onde esse arrasto “estável” representa o arrasto na ausência de qualquer desprendimento de vórtices ou de qualquer placa separadora.

Hwang e Yang (2007) estudaram a redução do arrasto em um cilindro circular através da colocação de duas placas planas separadoras de escoamento, uma a montante e outra à jusante do cilindro circular. O comprimento de cada placa separadora é igual ao diâmetro do cilindro, elas são colocadas ao longo do eixo x e o número de Reynolds para o qual a situação descrita foi simulada é igual a 100. Foi verificado que cada uma das placas planas contribui significativamente para a redução do arrasto, sendo o efeito líquido máximo da redução calculado em 38,6% em comparação com o processo sem placas separadoras. Logo, foi confirmado que o arrasto em um corpo imerso pode ser reduzido por meio de duas placas separadoras destacadas.

Sudhakar e Vengadesan (2012) analisaram a atenuação do desprendimento de vórtices, investigando a relação entre o comprimento da placa plana acoplada à jusante do corpo, sendo a placa fixa ou com uma oscilação dada por uma função senoidal. Foi observada que para valores de Reynolds entre 160 e 145000, é necessária uma placa fixa com $L=5D$ para suprimir completamente a formação de vórtices. Entretanto, com uma placa oscilante de $L=1D$ e com uma frequência de oscilação bastante baixa ($f_s = 0,085$), é possível suprimir a formação de vórtices.

Cabral, Bono e Bono (2012), analisaram o caso de um cilindro circular com dispositivos do tipo *strakes* e *fairings*. Os *strakes* helicoidais são dispositivos que se empregam ao longo da superfície da estrutura, de modo a promover um desprendimento de vórtices assíncrono. Os *fairings* são carenagens em forma semelhante a um aerofólio e tem como objetivo evitar o desprendimento do escoamento diminuindo, portanto, as instabilidades. Foram feitas várias simulações com números de Reynolds iguais a 100, 200, 500 e 1000. Foi possível observar que os dispositivos do tipo *fairings* foram bastante eficientes na redução da amplitude do coeficiente de sustentação, chegando a suprimir as oscilações para Reynolds 100, juntamente com o aumento da relação L/D e diminuição do coeficiente de arrasto. O

⁴ Da literatura inglesa, *Steady Drag*

dispositivo de tipo *strake*, embora tratados de forma bidimensional, sugerem grande eficácia no rompimento da sincronia de desprendimento dos vórtices. Os três parâmetros aerodinâmicos analisados (C_D, C_L e S_t) variam consideravelmente em função dos ângulos de ataque com maior ênfase no caso de *strakes* com altura $h/D = 0,15$.

2.3 Escoamento Compressível

Como dito anteriormente, a partir de Mach maior que 0,3 é possível sentir os efeitos da compressibilidade do fluido, logo sua massa específica não será mais constante, obtendo-se características fundamentais para existência do escoamento compressível.

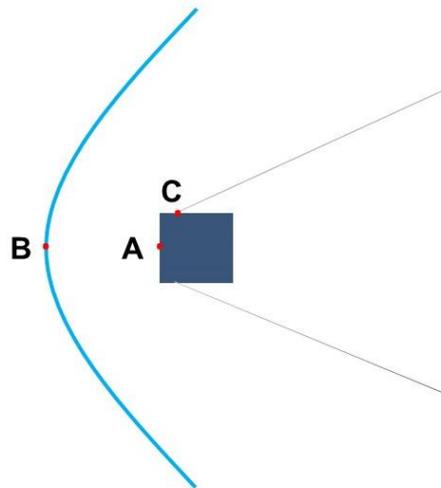
Para avaliar o escoamento ponto a ponto é necessário obter condições de referência. Essas condições são obtidas quando o fluido é levado ao repouso ($V = 0$) e são conhecidas como condições de estagnação. Nota-se que o processo mais coerente para que isso acontece é o processo isentrópico (entropia do sistema permanece constante) no qual não existem atrito nem transferência de calor, obtendo-se as propriedades locais de estagnação isentrópica. É dita local, pois o escoamento real poderá ser ou não isentrópico, enquanto que cada ponto do campo de escoamento terá propriedades próprias ou locais de estagnação isentrópica.

Dentre os fenômenos envolvidos no escoamento compressível, os mais abordados serão as ondas de choque. Primeiramente, as ondas de choque normal representam aproximadamente uma “descontinuidade súbita” das propriedades do fluido, embora isso seja fisicamente impossível. A espessura de um choque é cerca de $0,2\mu\text{m}$ ou, grosseiramente, quatro vezes o caminho livre médio das moléculas de gases (FOX, PRITCHARD e MACDONALD, 2010). Existe uma enorme variação das propriedades do fluido, associada a uma desaceleração extrema.

Para ocorrência do choque normal, é necessário existir um escoamento supersônico. No momento que a partícula passa através do choque, ela é submetida a um gradiente de pressão negativo exacerbado, fazendo com que haja uma drástica redução na velocidade (transição para escoamento subsônico), aumento da temperatura (energia cinética é convertida em energia térmica) e haja o aumento da massa específica. A fenomenologia de formação de ondas de choque acima descrita pode ser observada na Figura 3, precisamente no ponto B que está localizado na parte central da onda de choque. Observa-se que, num escoamento

supersônico, ao encontrar o obstáculo (corpo rombudo) ocorre à formação de uma onda de choque curva separada do corpo por certa distância. Essas características dependem do número de Mach à montante e da geometria do corpo. É válido ressaltar que a onda de choque é muito mais intensa onde é normal ao escoamento, ou seja, na parte mais próxima do corpo rombudo, e se torna mais fraca e curva ao afastar-se dessa posição. Ainda é possível observar o ponto A, ponto de estagnação onde a pressão é elevada e a velocidade é baixa, e ponto C, ponto de separação da camada limite.

Figura 3 – Escoamento compressível em torno de um cilindro quadrado



Fonte: AUTOR, 2016

Além das ondas de choque normal, têm-se as ondas de choque oblíquas que são ondas que formam um ângulo $\beta < 90^\circ$ com a direção do escoamento quando em contato com um corpo. Os choques oblíquos causam mudanças bruscas às linhas de corrente.

Quando o escoamento é hipersônico, também existem ondas de choque características, no entanto, pelo fato do escoamento ocorrer a altíssimas velocidades algumas características físicas, outrora desprezadas ou inexistentes no escoamento supersônico, tornam-se atuantes. Veículos de reentrada na atmosfera sofrem elevada força de arrasto e altas temperaturas superficiais que poderia destruir estes veículos. No momento da reentrada, o atrito provocado pelo grande número de moléculas escoando ao redor do veículo resulta num aumento da energia interna, o ar se torna cada vez mais denso até a formação de uma onda de choque. A

temperatura após o choque é bastante elevada e provoca mudanças significativas como alterações na composição do ar circundante quebrando moléculas e formando novas substâncias que muitas vezes são indesejáveis por seus efeitos danosos a estrutura do veículo e a dificuldade de comunicação entre espaçonave e estações terrestres. (WANG et al., 2013; QINGLIN, ZHIHONG e SHIKUI, 2016)

Kostoff e Cummings (2013) reiteram os fenômenos químicos supracitados, além de avaliarem uma série de outros fenômenos físicos e químicos envolvidos no escoamento compressível como a aeroelasticidade e a dinâmica dos gases rarefeitos. Eles avaliaram os desafios de projeto de veículos de altas velocidades e elencaram os principais como sendo o combustível, a estrutura, o material utilizado, o ruído, o sistema de propulsão e o sistema de proteção térmica.

À medida que cresce o número de Mach, aumenta também a entropia, fazendo com que, em choques curvos surjam elevados gradientes de entropia. Uma grande parcela de energia cinemática associada a altos valores de Mach transforma-se em energia interna para o fluido devido aos efeitos viscosos. O aumento da energia interna é liberado em forma de calor. Sabe-se que o gradiente de pressão normal ao escoamento é nulo na camada limite e que a temperatura nessa mesma região aumenta coincidentemente com o decréscimo de densidade. Dessa maneira, a camada limite cresce em tamanho, e geralmente pode misturar-se ou fundir-se com a camada de choque (é dita fina para altos valores de Mach), que é a região compreendida entre a onda de choque e o corpo rombudo.

Tendo em vista toda a problemática que envolve o escoamento compressível, diversos estudos experimentais e numéricos foram realizados a fim de discutir soluções e alguns deles serão apresentados a seguir.

Brodetsky e Shevchenko (2003) analisaram experimentalmente um cone truncado em um escoamento supersônico para vários números de Mach e ângulos de ataque. Verificou-se que a origem da onda de choque determina o caráter da distribuição de pressão ao longo da geratriz do cone truncado.

Kobayashet al. (2007) estudou um dispositivo aerodinâmico com a finalidade de reduzir o arrasto, denominado MDR (*mult-row-disk*) que diz respeito a um veículo de corpo cônico possuindo discos estabilizadores em sua direção axial. Diversos estudos foram feitos com números de Mach variando entre 0,6 e 3, o ângulo de ataque variando entre -4° e 12° , além de diversas variações da geometria, desde aquelas sem os discos estabilizadores até os MDR's. Houve ainda a inserção de

cavidade no corpo cônico do MDR. Foi observado que quanto maior a quantidade de discos menor era a oscilação devido à pressão dentro e fora das cavidades e também diminuía a vibração estrutural, além do decréscimo da força de arrasto. Foi possível notar também que após a inserção das cavidades houve maior estabilidade aerodinâmica.

Bono e Awruch (2010) investigaram os fenômenos físicos envolvidos nas interações onda de choque/onda de choque e onda de choque/camada limite através de simulação numérica. O modelo analisado consiste em um cilindro com uma ponta hemisférica, um cone com um ângulo de 30 graus e uma cola cilíndrica. Para as simulações foram considerados, número de Mach igual a 2,95 e 4,04 e ângulos de ataque de 10° e 20°. Do estudo numérico foi possível concluir que a intensidade dos fenômenos da interação onda de choque/onda de choque aumenta na medida em que cresce o número de Mach e ângulo de ataque. Também se observou que a região de interação se move segundo a combinação $M - \alpha$. Essas informações são imprescindíveis para o dimensionamento do sistema estrutural e de proteção térmica.

Veículos hipersônicos estão sujeitos a altos níveis de arrasto e de aero aquecimento devido à forte onda de choque que se forma a frente do corpo, onde o escoamento é desacelerado abruptamente e os níveis de pressão e temperatura aumentam bastante. Ahmed e Qin (2011) investigaram dispositivos capazes de reduzir esses efeitos e apresentou duas sugestões: acoplar ao corpo rombudo uma haste⁵ com a extremidade pontiaguda ou com uma semiesfera. Para o primeiro caso, é sabido que essa configuração transforma a onda de choque normal em uma onda de choque oblíqua de menor intensidade e cria uma camada cisalhante que limita os altos valores de pressão e temperatura, diminuindo assim o arrasto e o aero aquecimento, bem como a segunda configuração o faz reduzindo a intensidade da onda de choque.

Foi observado que a haste com extremidade pontiaguda é mais eficiente para redução do aero aquecimento. Em contrapartida, a haste com a extremidade em forma de semiesfera é eficaz na redução do arrasto.

⁵ Da literatura inglesa, *spike*.

3 METODOLOGIA DO TRABALHO

3.1 Definição do problema incompressível e aproximação

As equações de conservação de massa e de quantidade de movimento são as equações mais gerais para a descrição de um escoamento em um meio contínuo, tridimensional, isotérmico, turbulento e em regime transiente. Desprezando as forças de volume e a existência de fonte/sumidouro as equações que governam o problema podem ser escritas da seguinte maneira:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} = 0 \quad em \quad \Omega \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} \delta_{ij} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad em \quad \Omega \quad (7)$$

Com $i, j = 1, 2, 3$ onde $\Omega \subset \mathbb{R}^N$ e $(0, T)$ são os domínios espacial e temporal, respectivamente, $N = 3$ é o número de dimensões espaciais e T denota o contorno de Ω . As coordenadas espaciais e temporais são denotadas por \mathbf{x} e t . v_i é a componente da velocidade na direção da coordenada x_i , ρ é a massa específica, p é a pressão termodinâmica, τ_{ij} são as componentes do tensor de tensões viscosas e δ_{ij} é o delta de Kronecker.

Considerando a hipóteses de Stokes a equação constitutiva é definida como:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (8)$$

Onde μ é a viscosidade dinâmica do fluido. Para definir totalmente o problema, devem-se adicionar ao sistema de equações, dado pelas Eq. (6) e (7), as condições iniciais e de contorno para as variáveis. As condições iniciais, em $t = t^0$, são dadas por:

$$v_i = v_i^0, \quad p = p^0 \quad (9)$$

As condições de contorno essenciais (Dirichlet) são as seguintes:

$$v_i = \bar{v}_i \quad \text{em } T_v \quad (10)$$

$$p = \bar{p} \quad \text{em } T_p \quad (11)$$

Onde, \bar{v}_i e \bar{p} são os valores prescritos das variáveis v_i e p nas partes T_v e T_p do contorno T . As condições de contorno naturais (Neumann) são dadas por:

$$(-p\delta_{ij} + \tau_{ij})n_j = \hat{t}_i \quad \text{em } T_\sigma \quad (12)$$

Sendo, n_j os cossenos diretores da normal externa num ponto de T_σ com o eixo x_j , \hat{t}_i é a componente de uma força de superfícies na direção do x_i , atuando na parte T_σ do contorno.

Para o desenvolvimento do presente trabalho foi empregado o programa, HEXAFEM_3D_3FF (Bono, Lyra e Bono, 2011; Bono, Lyra e Bono, 2011a). O escoamento é analisado empregando as equações de Navier-Stokes e uma equação de conservação de massa considerando a hipótese de pseudo-compressibilidade para problemas isotérmicos. As equações são resolvidas empregando o Método dos Elementos Finitos (MEF), usando uma série de Taylor e o clássico método de Bubnov-Galerkin (Bono, Lyra e Bono, 2011a) para a discretização do tempo e do espaço, respectivamente.

