

ESTUDO NUMÉRICO DO DESEMPENHO DE UM DISPOSITIVO DE VENTILAÇÃO BASEADO EM ASA DELTA

Frederico Alves Silva Ribeiro, fasribei@ita.br¹
Edson Luiz Zaparoli, zaparoli@ita.br¹
Roberto da Mota Girardi, girardi@ita.br¹
Cláudia Regina de Andrade, claudia@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Divisão de Engenharia Mecânica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Resumo: Neste trabalho é feito um estudo numérico do desempenho de um dispositivo de ventilação baseado em uma asa delta. O dispositivo consiste de uma associação entre um tubo exaustor e uma asa delta em alto ângulo de ataque que, na presença de vento, gera uma região de baixa pressão que força a exaustão de ar do interior de um ambiente fechado. Foi utilizado um programa comercial de CFD para simular o escoamento, considerado incompressível e em regime permanente, no equacionamento RANS, prevendo o funcionamento e o desempenho do dispositivo. Os resultados são comparados com resultados experimentais obtidos da literatura, apresentando concordância satisfatória, especialmente em baixos números de Reynolds.

Palavras-chave: asa delta, análise em CFD, dispositivo de ventilação

1. INTRODUÇÃO

Um dispositivo de ventilação tipo exaustor tem importância tanto na manutenção de conforto térmico no interior de um ambiente fechado quanto na renovação de ar deste ambiente. O dispositivo aqui estudado, proposto por Moraes e Girardi (2004), utiliza energia eólica para estabelecer um diferencial de pressão que promoverá a exaustão forçada de ar.

O dispositivo trata da associação de uma asa delta a um tubo exaustor, conforme mostrado no diagrama da Fig. (1). Uma extremidade, aqui chamada de entrada, deve ser posicionada no ambiente do qual se quer retirar o ar. A outra extremidade, aqui chamada de saída, é posicionada externamente, junto à superfície da asa delta. Na presença de vento alinhado à asa delta ocorre a formação de vórtices na superfície inferior, causando uma redução da pressão estática. Este lado da asa delta recebe o nome de superfície de baixa pressão.

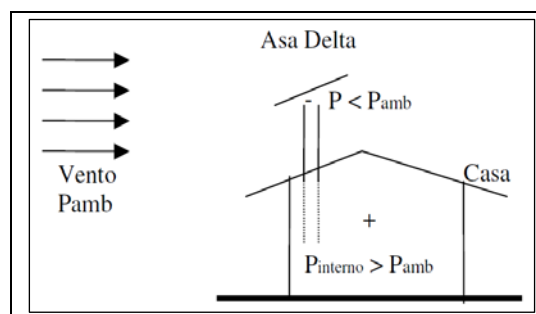


Figura 1. Esquema de funcionamento do dispositivo. Fonte: Moraes e Girardi (2004)

Moraes e Girardi (2004) realizaram experimentos em túnel de vento em um modelo do dispositivo, empregando um tubo com diâmetro externo de 50 mm e asa delta com corda de 300 mm. O tubo foi equipado com um Venturi para permitir a medida da vazão. Na entrada do tubo a geometria tem o formato de um bocal com o objetivo de reduzir a perda de carga. Foram feitos vários experimentos para diferentes ângulos de ataque da asa e posições relativas entre a asa e a saída do tubo. A geometria computacional utilizada no presente trabalho foi desenhada reproduzindo a

configuração que propiciou o melhor desempenho entre as testadas experimentalmente. A asa possui enflechamento de 70 graus e ângulo de ataque de 28 graus.

Na Figura (2) é apresentada uma fotografia da asa utilizada nos ensaios experimentais por Moraes e Girardi (2004). É possível observar o mecanismo de suporte que permite a variação da posição vertical e do ângulo de ataque. Na Figura (3) é apresentada a geometria utilizada nas simulações numéricas no presente trabalho, na qual vê-se a asa delta e o tubo exaustor.



Figura 2. Fotografia da Asa.
Fonte: Moraes e Girardi (2004)

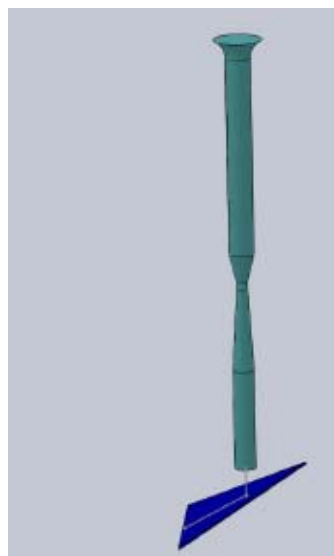


Figura 3. Geometria para simulação.