O esquema de Taylor-Galerkin (TG) pode ser interpretado como a versão em elementos finitos do método de Lax-Wendroff usado em diferenças finitas. No presente trabalho não foram estudados casos de escoamentos turbulentos, mas o programa utilizado emprega para casos desse tipo a Simulação de Grandes Escalas com os modelos de Smagorinsky clássico e de Smagorinsky dinâmico para as escalas inferiores à resolução da malha. Para a discretização do domínio espacial utiliza-se o elemento isoparamétrico hexaédrico de oito nós e o elemento isoparamétrico tetraédrico de quatro nós. As matrizes do elemento correspondentes são obtidas analiticamente, empregando integração numérica reduzida.

3.2 Definição do problema compressível e aproximação

As equações da continuidade, de quantidade de movimento e da energia são as equações mais gerais para a descrição de um escoamento em um meio contínuo, viscoso e em regime transiente. Desprezando as forças de volume e a fonte/sumidouro de energia, as equações de conservação escritas em forma compacta e adimensionalizadas ficam da seguinte maneira:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} = 0 \quad \text{em } \Omega \quad (13)$$

Onde $\Omega \subset \mathbb{R}^n_{sd}$ e $(0, T)$ são os domínios espacial e temporal, respectivamente, onde $n_{sd} = 3$ é o número de dimensões espaciais e T denota o contorno de Ω . As coordenadas espaciais e temporais são denotadas por \mathbf{x} e \mathbf{t} . \mathbf{U} é o vetor de incógnitas das variáveis conservativas, \mathbf{F}_i e \mathbf{G}_i são, respectivamente, os vetores de fluxo não viscoso e difusivos dados por:

$$\mathbf{U} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho v_j \\ \rho e \end{Bmatrix} \quad \mathbf{F}_i = \begin{Bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_j v_i + p \delta_{ij} \\ v_i (\rho e + p) \end{Bmatrix} \quad \mathbf{G}_i = \begin{Bmatrix} 0 \\ -\tau_{ij} \\ -\tau_{ij} v_i - q_i \end{Bmatrix} \quad (14)$$

Com $i, j = 1, 2, 3$. Onde v_i é a componente da velocidade na direção da coordenada x_i , ρ é a massa específica, p é a pressão termodinâmica, τ_{ij} são as componentes do tensor de tensões viscosas, q_i é o vetor de fluxo de calor, e é a energia total específica e δ_{ij} é o delta de Kronecker.

Para um gás perfeito, a equação de estado e a energia interna u são dadas pelas seguintes equações:

$$p = (\gamma - 1)\rho u \quad (15)$$

$$u = c_v T = e - \frac{1}{2} v_i v_i \quad (16)$$

Onde p é a pressão, T é a temperatura e $\gamma = c_p/c_v$ com c_p e c_v sendo os coeficientes de calor específico a pressão e volume constantes, respectivamente.

Fazendo, $G_i = 0$ na Eq. (13) obtêm-se as equações para um escoamento não difusivo (equações de Euler). Para definir totalmente o problema, devem-se adicionar ao sistema de equações, dado pela Eq. (13), as condições iniciais e de contorno para as variáveis.

Foram empregados também os programas HEXAFEM_3D_CFF e TETRAFEM_3D_CFF (Bono, 2008) que resolvem problemas compressíveis com malhas com elementos hexaédricos e tetraedros respectivamente. As equações de Euler e Navier-Stokes também são resolvidas empregando o Método dos Elementos Finitos (MEF), usando uma série de Taylor e o clássico método de Bubnov-Galerkin para a discretização do tempo e do espaço, respectivamente. Para a resolução do método de Taylor-Galerkin (Bono, Bono e Awurch, 2011) emprega-se um esquema numérico explícito iterativo de um passo.

No presente trabalho serão resolvidos problemas tridimensionais (3D) e problemas bidimensionais (2D). O problema 2D foram modelados geometricamente como um problema tridimensional (1 elemento na direção perpendicular) sendo adotadas as condições de contorno para simular um escoamento bidimensional. Dentre esses problemas serão utilizadas malhas uniformes e não uniformes para execução da simulação.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

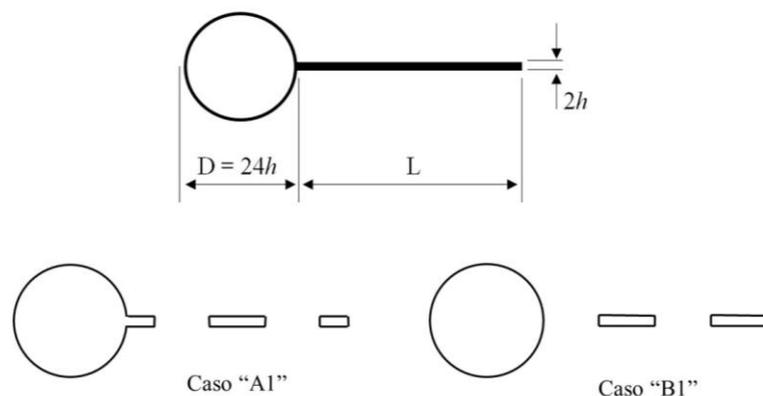
Inicialmente, serão apresentadas as geometrias, domínio computacional e condições de contorno para os casos incompressíveis, sendo estudado o dispositivo passivo de atenuação de VIV. Posteriormente, serão apresentadas as geometrias, domínio computacional e condições de contorno para os casos compressíveis apresentando exemplos dos regimes supersônico e hipersônico.

4.1 Geometria, Domínio Computacional e Condições de Contorno

4.1.1 Escoamento em um dispositivo do tipo *Splitter Plate* (2D)

O primeiro estudo está relacionado ao escoamento incompressível viscoso e a análise dos principais parâmetros aerodinâmicos de um dispositivo de controle passivo de desprendimento de vórtices. Analisa-se um cilindro circular (CC) com placa plana separadora (*splitter plate*), que tem como função mitigar a formação e o desprendimento de vórtices.

Figura 4 – Geometria para o dispositivo do tipo *Splitter Plate*



Fonte: AUTOR, 2016

Na Figura 4, apresenta-se esquematicamente o cilindro circular com o dispositivo tipo *splitter plate* e suas dimensões. O CC possui diâmetro unitário e as placas separadoras estão localizadas à jusante do mesmo. As placas planas apresentam furos de comprimento $L/4$, sendo que no caso A1 a placa plana está presa à base do CC, e no caso B1 existe um furo entre a placa plana e o CC. O tamanho da placa varia nas seguintes proporções: $L/D=1$ e $L/D=2$. Deve-se ressaltar que a relação entre os tamanhos dos furos e o tamanho total da placa sempre se

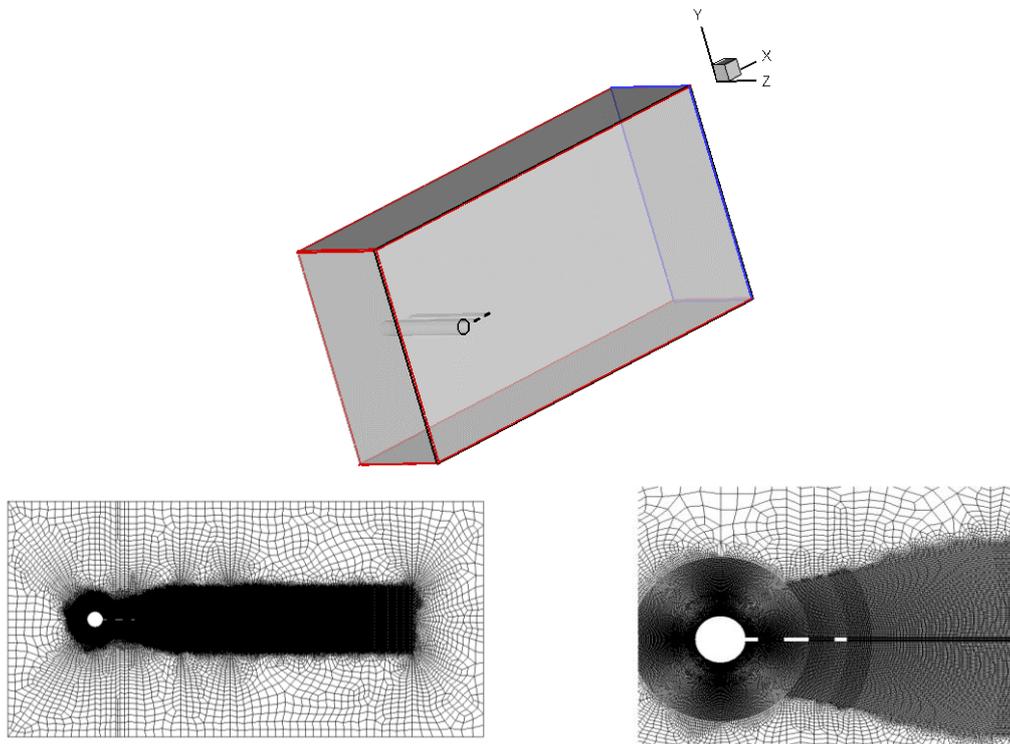
mantém igual a 0,50.

Todos os casos supracitados foram simulados para os números de Reynolds, $Re = 100$ e 160 . A validação do programa HEXAFEM_3D_IFF para exemplos clássicos com baixos e moderados números de Reynolds pode ser vista em Bono, Lyra e Bono (2011a), Cabral, Bono e Bono(2012) e Bono e Bono (2014).

Na Figura 5, são apresentados o domínio computacional e as malhas para os casos A1 e B1 com $L/D=2$. O exemplo é estudado como 2D, possui um domínio de $30[m] \times 16[m]$, com velocidade de entrada de $1 [m/s]$ na face de contorno vermelho e impondo a condição de pressão nula na face de contorno azul. Nas paredes do contorno sólido (CC e *splitter plate*) prescreve-se a condição de velocidade nula devido à condição de não escorregamento. Transversalmente, prescreve-se a condição de velocidade nula para garantir uma análise bidimensional.

As malhas utilizam elementos hexaédricos e devem-se ressaltar duas regiões. A primeira região emprega uma malha uniforme com alto nível de refinamento ao redor do CC e da esteira, contando com 350 elementos definidos nas fronteiras do CC. A segunda área considera o restante do domínio com a utilização de uma malha não uniforme e com um baixo nível de refinamento para maior eficiência computacional. A média do número de nós e de elementos nas quatro malhas ficou em torno de 230000 e 112000, respectivamente.

Figura 5 – Domínio computacional e Malhas empregadas para o caso do *Splitter Plate*



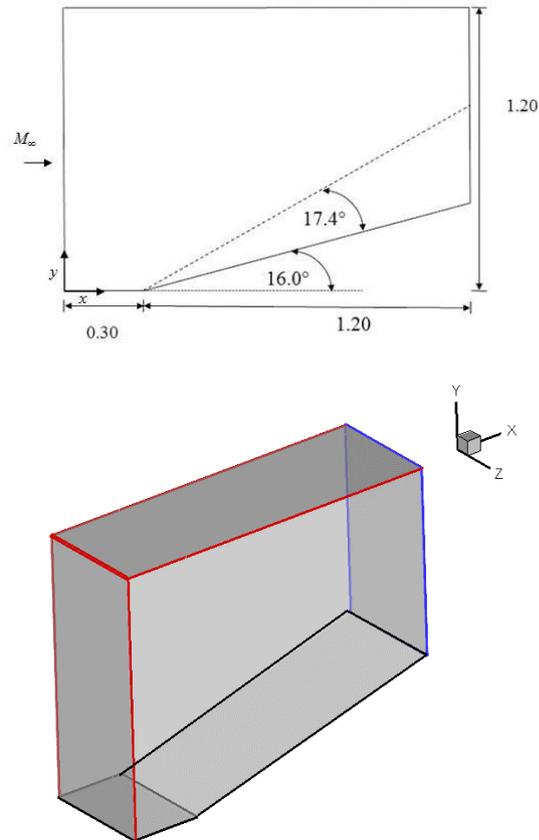
Fonte: AUTOR, 2016

4.1.2 Escoamento supersônico ao redor de uma Rampa (2D)

O primeiro estudo está relacionado ao escoamento invíscido supersônico ($M_\infty = 3$) ao redor de uma rampa. Na Figura 6, observa-se a rampa de 16° com as dimensões utilizadas, os planos destacados onde foram aplicadas as condições de contorno e a localização da formação da onda de choque calculada analiticamente com $17,4^\circ$ com relação à inclinação da rampa.

A rampa foi modelada considerando-se as seguintes condições de contorno: condições de corrente livre com $M_\infty = 3$, a massa específica do fluido $\rho_\infty = 1$, pressão de referência $p_\infty = 0,71428$ e a energia total $e_\infty = 6,2857$ aplicadas na face de contorno vermelho; Sobre a superfície da rampa (plano preto) aplica-se a condição de não deslizamento (velocidade nula); no plano azul as condições de contorno são livres; por fim, transversalmente tem-se a velocidade nula para garantir que a análise feita seja bidimensional.

Figura 6 – Domínio Computacional e Geometria para o caso da Rampa



Fonte: AUTOR, 2016

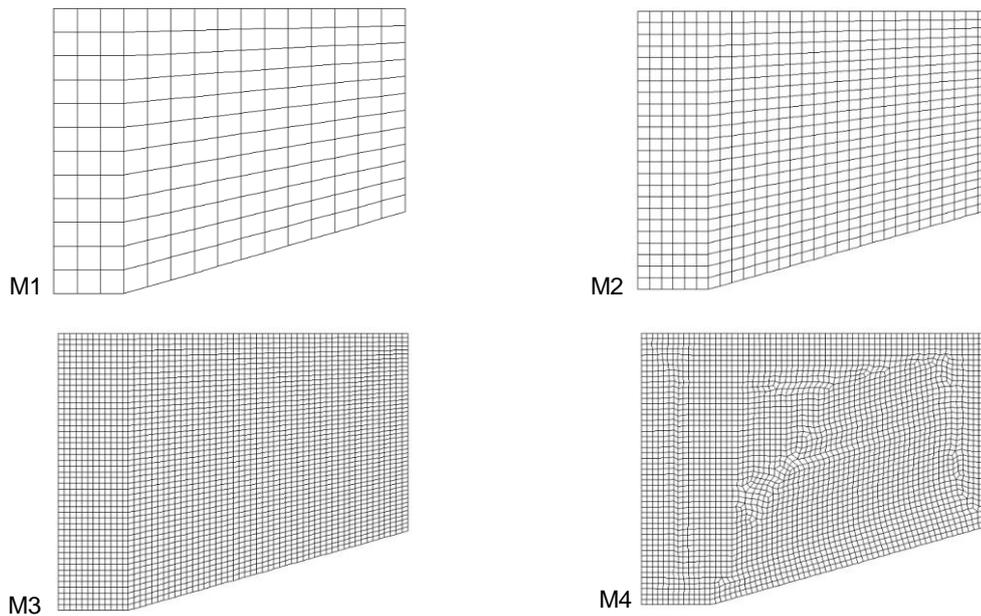
Com intuito de analisar os efeitos da malha nos resultados finais, estuda-se como o nível de refinamento e o tipo de malha (uniforme ou não) influenciam. Na Figura 7, mostram-se as quatro malhas empregadas no estudo. As malhas M1, M2 e M3 possuem um nível de refinamento crescente, enquanto que as malhas M3 e M4 possuem o mesmo nível de refinamento, no entanto a malha M3 é uniforme e a malha M4 é não uniforme. Os valores de nós e elementos são apresentados na Tabela 1.

Tabela 1 – Dados das Malhas para o caso da Rampa

Malha	Nós	Elementos
M1	416	180
M2	1550	720
M3	5978	2880
M4	5992	2888

Fonte: AUTOR, 2016

Figura 7 – Estudo comparativo de Malhas para o caso da Rampa

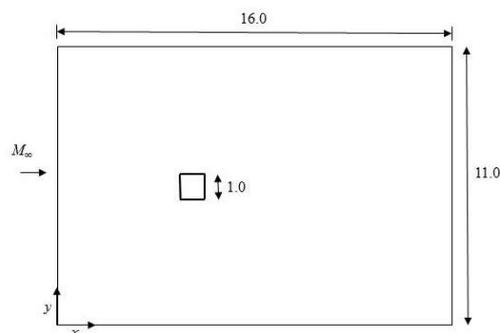


Fonte: AUTOR, 2016

4.1.3 Escoamento supersônico em torno de um Cilindro Quadrado (2D)

O segundo estudo está relacionado ao escoamento invíscido supersônico ($M_\infty = 3$) em torno de um cilindro quadrado. Na Figura 8, observar-se a geometria com as dimensões utilizadas. As condições de contorno são similares ao caso apresentado na seção 4.1.2, assim como também é aplicada a condição de não deslizamento no cilindro quadrado e transversalmente aplica-se também a velocidade nula para garantir que a análise feita seja bidimensional.

Figura 8 – Domínio Computacional e Geometria para o caso do Cilindro Quadrado



Fonte: AUTOR, 2016.

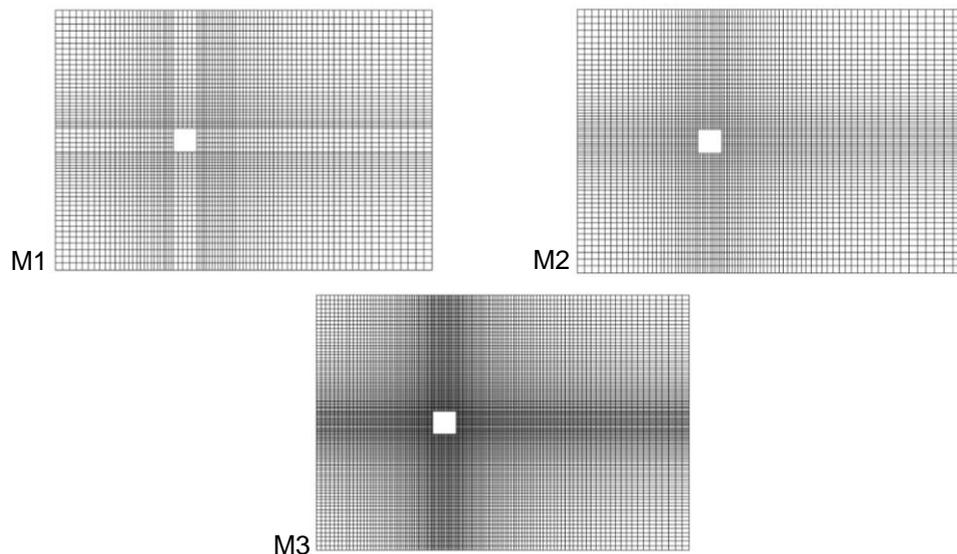
Na Figura 9, mostram-se as três malhas empregadas no estudo de refinamento de malha. As malhas M1, M2 e M3 são uniformes, utilizam elementos hexaédricos e possuem um nível de refinamento crescente. Os valores de nós e elementos são apresentados na Tabela 2.

Tabela 2 – Dados das Malhas para o caso do Cilindro Quadrado

Malha	Nós	Elementos
M1	9928	4813
M2	10758	5212
M3	30466	14944

Fonte: AUTOR, 2016

Figura 9 – Malhas empregadas para o caso do escoamento ao redor de um Cilindro Quadrado



Fonte: AUTOR, 2016

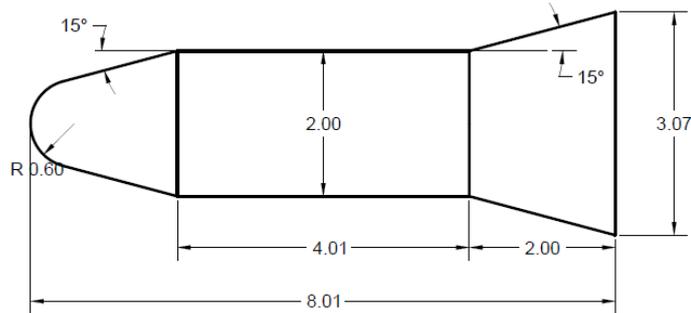
4.1.4 Escoamento supersônico em torno de Corpo Rombudo (2D)

O terceiro estudo está relacionado ao escoamento invíscido supersônico ($M_\infty = 3,03$) em torno de um corpo rombudo formado por uma parte central cilíndrica, o nariz em forma de cone com ponta hemisférica, a extremidade final do corpo é em forma de cone truncado, possui axissimetria e as dimensões apresentadas na Figura 9.

Esse exemplo foi estudado de maneira experimental e analítica por Inouye e Sisk (1962). As condições de contorno são similares ao caso apresentado na seção 4.1.2, exceto pelo valor da energia total que é $e_\infty = 6,3761$. Também é aplicada a

condição de não deslizamento no corpo rombudo, transversalmente aplica-se também a velocidade nula para garantir que a análise feita seja bidimensional. Considera-se apenas a metade da geometria, devido à simetria do escoamento, diminuindo assim o esforço computacional.

Figura 10 – Domínio Computacional e Geometria do Corpo Rombudo

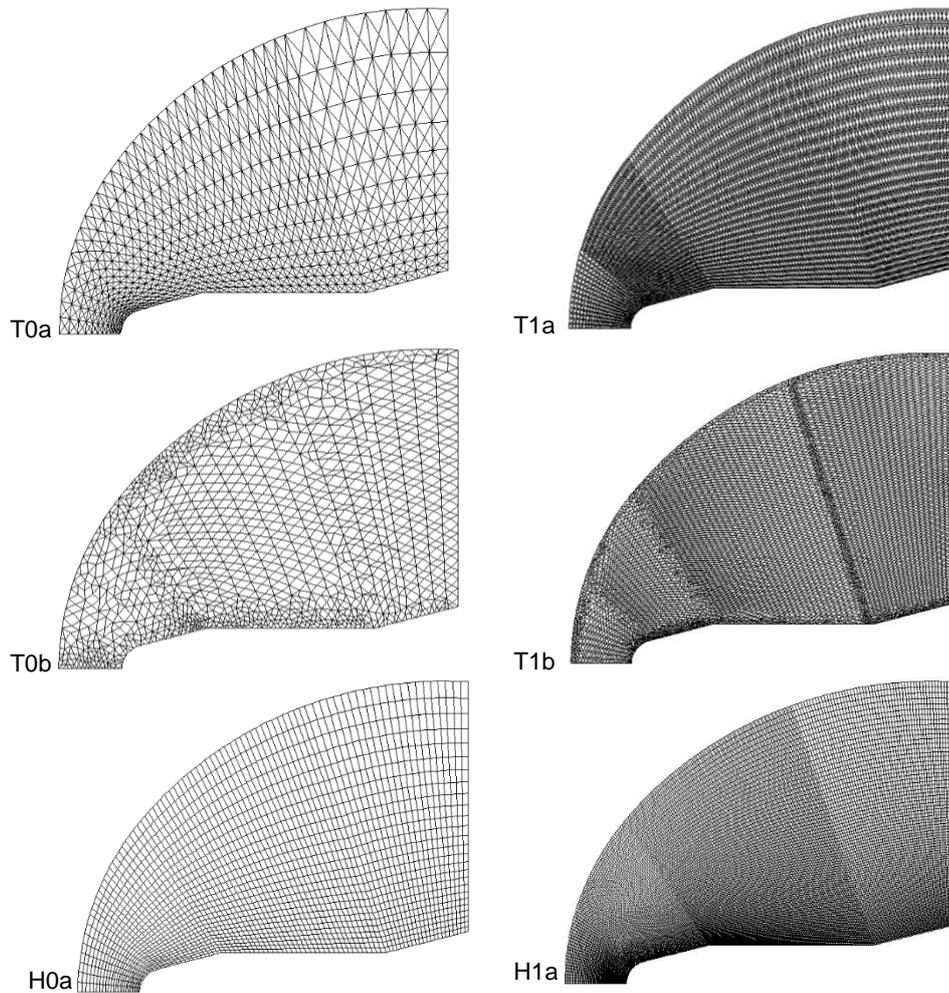


Fonte: AUTOR, 2016

A fim de estudar os efeitos da malha nos resultados finais, analisa-se como influenciam o refinamento, o tipo de malha (uniforme ou não) e o tipo de elemento (tetraedro ou hexaedro). Na Figura 11, apresentam-se as seis malhas empregadas no estudo.

Cada malha foi nomeada como três caracteres: o primeiro caractere faz referência ao tipo de elementos utilizado, sendo T para tetraedro e H para hexaedro; o segundo caractere faz referência ao nível de refinamento, sendo 0 indicativo da malha menos refinada e 1 indicativo da malha mais refinada; o terceiro caractere faz referência a uniformidade da malha, sendo "a" indicativo de malha uniforme e "b" indicativo de malha não uniforme. Os valores de nós e elementos são apresentados na Tabela 3.

Figura 11 – Estudo comparativo de Malhas para o caso do Corpo Rombudo



Fonte: AUTOR, 2016

Tabela 3 – Dados das Malhas para o caso do Corpo Rombudo

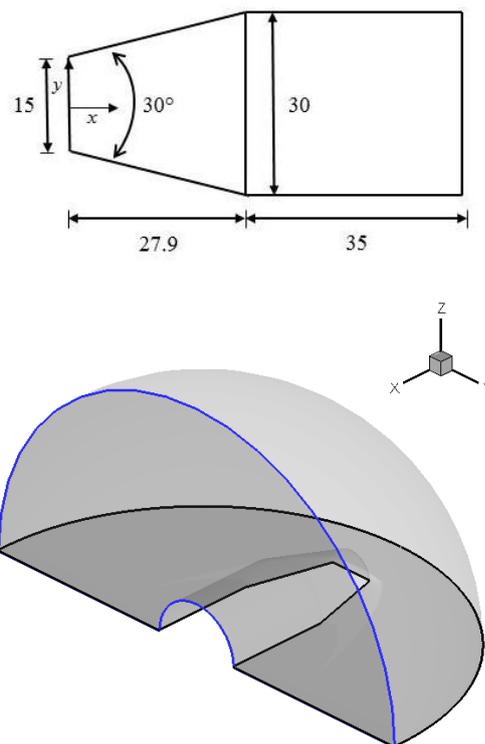
Malha	Nós	Elementos
T0a	1040	2340
T1a	9048	21700
T0b	828	2206
T1b	6583	19562
H0a	4428	2106
H1a	46256	22795

Fonte: AUTOR, 2016

4.1.5 Escoamento hipersônico ao redor de um Cone Truncado (3D)

O quarto estudo está relacionado ao escoamento invíscido hipersônico ($M_\infty = 5,00$) em torno de um cone truncado. As dimensões e os planos das condições de contorno são apresentados na Figura 12. Esse exemplo foi estudado experimental por Yang et al. (2012). O cone truncado foi modelado considerando-se as seguintes condições de contorno: condições de corrente livre com $M_\infty = 5$, a massa específica do fluido $\rho_\infty = 1$, pressão de referência $p_\infty = 0,71428$ e a energia total $e_\infty = 14,2857$ aplicadas na face curva; Sobre a superfície do cone propriamente dito aplica-se a condição de não deslizamento (velocidade nula); no plano azul as condições de contorno são livres. Considera-se apenas a metade da geometria, devido à simetria do escoamento, diminuindo assim o esforço computacional.