1.1. Fenômenos físicos envolvidos

A característica mais marcante do escoamento ao redor de uma asa delta em altos ângulos de ataque é a formação de vórtices em sua superfície de baixa pressão. Este padrão de escoamento já está bem estudado e documentado e pode ser visto, por exemplo, em McCormick (1995) e Anderson (2001). Estes vórtices produzem uma região de baixa pressão na superfície da asa, podendo ser responsáveis por mais da metade da sua sustentação para altos ângulos de ataque, de acordo com Wentz e Kohlman (1971), no caso de aplicação em aeronaves.

Heron e Myose (2009) resumiram a origem e estabilidade destes vórtices no balanço entre a vorticidade gerada no bordo de ataque da asa, onde ocorre a separação da camada limite, e a capacidade do escoamento de transportar por advecção esta vorticidade. Tanto nos estudos citados quanto no presente trabalho as asas utilizadas têm bordo de ataque chanfrados, que induzem a separação.

Estes vórtices são caracterizados, nas regiões iniciais, por uma alta velocidade axial, podendo chegar no seu núcleo a três vezes a velocidade de escoamento livre, segundo Werlé (1971) *apud* Mitchell et al. (2000). Os vórtices formados se enrolam sobre a asa e em determinada região ocorre o recolamento na superfície. Também induzem a formação de um par de vórtices secundários, conforme ilustrado na Fig. (4).

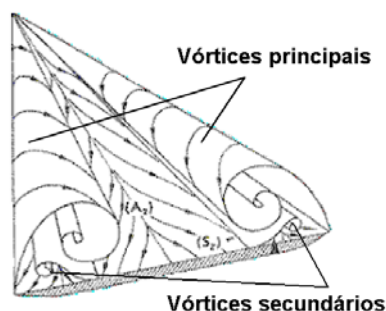


Figura 4. Modelo do escoamento vortical na superfície de baixa pressão da asa delta.
Fonte: Anderson (2001)

Nas regiões mais externas do vórtice, este se comporta aproximadamente como um vórtice potencial, com a velocidade tangencial aumentando com a diminuição do raio. Este comportamento se inverte em uma distância,

definida como o raio do núcleo, em que é atingida a máxima velocidade tangencial. Na região interior ao raio do núcleo a velocidade tangencial decai, atingindo zero no seu centro (McCormick, 1995). Esta distribuição da velocidade tangencial está apresentada na Fig. (5-a).

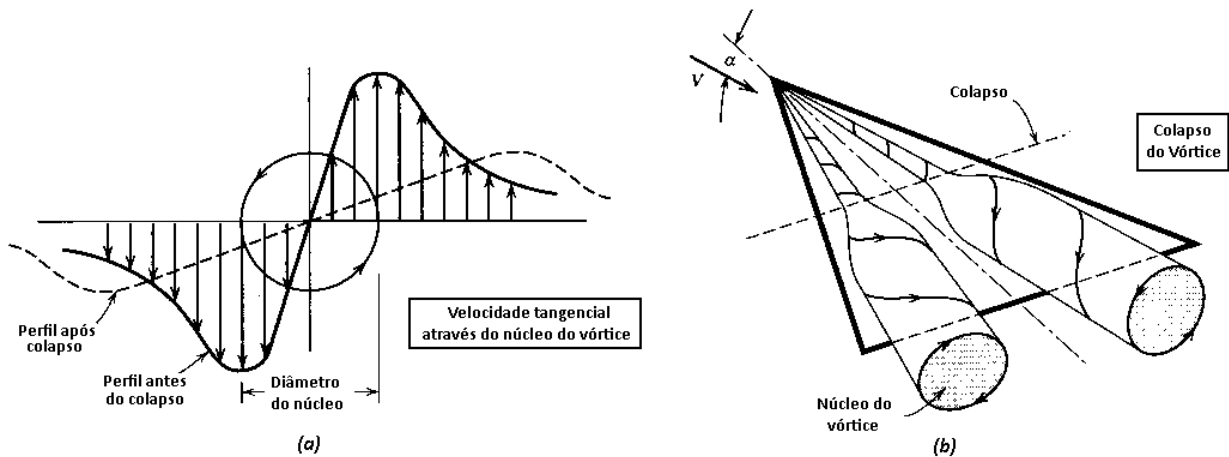


Figura 5. Comportamento dos vórtices na asa delta. Fonte: McCormick (1995)

Seguindo ao longo do vórtice, é observada em um determinado ponto uma desestabilização e o seu colapso (conhecido pelo nome em inglês de *vortex breakdown* ou *vortex burst*), onde ocorre uma expansão rápida do seu núcleo e a redução das componentes axial e tangencial da velocidade (Delery, 1994 *apud* Mitchell et al., 2000), conforme representado na Fig(5-b). Quando ocorre o colapso, o coeficiente de pressão do vórtice fica menos negativo, elevando sua pressão.