Figura 12 – Domínio Computacional e Geometria do Cone Truncado

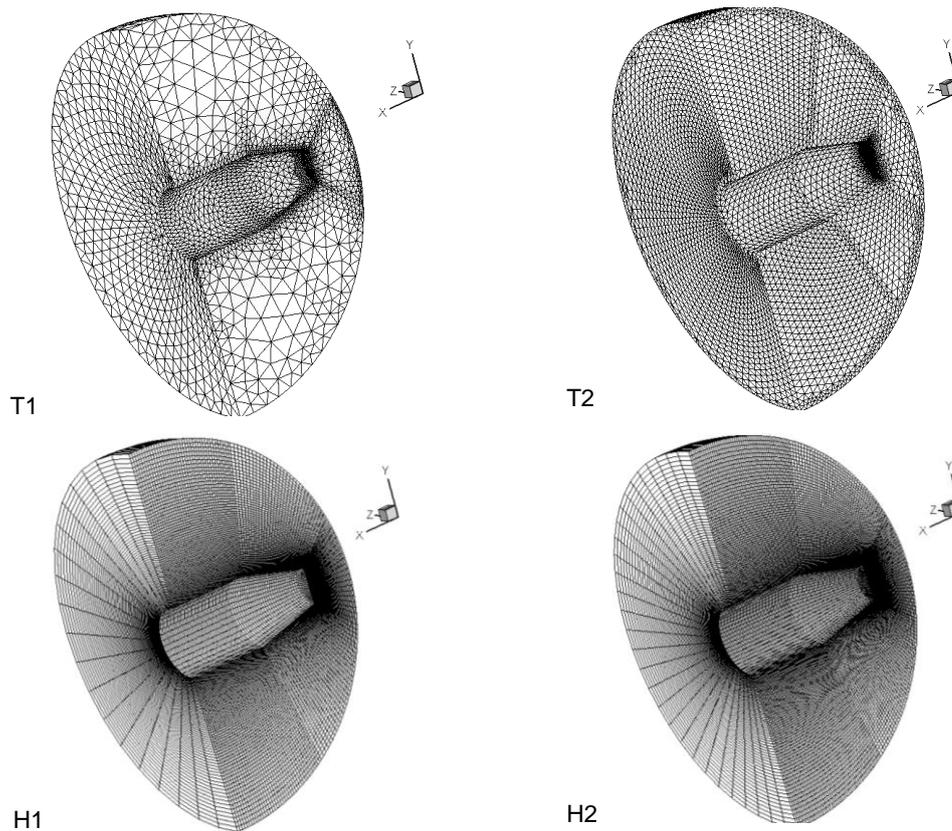


Fonte: AUTOR, 2016

Tendo como propósito analisar os efeitos da malha e do tipo de elemento nos resultados finais, estuda-se como o nível de refinamento, tipo de malha (uniforme ou não) e tipo de elemento (tetraedro ou hexaedro) influenciam. Na Figura 13, mostram-se as quatro malhas empregadas no estudo. Empregam-se, duas malhas de

elementos hexaédricos uniformes, sendo H1 e H2 com níveis de refinamento crescente e duas malhas de elementos tetraédricos não uniformes, sendo T1 e T2 com níveis de refinamento crescente. Todos os exemplos foram simulados para dois ângulos de ataque: 0° e 12° . Devido à simetria do problema, apenas metade do problema é discretizado. O número de nós e elementos das malhas são apresentados na Tabela 4.

Figura 13 – Estudo comparativo de Malhas para o caso do Cone Truncado



Fonte: AUTOR, 2016

Tabela 4 – Dados das Malhas para o caso do Cone Truncado

Malha	Nós	Elementos
T1	12546	63937
T2	37894	204191
H1	114696	106642
H2	221112	209450

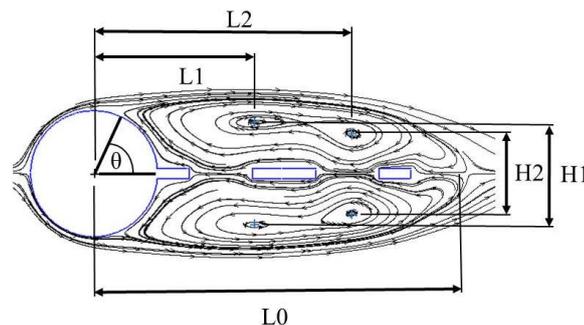
Fonte: AUTOR, 2016

4.2 Aplicações Numéricas

4.2.1 Dispositivo *Splitter Plate*

Na Figura 14, mostram-se detalhes das medidas que foram extraídas da topologia do escoamento para o caso dos resultados médios. Tomando-se como referência o centro do cilindro circular, considera-se: L_0 – distância do centro do cilindro ao final da região de recirculação; L_1 – distância do centro do cilindro ao centro do primeiro par de vórtices; L_2 – distância do centro do cilindro circular ao centro do segundo par de vórtices, caso exista; H_1 – distância entre os centros do par de vórtices mais próximos do cilindro; H_2 – distância entre os centros do par de vórtices mais afastados do cilindro caso exista; θ – ângulo de separação da camada limite em relação à linha de simetria.

Figura 14 – Detalhes das medidas realizadas no dispositivo do tipo *Splitter Plate*



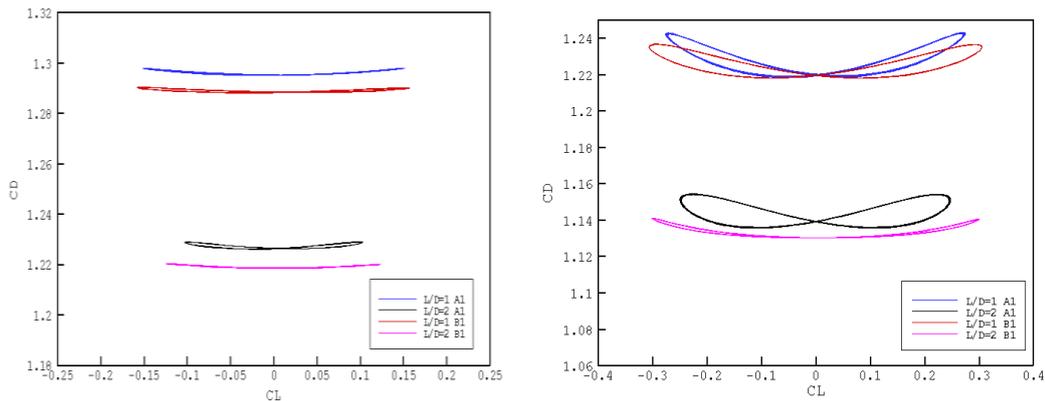
Fonte: AUTOR, 2016

Na Figura 15, mostram-se as figuras de Lissajous para os casos A1 ($L/D= 1$ e 2) e B1 ($L/D= 1$ e 2) considerando os números de Reynolds 100 e 160. Estas curvas representam a variação das amplitudes e a relação entre fases e frequências dos coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D).

Pode-se observar que todas as curvas são simétricas em relação à linha $C_L = 0,0$ e o aumento do número de Reynolds provoca um acréscimo na amplitude do C_L e uma diminuição no valor médio de C_D . Independentemente do número de Reynolds e do tipo de disposição dos furos (casos A1 e B1), as placas planas de comprimento maior ($L/D = 2$) sempre apresentam um valor menor do coeficiente de arrasto quando comparadas as placas de menor comprimento ($L/D = 1$). Para as placas planas com o mesmo comprimento, independentemente do número de Reynolds, observa-se que os casos B1 sempre apresentam um C_D levemente

inferior aos casos A1. Por sua vez, os casos A1 sempre mostram um valor de amplitude do CL relativamente inferior em comparação aos casos B1. Os menores valores do coeficiente de arrasto médio e amplitude do coeficiente de sustentação foram obtidos para o comprimento da placa igual a $L/D = 2,0$.

Figura 15 – Figuras de Lissajous para o CC com placa plana com furos do tipo A1 e B1 para $Re = 100$ e 160



Fonte: AUTOR, 2016

Na Tabela 5, apresentam-se os valores dos principais coeficientes aerodinâmicos ($C_{L,MÉD}$, C_D , $C_{L,RMS}$, $C_{D,RMS}$, S_t) sobre o CC sem placa, com placa sólida e placa com furos do tipo A1 e B1 para Reynolds 100 e 160 obtidos no presente trabalho e sua comparação com os dados apresentados por diversos autores. Os valores RMS⁶ são valores da raiz do valor quadrático médio dos coeficientes C_L e C_D . Observa-se boa concordância entre os casos apresentados neste trabalho e aqueles apresentados por Bono e Bono (2014). Quando se compara os coeficientes do CC com a placa sólida e com a placa com furos, observa-se um decréscimo de valores de C_D e S_t . Quando se compara os valores dos coeficientes do CC sem placa e com placa, independente dos furos, observa-se que os casos com furos apresentam menores valores para praticamente todos os coeficientes, atentando para que uma redução no S_t significa uma diminuição na frequência de desprendimento de vórtices o que justifica essa escolha de solução de controle passivo da formação de vórtices.

⁶ Do inglês, *root mean square*

Tabela 5 – Comparação dos principais coeficientes aerodinâmicos sobre o CC sem placa, com placa sólida e com furos, entre os valores do presente trabalho e diversos autores para $Re = 100$ e 160

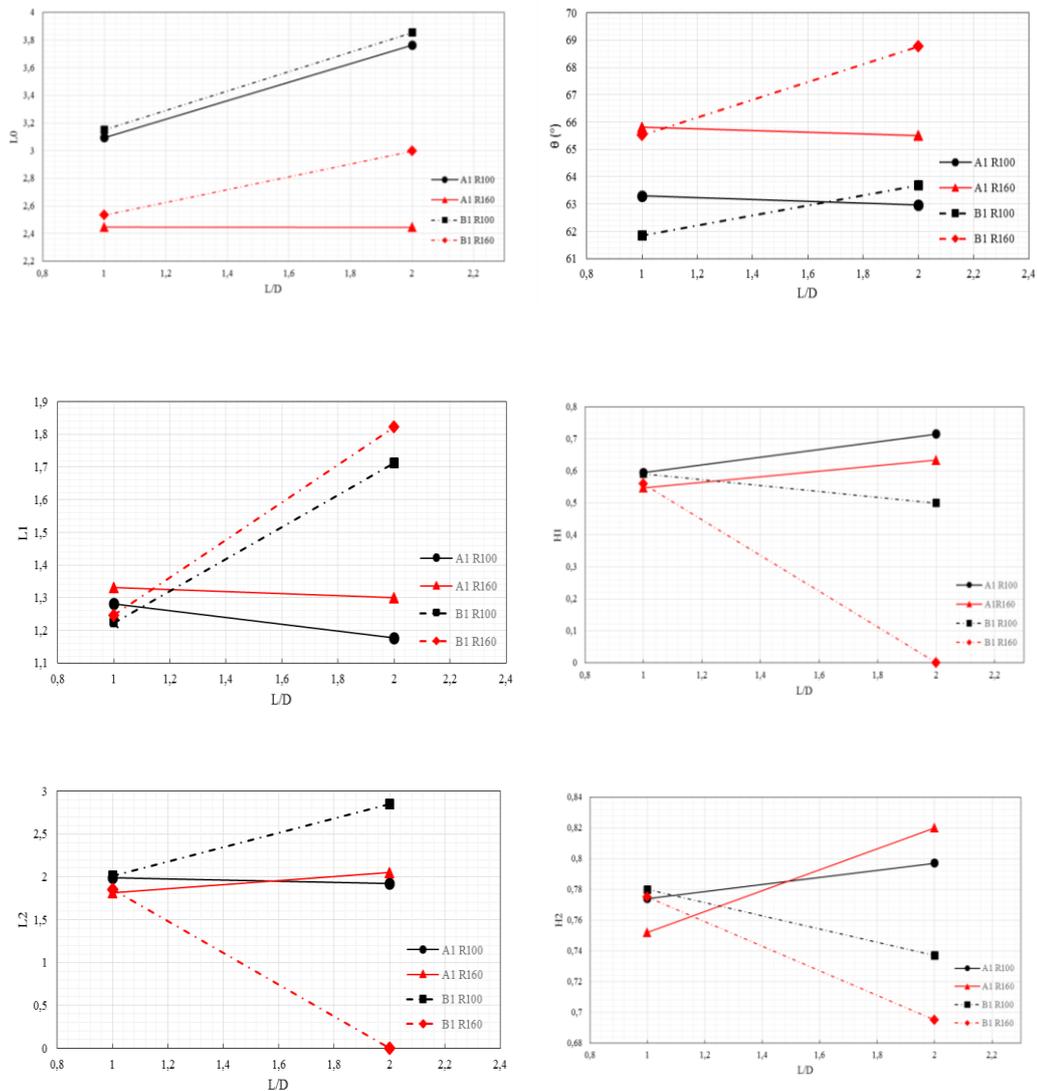
Re	Referências	Tipo	L/D	$C_{L,MÉD}$	C_D	$C_{L,RMS}$	$C_{D,RMS}$	S_t
100	Autor (2017)	A1	1	$\pm 0,152$	1,296	0,107	1,294	0,166
	Bono e Bono (2014)		1	$\pm 0,151$	1,261	-	-	0,148
	Autor (2017)		2	$\pm 0,103$	1,227	0,073	1,225	0,149
	Bono e Bono (2014)		2	$\pm 0,105$	1,191	-	-	0,147
	Autor (2017)	B1	1	$\pm 0,157$	1,289	0,110	1,287	0,160
	Bono e Bono (2014)		1	$\pm 0,165$	1,266	-	-	0,158
	Autor (2017)		2	$\pm 0,125$	1,219	0,088	1,216	0,158
	Bono e Bono (2014)		2	$\pm 0,131$	1,192	-	-	0,143
	Kwon e Choi (1996)	CC	1	-	1,180	-	-	0,137
	Kwon e Choi (1996)		2	-	1,080	-	-	0,139
	Hwang, Yang e Sun (2003)		1	-	1,170	-	-	0,134
	Sudhakar e Vengadesan (2012)		1	-	1,174	-	-	0,139
	Calhoun (2002)		-	$\pm 0,298$	$1,330 \pm 0,014$	-	-	0,175
	Ding et. al (2004)		-	$\pm 0,280$	$1,325 \pm 0,008$	-	-	0,164
	Baranyi e Lewis (2006)	-	-	1,340	0,229	0,006	0,166	
	Perumal, Kumar e Dass (2014)	-	$\pm 0,289$	1,290	-	-	-	
160	Autor (2017)	A1	1	$\pm 0,275$	1,231	0,195	1,229	0,199
	Bono e Bono (2014)		1	$\pm 0,265$	1,197	-	-	0,193
	Autor (2017)		2	$\pm 0,248$	1,145	0,175	1,143	0,170
	Bono e Bono (2014)		2	$\pm 0,245$	1,150	-	-	0,168
	Autor (2017)	B1	1	$\pm 0,306$	1,227	0,214	1,225	0,183
	Bono e Bono (2014)		1	$\pm 0,289$	1,207	-	-	0,194
	Autor (2017)		2	$\pm 0,301$	1,135	0,215	1,133	0,162
	Bono e Bono (2014)		2	$\pm 0,300$	1,110	-	-	0,161
	Kwon e Choi (1996)	CC	1	-	1,100	-	-	0,155
	Kwon e Choi (1996)		2	-	1,040	-	-	0,168
	Hwang, Yang e Sun (2003)		1	-	1,080	-	-	0,156
	Sudhakar e Vengadesan (2012)		1	-	1,095	-	-	0,159
	Baranyi e Lewis (2006)		-	-	1,327	$\pm 0,388$	0,021	0,188

Fonte: AUTOR, 2017.

Na Figura 16, apresentam-se as principais medidas características dos vórtices no caso dos resultados médios, conforme a nomenclatura apresentada na Figura 14. Todos os gráficos apresentados são em função do tamanho da placa, L/D. Para o comprimento L_0 , observa-se que os valores crescem com o aumento do comprimento placa, ficando praticamente inalterado para o caso B1 com $Re = 160$. Os maiores valores de L_0 estão associados a $Re = 100$. O gráfico que apresenta o ângulo de separação do escoamento θ , mostra que o valor da variável permanece

praticamente constante para os casos A1 e para os casos B1 cresce de acordo com o aumento da placa plana.

Figura 16 – Medidas características dos vórtices apresentados na Figura 14 (L , θ , L_1 , H_1 , L_2 e H_2) em função do comprimento da placa plana e do número de Reynolds para os casos A1 e B1.

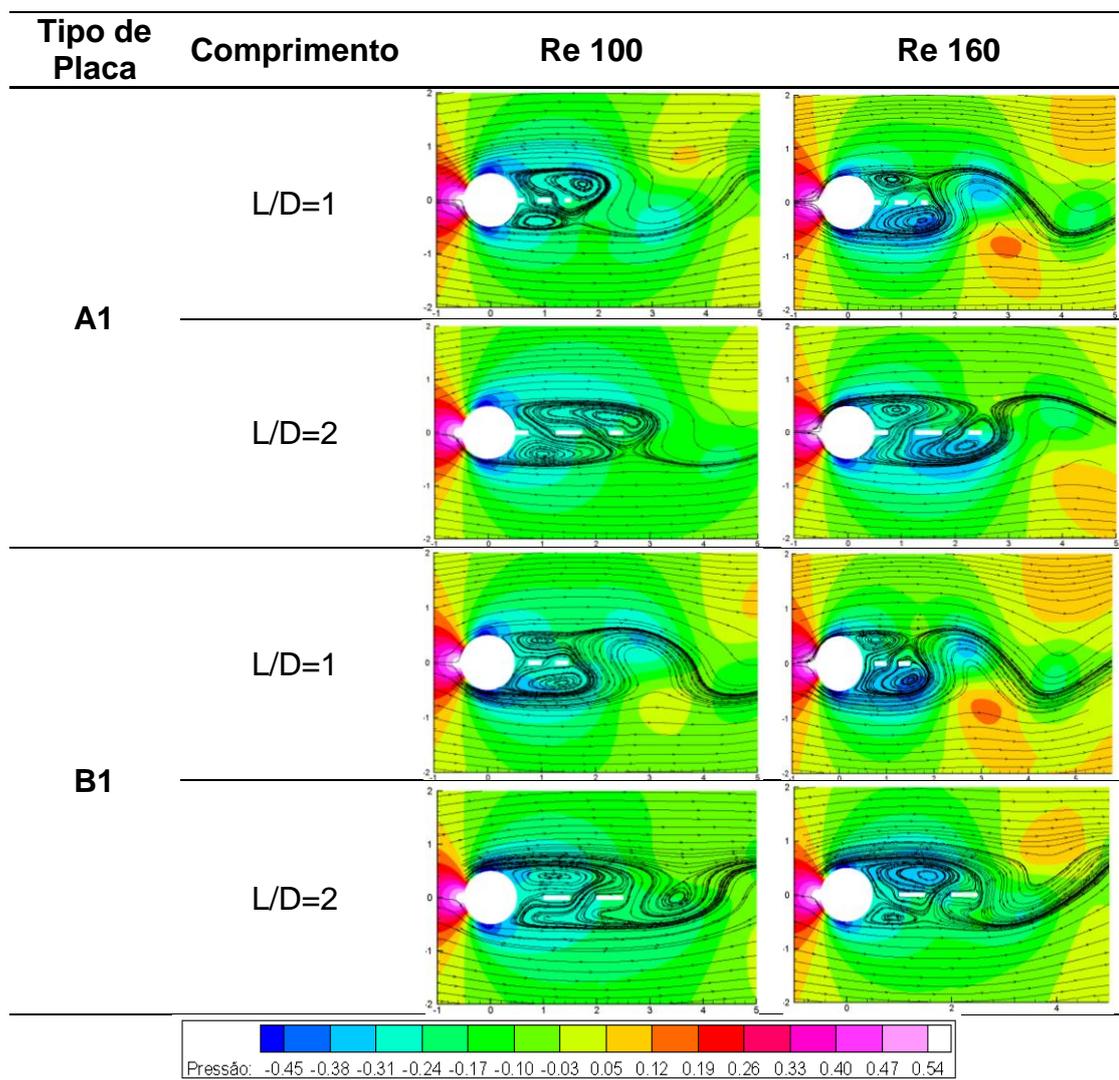


Fonte: AUTOR, 2016

O gráfico que apresenta a medida L_1 , mostra que os valores da variável aumentam para o caso B1 e diminuem para o caso A1 conforme aumenta o comprimento da placa. Por sua vez, a medida L_2 , mostra que para $Re = 100$, os valores da variável diminuem para o caso A1 e aumentam para o caso B1 conforme aumenta o comprimento da placa, acontecendo o comportamento contrário para $Re = 160$. Deve-se ressaltar que para o caso B1 com $L/D = 2$ o valor é nulo já que não

se formou um segundo par de vórtices. Por sua vez, para o caso A1 com $L/D = 2$ ainda se formou um terceiro par de vórtices com uma distância 19% maior em relação ao segundo par de vórtices formados. Nos gráficos que apresentam as medidas H1 e H2, observa-se que conforme aumenta o comprimento da placa os valores das variáveis aumentam para os casos A1 e diminuem para os casos B1. Deve-se observar que para H1 o valor máximo corresponde para $Re = 100$, entretanto, para o comprimento H2 o valor máximo obtém para $Re = 160$.

Tabela 6 – Distribuição de Pressão e Linhas de Corrente para o dispositivo do tipo *Splitter Plate*



Fonte: AUTOR, 2016

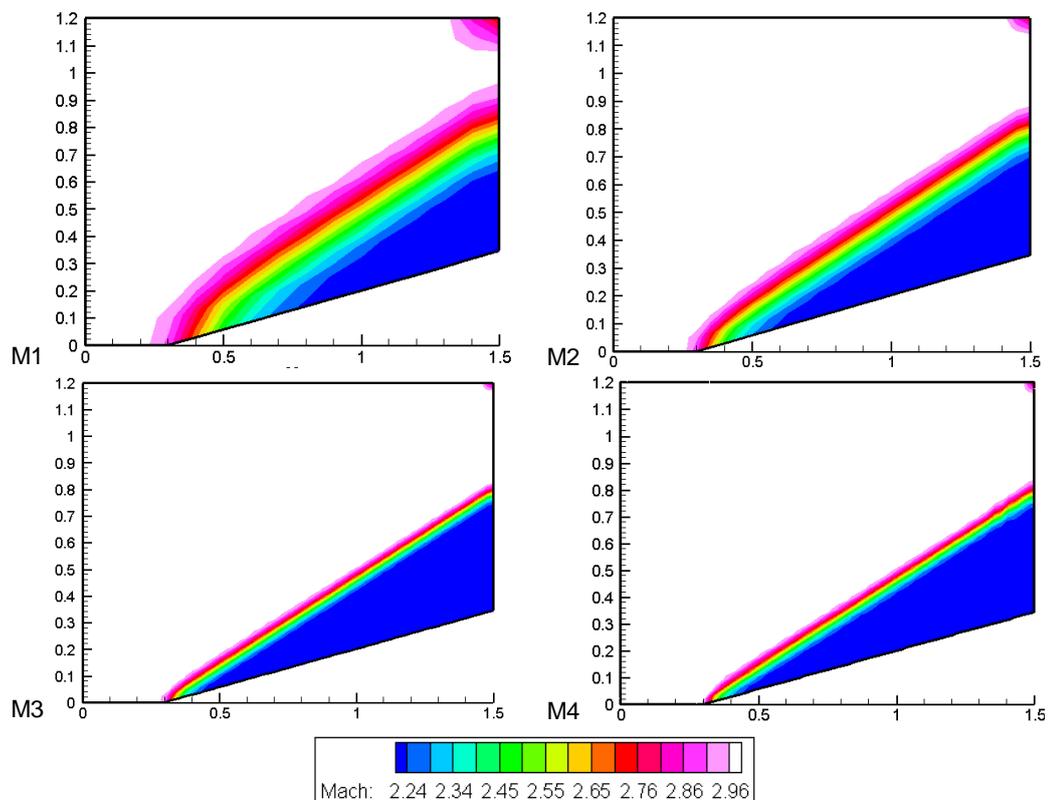
Os resultados da distribuição de pressão e linhas de corrente para o CC com as placas separadoras são apresentados na Tabela 6. Pode-se observar uma concordância entre a Tabela 6 e os dados apresentados anteriormente. É possível

visualizar os pontos definidos na Figura 1 para o escoamento incompressível: o ponto de estagnação onde a pressão é máxima (cor branca) à montante do corpo; os pontos onde a pressão é mínima (cor azul escuro); o ponto de separação do escoamento.

4.2.2 Escoamento supersônico ao redor de uma Rampa (2D)

Na Figura 17, mostra-se a distribuição do número de Mach para o caso do exemplo da rampa. Pode-se observar que na proximidade da onda de choque oblíqua há uma variação considerável de velocidade e o resultado fica mais representativo à medida que aumenta o refinamento da malha. Observa-se que os resultados são muito semelhantes entre as malhas M3 (uniforme) e M4 (não uniforme), havendo uma leve superioridade na qualidade do resultado da malha M3 tendo em vista menos distorções no seu resultado.

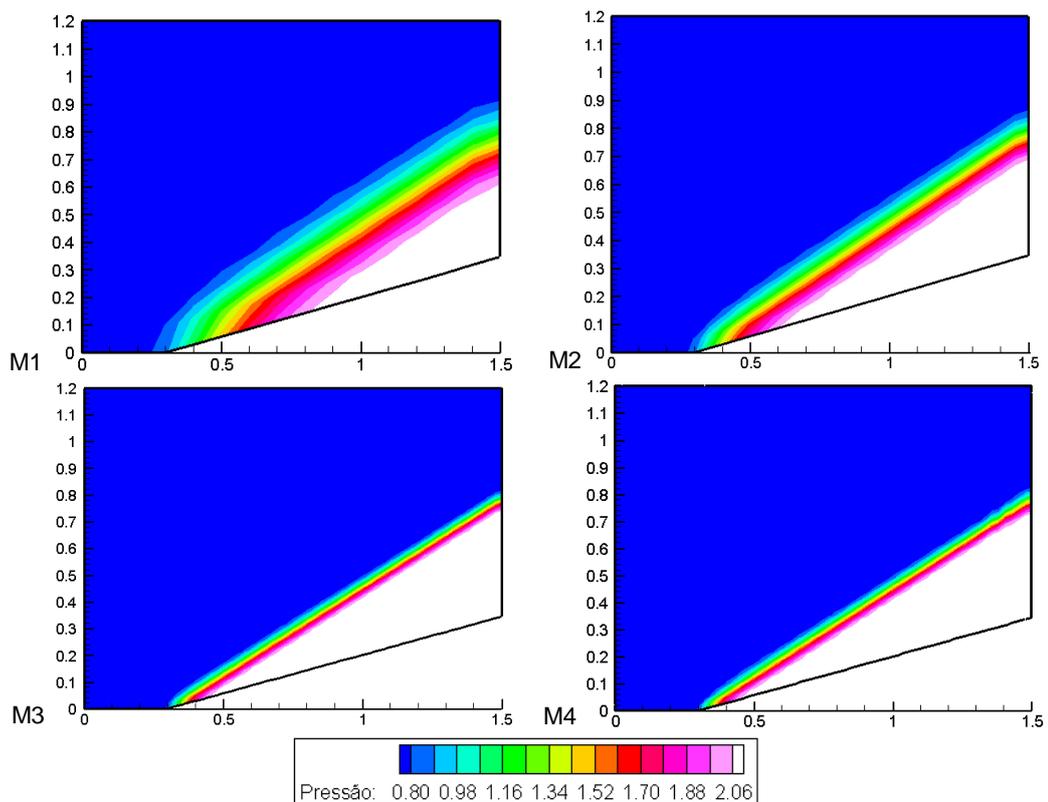
Figura 17 – Distribuição do número de Mach para o caso da Rampa



Fonte: AUTOR, 2016

A distribuição de pressão para o exemplo da rampa mostra-se na Figura 18. Pode-se observar que na proximidade da onda de choque oblíqua há uma variação considerável de pressão e o resultado fica mais representativo à medida que a malha é refinada. Deve-se ressaltar que a onda de choque apresenta uma ótima concordância com o resultado analítico conforme mostrado na Figura 5, ou seja, um ângulo de $17,4^\circ$ em relação à rampa.