No dispositivo de que trata o presente estudo, a ocorrência do colapso do vórtice a montante da saída do tubo exaustor reduziria o potencial de exaustão do dispositivo. A própria presença do tubo interfere no modelo de escoamento da asa delta, bem como a esteira por ele gerada.

Em experimentos com condições de contorno (velocidade do vento, ângulo de ataque, etc..) independentes do tempo, a posição em que ocorre o colapso oscila no tempo em torno de um valor médio, assim como todo o escoamento vortical também apresenta certa oscilação. Esta variação, no entanto, é pequena o suficiente a ponto de que diversos autores realizaram estudos computacionais tratando este problema como regime permanente e obtiveram bons resultados (Thomas et al., 1990; Chakrabarty et al., 1998 e Lee e Kim, 2004).

A esteira gerada pelo tubo é um fenômeno periódico, não sendo adequado considerá-lo como regime permanente. No entanto, neste trabalho, considerou-se que os erros causados por esta consideração podem não ser significativos a ponto de justificar o tratamento de todo o domínio como transiente. Esta abordagem teria custos computacionais demasiadamente altos.

No presente trabalho foi utilizado o programa comercial Fluent versão 12. A abordagem foi em regime permanente, incompressível e utilizando o modelo de turbulência k-ε realizável.

2. MODELO MATEMÁTICO

No programa computacional Fluent, as equações da abordagem RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*) são resolvidas pelo método de volumes finitos. Para o presente trabalho foi feita uma análise tridimensional em regime permanente. Como o escoamento foi tratado como incompressível e sem transferência de calor, a equação de energia não foi incluída.

As Equações (1) e (2) se referem às da continuidade e da quantidade de movimento, respectivamente. A nomenclatura utilizada neste trabalho está apresentada na Tab. (1).

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

O modelo de turbulência adotado para as simulações foi o k-ε realizável, cujas equações para a energia cinética da turbulência e para sua taxa de dissipação estão apresentadas, respectivamente, nas Eqs. (3) e (4).

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (4)$$

onde

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right]; \quad \eta = S \frac{k}{\varepsilon}; \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$$

a viscosidade turbulenta é calculada por

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}; \quad C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_S (k U^* / \varepsilon)}; \quad U^* = \tilde{S} = \sqrt{S_{ij} S_{ij}}$$

$$A_0 = 4.04; \quad A_S = \sqrt{6} \cos \phi; \quad \phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6} W); \quad W = \frac{S_{ij} S_{jk} S_{ki}}{\tilde{S}}$$

e as constantes do modelo k-ε *realizable* são $C_2 = 1.9$; $\sigma_k = 1.0$ e $\sigma_\varepsilon = 1.2$.

Tabela 1. Nomenclatura

C_1 e C_2	constantes do modelo k - ε, [adimensionais]
C_p	coeficiente de pressão, [adimensional]
G_k	geração de turbulência devido a gradiente de velocidade média, [W/m ³]
H	diferença de pressão, análoga à altura de elevação, da hidráulica, [Pa]
k	energia cinética de turbulência, [m ² /s ²]
p	pressão estática, [Pa]
Q	vazão volumétrica, [m/s]
Q^*	vazão volumétrica adimensional
Re	número de Reynolds, [adimensional]
V_∞	velocidade de escoamento livre, [m/s]
x_i	versor posição na direção i , [m]
ε	taxa de dissipação da turbulência, [m ² /s ³]
μ	viscosidade dinâmica molecular do ar, [Ns/m ²]
μ_t	viscosidade turbulenta do ar, [Ns/m ²]
ν	viscosidade cinemática do ar, [m ² /s]
ρ	densidade do ar, [kg/m ³]
σ_k e σ_ε	números de prandtl turbulentos para (k) e (ε), respectivamente, [adimensionais]
τ_{ij}	componente do tensor tensão, [Pa] $\tau_{ij} = (\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\mu + \mu_t) \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$

3. MODELO COMPUTACIONAL E SIMULAÇÕES

O domínio computacional consiste de um paralelepípedo que envolve a asa e o tubo exaustor. No presente trabalho, a sua extensão é de aproximadamente seis cordas a montante da asa, seis cordas a jusante, cinco cordas para cada um dos lados, três cordas para baixo da asa e três cordas para cima, terminando junto à entrada do tubo. A entrada e a saída do domínio estão apresentadas na Fig. (6). Previamente, foram feitas simulações em um domínio cujo paralelepípedo era de extensão menor, tendo-se observado que a influência do dispositivo nas fronteiras do domínio ainda era

significativa, o que não era desejado, visto que o objetivo é simular um ambiente aberto. Nas dimensões atuais, o domínio foi considerado satisfatório.