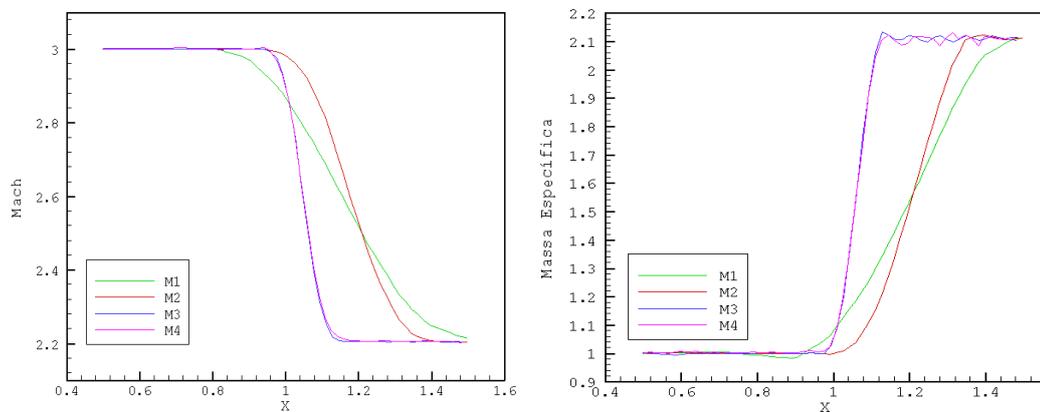
Figura 18 – Distribuição de Pressão para o caso da Rampa



Fonte: AUTOR, 2016

Na Figura19 apresenta-se a distribuição do número de Mach e de massa específica ao longo da linha $y=0,50$ e $0,5 \leq x \leq 1,50$ para malhas M1, M2, M3 e M4.

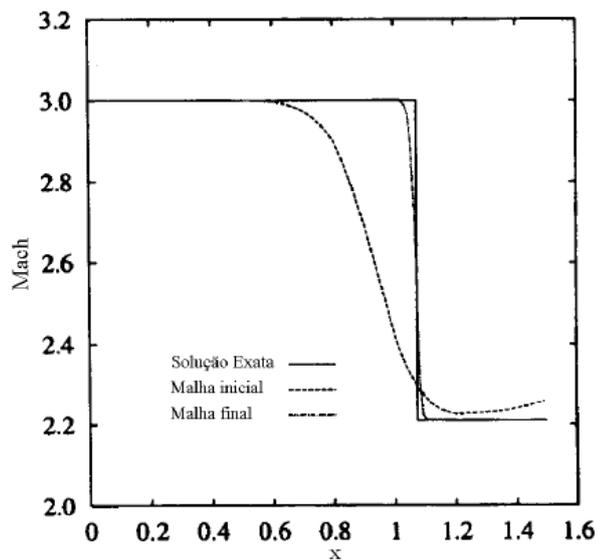
Figura 19 – Distribuição do número de Mach e da Massa Específica ao longo da linha $y=0,50$ e $0,5 \leq x \leq 1,50$ para as malhas M1, M2, M3 e M4



Fonte: AUTOR, 2016

Pode-se observar que os resultados obtidos apresentam uma boa concordância com o resultado (Figura 20) apresentado por Ait-Ali-Yahia et al. (1996) e que a medida que aumenta o refinamento os resultados tendem para a solução analítica.

Figura 20 – Distribuição do Número de Mach ao longo da linha $y=0.50$



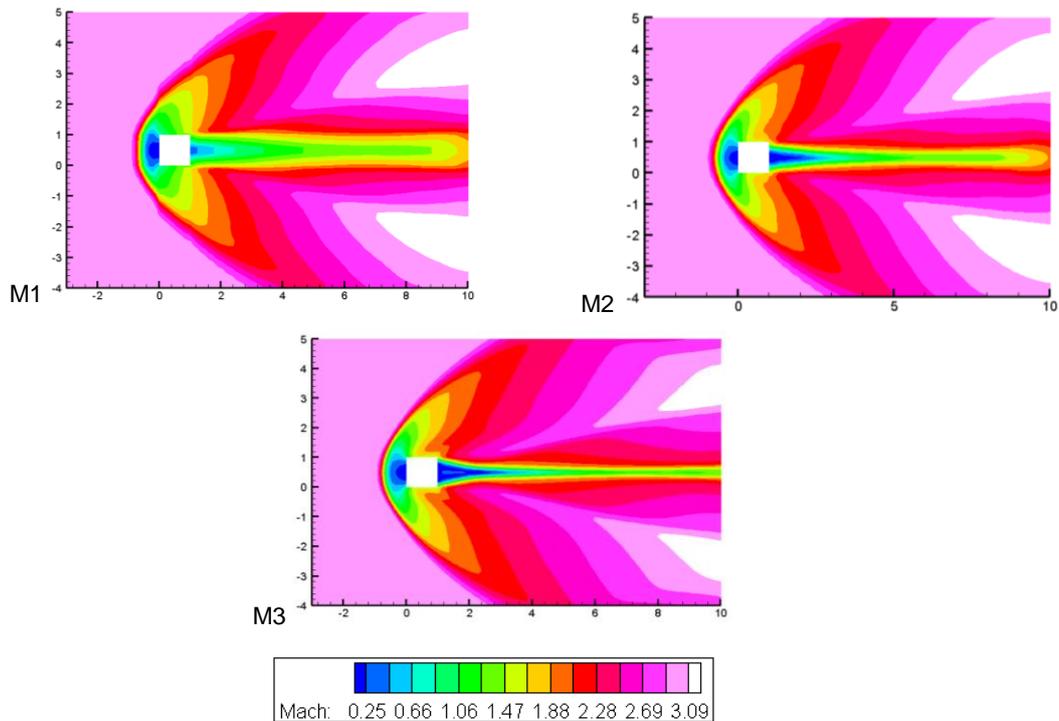
Fonte: AIT-ALI-YAHIA et. al., 1996

4.2.3 Escoamento supersônico ao redor de um Cilindro Quadrado (2D)

Na Figura 21, mostra-se a distribuição do número de Mach para o caso do exemplo do cilindro quadrado num escoamento supersônico. Pode-se observar a formação de uma onda de choque curva, bastante intensa quando normal ao escoamento.

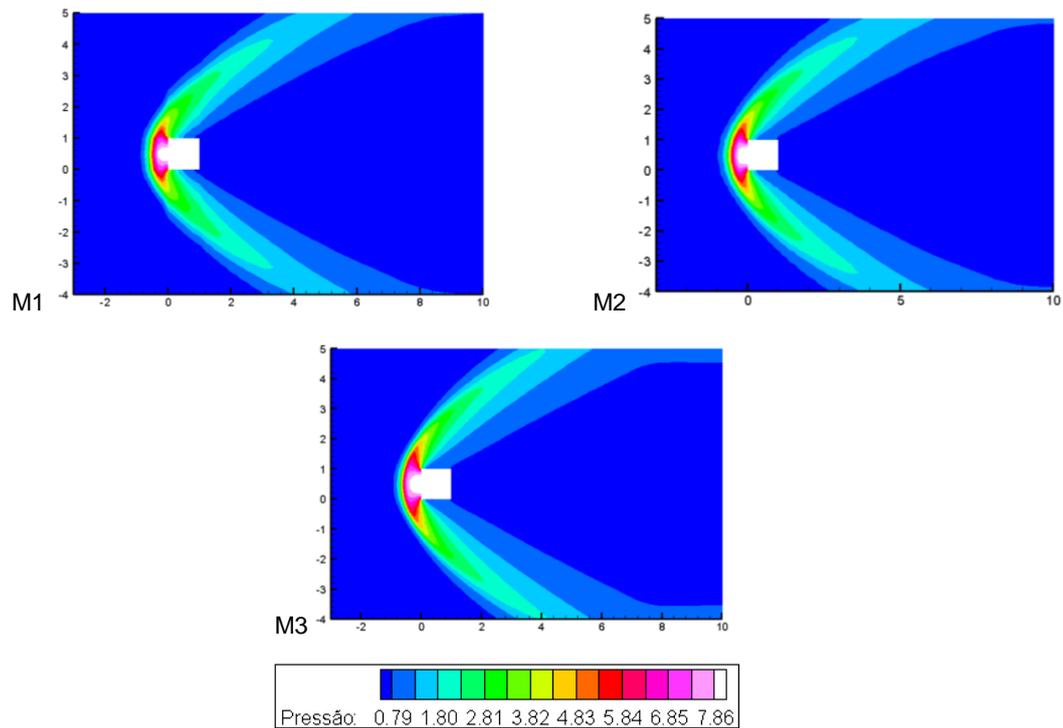
Na Figura 22 mostra-se a distribuição de pressão para o caso do cilindro quadrado. Após o choque, à montante do corpo exibe pequenos valores do número de Mach (escoamento supersônico para subsônico) e altíssimos valores de pressão sendo uma região que necessita de soluções que reduzam os valores de pressão e cargas térmicas para que a estrutura suporte o escoamento. Podem-se visualizar na solução os pontos definidos na Figura 3 para o escoamento compressível: o ponto que identifica a máxima intensidade da onda de choque à montante do corpo; o ponto de estagnação, onde a pressão é máxima (cor branca) e a velocidade é mínima (cor azul escuro) à montante do corpo; o ponto de separação da camada limite.

Figura 21 – Distribuição do número de Mach para o caso do Cilindro Quadrado



Fonte: AUTOR, 2016

Figura 22 – Distribuição de Pressão para o caso do Cilindro Quadrado

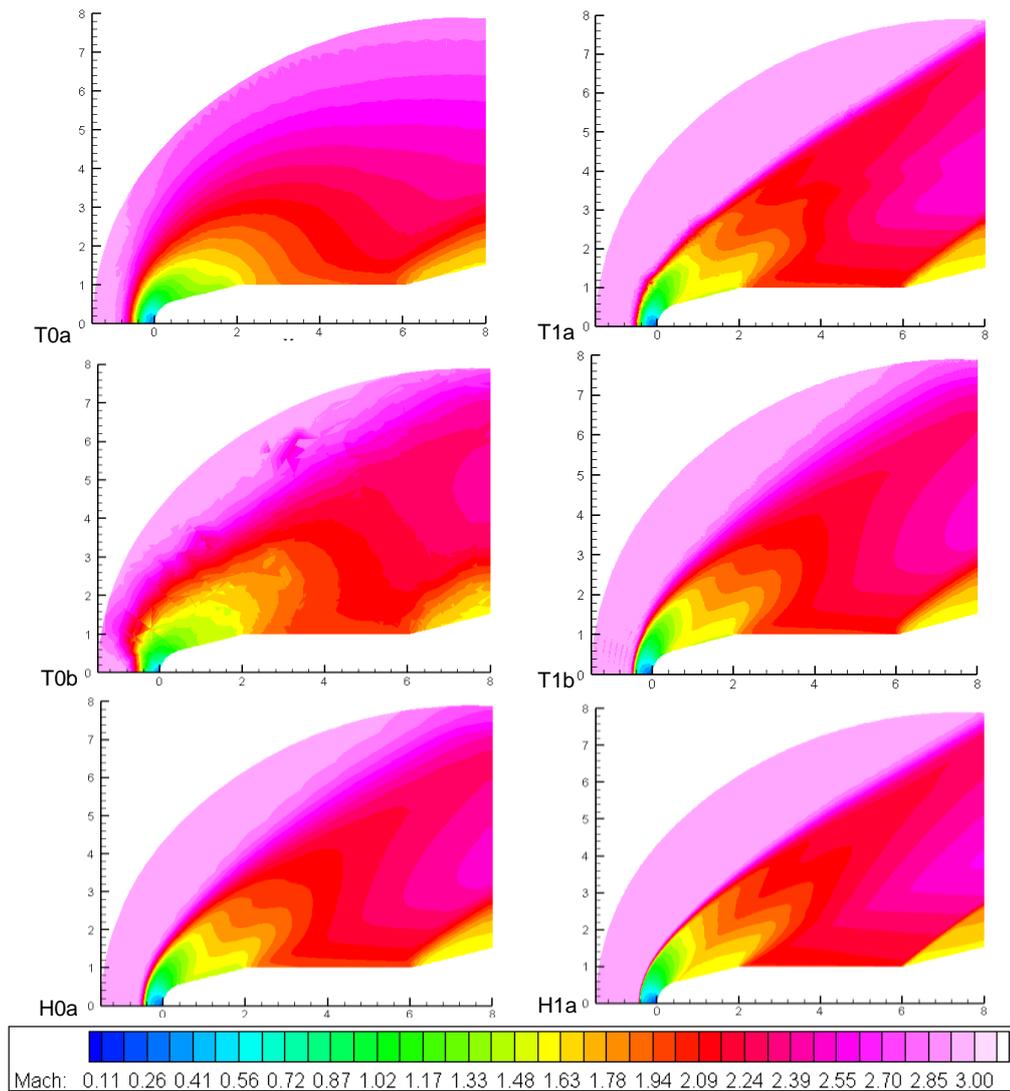


Fonte: AUTOR, 2016

4.2.4 Escoamento supersônico ao redor de Corpo Rombudo (2D)

Para o caso do corpo rombudo estudado pela NASA em 1962, a distribuição do número de Mach é apresentada na Figura 23. Observa-se a formação de uma onda de choque intensa na parte frontal do foguete, uma onda de expansão na região de interseção cone-cilindro e uma onda de choque de menor intensidade ao final do foguete. Com relação às malhas de elementos tetraédricos, a malha mais refinada com elementos uniformes (T1a) apresenta os melhores resultados. Comparando os dois tipos de elementos, malhas de elementos hexaédricos e tetraédricos, a malha mais refinada com elementos uniforme hexaédricos (H1a) apresenta os melhores resultados.

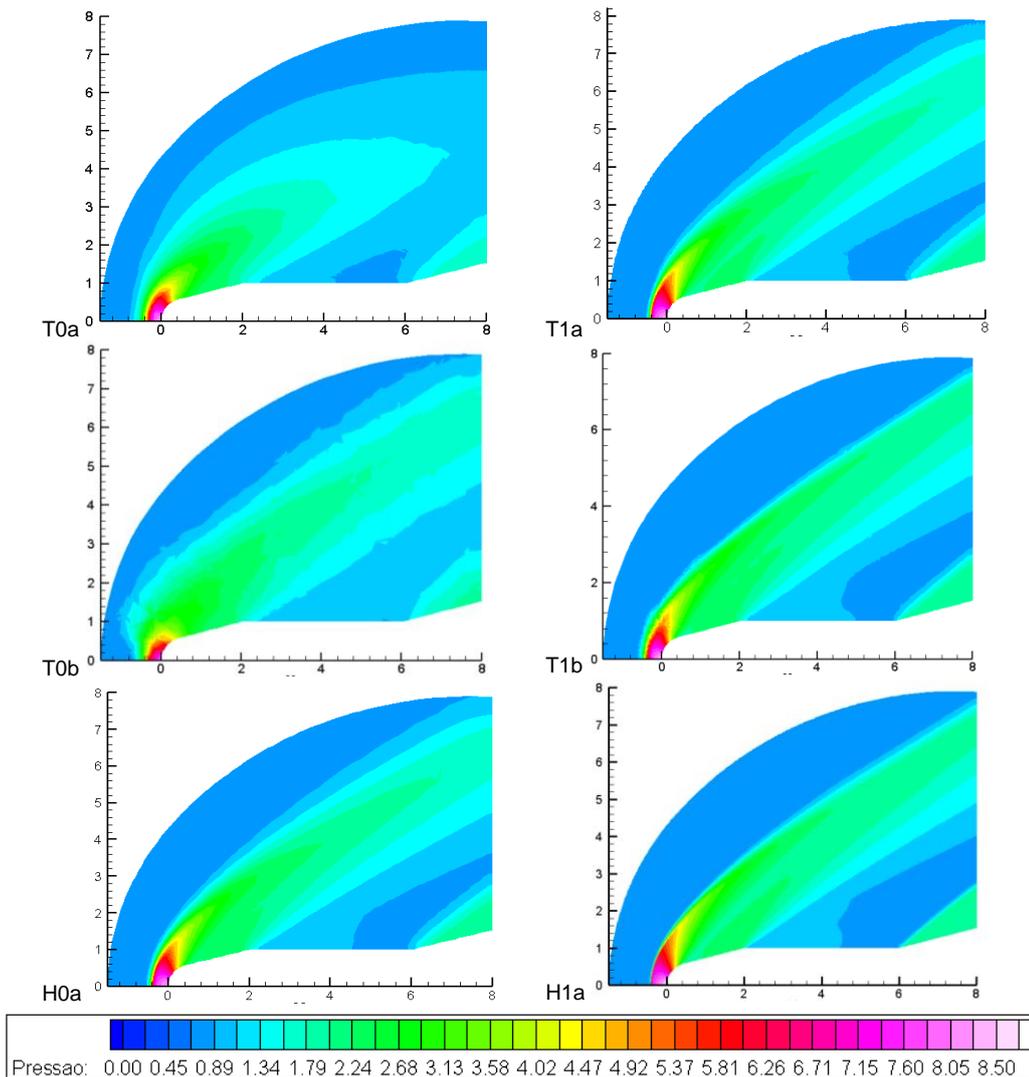
Figura 23 – Distribuição do número de Mach para o caso do Corpo Rombudo



Fonte: AUTOR, 2016

A distribuição de pressão apresenta-se na Figura 24. Observa-se o ponto de estagnação à frente do foguete onde a pressão é máxima e a velocidade é mínima, e sempre após o choque cria-se uma região com maior pressão. Com relação às malhas, as que possuem um nível de refinamento maior apresentam os melhores resultados. Comparando os dois tipos de elementos, malhas de elementos hexaédricos e tetraédricos, a malha mais refinada com elementos uniforme hexaédricos (H1a) apresenta os melhores resultados.

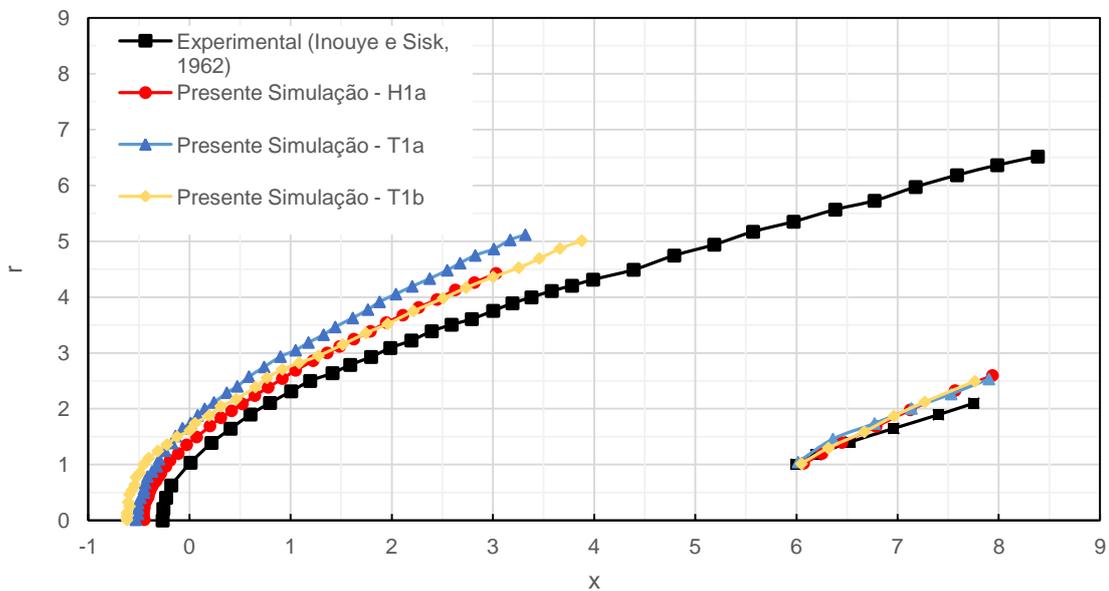
Figura 24 – Distribuição de pressão para o caso do Corpo Rombudo



Fonte: AUTOR, 2016

Na Figura 25, apresenta-se uma comparação da forma da onda de choque obtida experimentalmente por Inouye e Sisk (1962) e os resultados das simulações numéricas do presente trabalho considerando apenas as malhas mais refinadas, sendo elas T1a, T1b e H1a. Pode-se observar que o resultado que mais se aproxima do resultado experimental é o fornecido pela malha H1a, apesar de ainda estar distante da solução, o que sugere a realização de novas simulações com malhas mais refinadas para que o erro seja o mínimo possível. As malhas T1a e T1b em dois pontos distintos se igualam a solução da H1a, mas são mais imprecisas, fortalecendo o fato de que a malha uniforme com elementos hexaédricos é mais eficiente.

Figura 25 – Comparação entre resultados da forma da onda de choque experimentais e numéricos para o caso do Corpo Rombudo

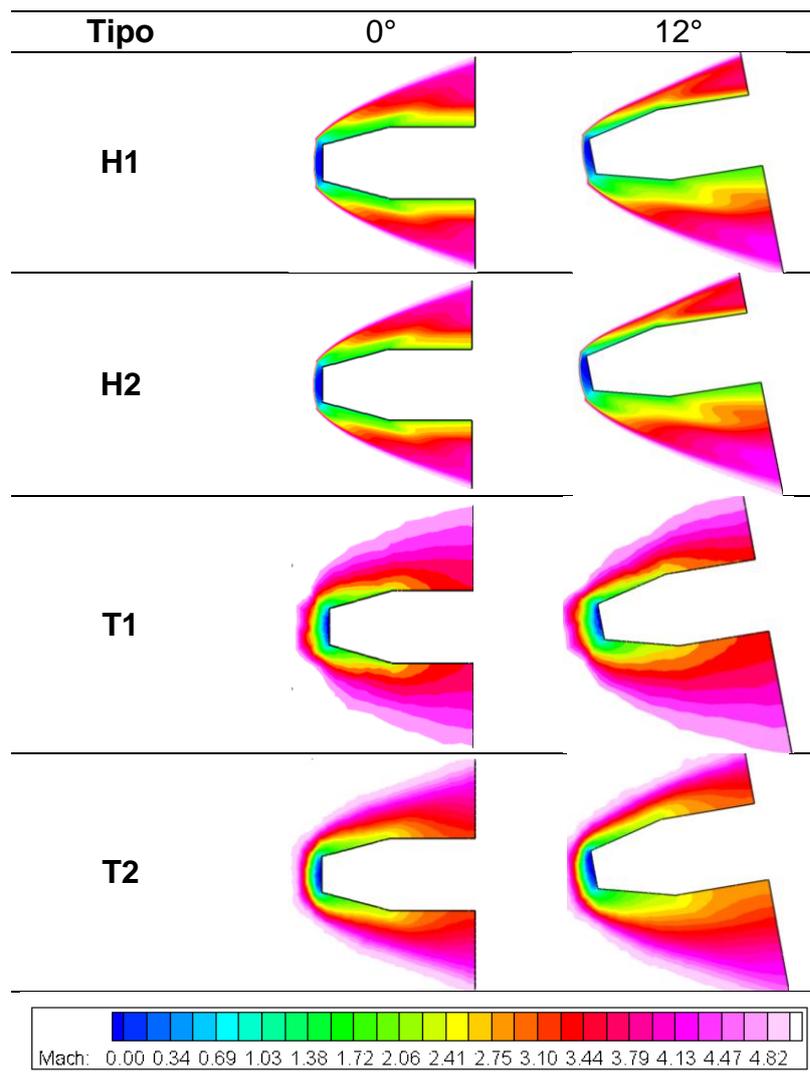


Fonte: AUTOR, 2016

4.2.5 Escoamento hipersônico ao redor de um Cone Truncado (3D)

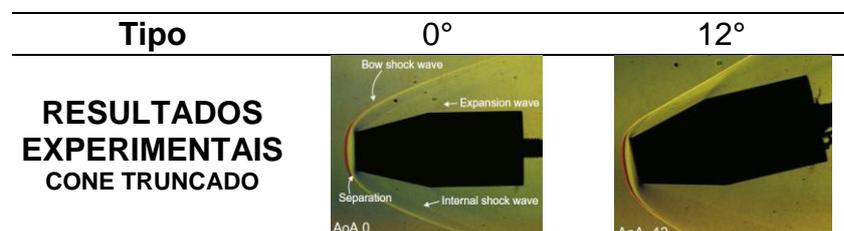
Na Tabela 7, mostra-se a distribuição do número de Mach obtida para os dois ângulos de ataque com as malhas de elementos hexaédricos, elementos tetraédricos. Na Tabela 8 apresenta-se o resultado experimental apresentado por Yang et al. (2012). Pode-se observar a formação da onda de choque curva na parte frontal do cone e uma onda de expansão na região da interseção cone-cilindro. Os resultados numéricos obtidos com as malhas T2 e H2 mostram boa concordância quando comparados com os resultados experimentais.

Tabela 7 – Distribuição do número de Mach para o caso do Cone Truncado



Fonte: AUTOR, 2016

Tabela 8 – Resultado Experimental da distribuição do número de Mach

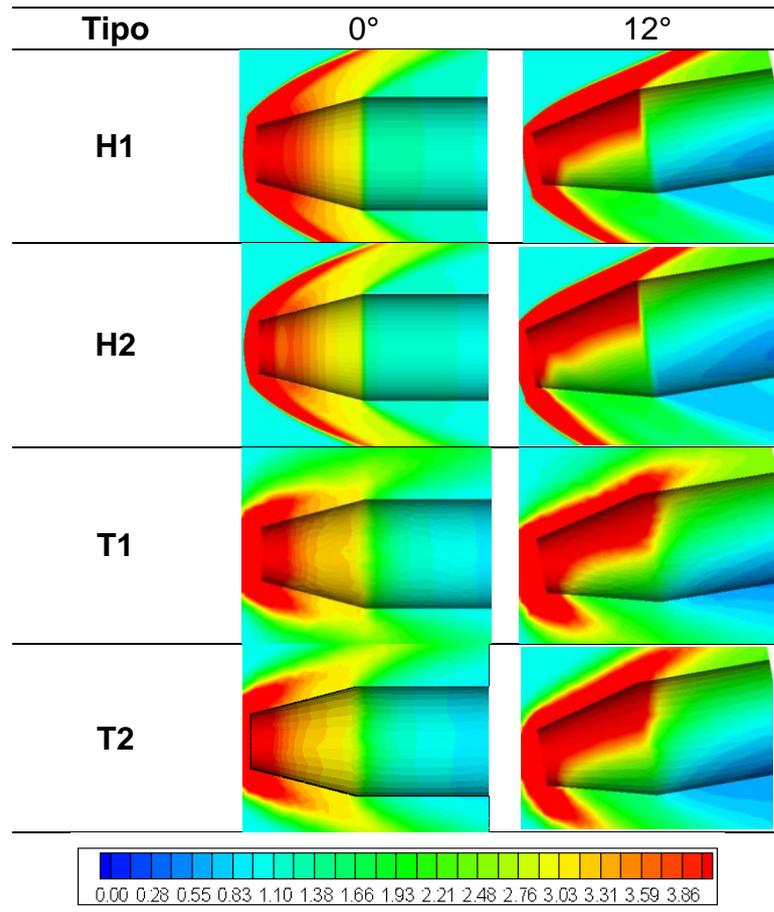


Fonte: YANG, et. al, 2012

A distribuição adimensionalizada de pressão (p/p_∞) apresenta-se na Tabela 9 para as malhas de elementos hexaédricos e tetraédricos. Também, mostra-se o resultado experimental obtido por Yanget al. (2012) na Tabela 10. Pode-se observar, que a escala da solução experimental varia de 0.0 até 9.0, enquanto que, a escala

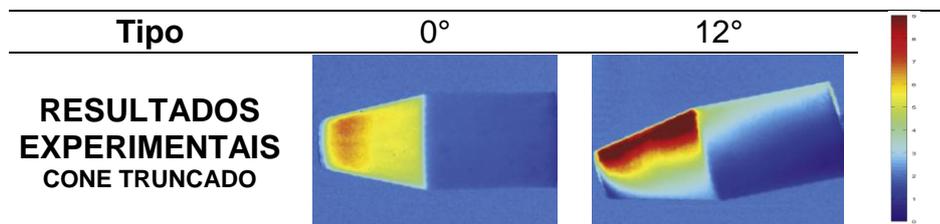
da solução numérica varia de 0 (cor azul) até 4 (cor vermelha). Apesar de existir uma disparidade entre os valores máximos da escala, pode-se observar que as características físicas do escoamento são as mesmas para ambas as soluções, sugerindo que um maior refinamento da malha poderia capturar as pressões reais.

Tabela 9 – Distribuição adimensionalizada de pressão para o caso do Cone Truncado



Fonte: AUTOR, 2016

Tabela 10 – Resultado Experimental da distribuição adimensionalizada de pressão



Fonte: YANG et.al, 2012

Comparando-se os resultados das distribuições do número de Mach e de pressão, pode-se observar que os melhores resultados são os obtidos com as

malhas T2 e H2. Os resultados obtidos com a malha de hexaedro sempre apresentam resultados mais suaves e definidos em comparação com os das malhas de tetraedros.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

5.1 Conclusões

O presente trabalho apresenta de maneira concisa e objetiva conceitos concernentes aos escoamentos incompressíveis e compressíveis, lançando mão de uma ferramenta muito eficiente para resolução de diversos problemas: a dinâmica dos fluidos computacional. Através de simulações numéricas foi possível avaliar diversos corpos e estruturas, tendo um custo inferior ao de um estudo experimental, fornecendo diversas respostas que facilitam a tomada de decisão com relação a várias situações que porventura aconteçam, mas que já foram previstas com precisão pela simulação.

Deve-se ressaltar que, para o caso do escoamento incompressível foi apresentada uma solução para o fenômeno VIV que, usualmente danifica diversas estruturas: o dispositivo do tipo *splitter plate*, com variações geométricas e análise com malhas uniformes de elementos hexaédricos. Em contrapartida, para os casos do escoamento compressível foram analisados vários exemplos clássicos empregando malhas uniformes e não uniformes com elementos hexaédricos e tetraédricos. No regime supersônico foi estudado o escoamento ao redor de uma rampa, de um cilindro quadrado e de um corpo rombudo. No regime hipersônico foi estudado um cone truncado. Diante do exposto pode-se concluir que:

- a) Para o dispositivo do tipo placas planas *splitter plate*, verifica-se que um aumento do número de Reynolds provoca um aumento da amplitude do coeficiente de sustentação e uma diminuição no valor médio do coeficiente de arrasto. Observou-se ainda que para os casos de placas planas do mesmo comprimento, independentemente do número de Reynolds, os casos B1 sempre apresentam um CD levemente inferior aos casos A1. Por sua vez, os casos A1 sempre mostram um valor de amplitude do CL relativamente inferior aos casos B1. É possível observar que os casos B1 ($L/D=2$) apresentaram os menores valores de CD sendo, portanto os mais eficientes.
- b) Para todos os exemplos de escoamento compressível, foi possível verificar que o código computacional foi eficiente, captando de maneira fidedigna os fenômenos físicos envolvidos em cada estudo.
- c) Para o caso do escoamento supersônico ao redor de uma rampa, encontrou-se conforme o esperado a formação da onda de choque a $17,4^\circ$ da rampa. O

escoamento ao redor do cilindro quadrado, do corpo rombudo e do cone truncado apresentou a formação da onda de choque curva e nos dois últimos casos, na interface cone-cilindro, apresentaram ondas de expansão ou ondas de choque de menor intensidade.

- d) A malha uniforme com elementos hexaédricos sempre apresentou melhores resultados, apesar de demandar mais custo computacional.
- e) Os casos do corpo rombudo e do cone truncado, quando comparados com resultados experimentais, apresentaram a necessidade de um maior refinamento das malhas para captura eficiente das variáveis estudadas.

5.2 Sugestões de Trabalhos Futuros

Como trabalhos futuros, sugere-se que sejam estudados mais dispositivos supressores/atenuadores de vórtices, e comparar a eficiência dos novos dispositivos com o apresentado no presente trabalho: cilindro circular com *splitter plate*.

Sugere-se ainda que sejam apontados soluções e dispositivos que atuem no escoamento compressível reduzindo as altas cargas de pressão e de temperatura a que são submetidas às estruturas.

REFERÊNCIAS

AIT-ALI-YAHIA D., HABASHI W. G., TAM A., **A Directionally Adaptive Methodology Using an Edge-Based Error Estimate on Quadrilateral Grid.** *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 23.1996. 673-690.

AHMED M. Y. M., QIN N., **Numerical investigation of aeroheating characteristics of spiked blunt bodies at Mach six flight conditions.** *The Aeronautical Journal*, Vol. 115, N° 1168.2011. 377-386.

AMIRASLANPOUR M., GHAZANFARIAN J., RAZAVI S. E., **Drag Suppression for 2D oscillating cylinder with various arrangement of splitters at Re=100: A high-amplitude study with OpenFOAM.** *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 164.ELSEVIER, 2017.128-137.

ANTUNES A. R. E., LYRA P. R. M., WILLMERSDORF R. B., **A Methodology and Computational System for the Simulation of Fluid-Structure Interaction Problem.** *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. XXVII, No. 3. 2005. 255-265.

AWRUCH A. M., BONO G., **Emprego da CFD para o Estudo de um Corpo Rombudo em Regime Supersônico,** *Mecânica Computacional Vol. XXIX.* 2010, 4885-4895, Argentina.

BARANYI L., LEWIS R. I., **Comparison of a grid-based CFD method and vortex dynamics predictions of low Reynolds number cylinder flows,** *The Aeronautical Journal.* 63-71. 2006.

BONO G. **Simulação Numérica de escoamentos em diferentes regimes utilizando o Método dos Elementos Finitos.** 2008. 206 p. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre. 2008.

BONO G., BONO G. F. F., **Estudo numérico de supressores de vórtices tipo "Splitter Plate",** *Mecânica Computacional, Vol.XXXIII.* 2014. 71-79. Argentina

BONO G., BONO G. F. F., **Simulação Numérica de um Corpo Rombudo em Escoamentos Compressíveis,** *Mecânica Computacional, Vol. XXX.* 2011. 1413-1422. Argentina

BONO G., LYRA P. R. M., BONO G. F. F., **Simulação em escoamentos incompressíveis através do Método dos Elementos Finitos,** *Anais Congresso Ibero-Americano em Engenharia Mecânica.* 2011. 721-733.

BONO G., LYRA P. R. M., BONO G. F. F., **Solução Numérica De Escoamentos Incompressíveis com Simulação De Grandes Escalas,** *Mecânica Computacional Vol. XXX.*2011a.1423-1440, Argentina.

BRODETSKY M. D., SHEVCHENKO A. M., **Experimental Study Of Supersonic Flow Around Truncated Cones at Incidence.** *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, Vol. 44, No. 5, pp. 640-647, 2003.

CABRAL D. N., BONO G., BONO G. F. F., **Estudo paramétrico de dispositivos de controle passivo de Vibrações Induzidas por Vórtices**, *Mecânica Computacional*, XXXI: 69-84, 2012.

CALHOUN D., **A Cartesian Grid Method for Solving the Two-Dimensional Stream-Vorticity Equations in Irregular Regions**. *Journal of Computational Physics*, 176:231-275. 2002.

ÇENGEL, Y., A., CIMBALA, J., M., **Fluid Mechanics: Fundamentals And Applications**. 6ª Edição. McGraw-Hill, New York, 2007.

DING H., SHU C., YEO K. S., XU D., **Simulation of incompressible viscous flows past a circular cylinder by hybrid FD scheme and meshless least square-based finite difference method**. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 193. ELSEVIER, 727-744. 2004.

FOX, R., W., PRITCHARD, P., J., MCDONALD, A., T., **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 8ª Edição. LTC Editora, Brasil, 2010.

GERRARD, J.H., **The mechanics of the formation region of vortices behind bluff body**, *J. Fluid Mech.*, 1966. 25: 69-84.

HOLLIS B. R., BORRELLI S., **Aerothermodynamics of Blunt Body entry Vehicles**. *Aerospace Sciences*. ELSEVIER, 2012.42-56.

HWANG J. Y., YANG K. S., **Drag Reduction On A Circular Cylinder Using Dual Detached Splitter Plates**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 95.ELSEVIER, 2007.551-564.

HWANG J. Y., YANG K. S., SUN S. H., **Reduction of flow-induced forces on a circular cylinder using a detached splitter plate**. *Physics of Fluids*, Vol.15, No 8.2003. 2433-2436.

INOUE M., SISK J. B., **Technical Memorandum X-654**. NASA, 1962.

KOBAYASH H., MARU Y., HONGO M., TAKEUCHI S., OKAI K., KOJIMA T., **Study on variable-shape supersonic inlets and missiles with MRD device**. *Acta Astronautica* Vol. 61.ELSEVIER, 2007.978-988.

KOSTOFF R. N., CUMMINGS R. M., **Highly Cited Literature of High-speed Compressible Flow Research**. *Aerospace Science and Technology*. ELSEVIER, 2013.216-234.

KUMAR, R., A., SOHN C., H., GOWDA, B., H., L., **Passive Control of Vortex-Induced Vibrations: An Overview**. *Recent Patents on Mechanical Engineering*, 2007, 11p.

KWON K., CHOI H. **Control Of Laminar Vortex Shedding Behind A Circular Cylinder Using Splitter Plates**. *Phys. Fluids*8. American Institute of Physics, Fevereiro de 1996. 479-486.

MENEZHINI J. R., **Mecânica Da Geração E Desprendimento De Vórtices No Escoamento Ao Redor De Cilindros**. Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2002.

PENG H., ZHI X., WANG R., LIU J., ZHANG C., **A new dynamic calibration method for IMU deterministic errors of the INS on the Hypersonic Cruise Vehicles**. *Aerospace Science and Technology*. ELSEVIER, Vol. 32, 2014. 121-130.

PERUMAL D. A., KUMAR G. V. S., DASS A. K., **Lattice Boltzmann Simulation of Flow Over a Circular Cylinder at moderates Reynolds numbers**. *Thermal Science*, Vol. 18, No. 4. 1235-1246. 2014.

PLETCHER R. H., TANNEHILL J. C., ANDERSON D. A., **Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer**. 3ª Ed. CRC Press, 2013. 740 p.

POPIOLEK T., **Análise de Escoamentos Incompressíveis utilizando Simulação de Grandes Escalas e Adaptação de Malhas**. 2005. 151 p. Tese (Doutorado em Engenharia Civil) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre. 2005.

PORDEUS, R., V., **Regime de Escoamento**. Universidade Federal Rural Do Semi-Árido - Departamento De Ciências Ambientais Fenômenos De Transporte Mecânica Dos Fluidos. Rio Grande do Norte, Brasil, 2014.

QINGLIN N., ZHIHONG H., SHIKUI D., **Prediction of Shock-Layer ultraviolet radiation for Hypersonic Vehicles in near space**. *Chinese Journal of Aeronautics*. ELSEVIER, 2016.1367-1377

SUDHAKAR Y., VENGADESAN S., **Vortex Shedding Characteristics Of A Circular Cylinder With An Oscillating Wake Splitter Plate**. *Computers & Fluids* 53.ELSEVIER, 2012.40-52.

TAGGART S., TOGNARELLI M. A., **Offshore Drilling Riser VIV Suppression Devices – What’s Available to Operators?** *Proceedings of the 27th International Conference on OFFSHORE MECHANICS AND ARTIC Engineering*. OMAE, pp. 1-11, Estoril, Portugal. 2008.

VERSTEEG H. K., MALALASEKERA W., **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method**. 2ª Ed. Pearson Prentice Hall, 2007. 503 p.

WANG F. M., HAN H. Q., LEI M. F., ZHANG J., **Aerodynamic and Aerothermal Performance of Power-law Shaped Leading Edge of Hypersonic Waveriders**. *7th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science*. ELSEVIER, 2013.207-217.

YANG L., ERDEM E., ZARE-BEHTASH H., KONTIS K., SARAVANAN S., **Pressure-sensitive paint on a truncated cone in hypersonic flow at incidences**. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 37, pp. 9-21, 2012.

ZANGANEH H., SRINIL N., **Three-dimensional VIV prediction model for a long flexible cylinder with axial dynamics and mean drag magnifications.** *Journal of Fluids and Structures, Vol. 66.* ELSEVIER, 2016.127-146.

ZHANG H., SHI W., **Numerical simulation of Flow over a Cylinder whit a Splitter Plate near a moving wall.** *Ocean Engineering, Vol. 122.* ELSEVIER, 2016 162-171.

ZIENKIEWICZ O. C., TAYLOR R. L., NITHIARASU P., **The Finite Element Method for Fluid Dynamics.** 7^a Ed. Elsevier, 2014. 544p.