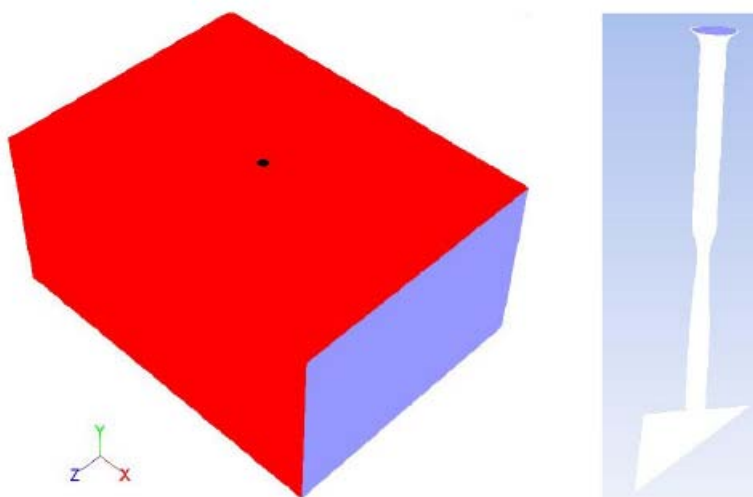


Figura 6. Condições de contorno: (a) *velocity inlet* – nas superfícies em azul; (b) *pressure outlet* – nas superfícies em vermelho e nas superfícies externas não visíveis e (c) *wall* – superfícies em branco.

Neste domínio foram aplicadas as condições de contorno de velocidade prescrita (*velocity inlet* no Fluent) na entrada e pressão estática prescrita (*pressure outlet* no Fluent) na saída e nas laterais, bem como na entrada do tubo exaustor. Para as paredes da asa delta e do tubo foi utilizada condição de parede sem escorregamento.

Foram utilizadas malhas não estruturadas, com quatro diferentes graus de refinamento para permitir uma análise de convergência para malhas. A mais grosseira conta com aproximadamente 47 mil pontos nodais e a mais refinada com 390 mil. A malha mais refinada foi considerada suficiente para os objetivos deste trabalho. Para as regiões próximas às paredes, o tratamento adotado foi utilizar uma função de parede padrão (*Standard wall function* no Fluent).

Para a avaliação da convergência, a vazão ao longo do tubo exaustor foi monitorada. Quando a variação desta vazão não fosse mais significativa, assumiria-se a convergência. Normalmente, foi obtida com iterações entre 8.000 e 10.000.

As simulações foram feitas na mesma faixa de Reynolds dos resultados experimentais disponíveis (30.000 a 90.000), para permitir comparação. O Número de Reynolds foi calculado com a equação (5), sendo D_{tubo} o diâmetro do tubo exaustor, V_{∞} a velocidade de escoamento livre, ρ a densidade e μ a viscosidade dinâmica do fluido.

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} D_{tubo}}{\mu} \quad (5)$$

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1. Resultados qualitativos do escoamento

Para avaliar fisicamente os resultados computacionais, realizou-se uma análise qualitativa do escoamento. Aqui estão apresentados os resultados da malha mais refinada para número de Reynolds de 70.000.

Na Figura (7) estão apresentados os contornos de Coeficiente de Pressão Estática (C_p) nas superfícies da asa e do tubo exaustor e de Coeficiente de Pressão Total (C_{pt}) em três planos transversais (a um quarto da corda, meia corda e três quartos da corda), todos com a mesma escala de cor. Estes parâmetros adimensionais são calculados com as equações (6) e (7), respectivamente.

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2} \quad (6)$$

$$C_{pt} = \frac{p_t - p_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2} \quad (7)$$

sendo p e p_t as pressões estática e total locais, p_{∞} a pressão estática de escoamento livre, ρ a densidade e V_{∞} a velocidade de escoamento livre.

O contorno de pressão estática sobre a superfície da asa delta permite uma percepção da baixa pressão gerada pelos vórtices. O C_p máximo negativo chega a aproximadamente -4, valor coerente com resultados obtidos por Mitchel (2000) e Lee e Kim (2004).

A vorticidade implica uma perda de carga e uma queda na pressão total. Segundo Lee e Kim (2004), isso faz com que o contorno de C_{pt} seja uma ferramenta útil para representar os vórtices. Na Figura (7) isto pode ser visto nos planos transversais, onde a região dos vórtices pode ser identificada. Conforme esperado, estes se expandem ao longo da corda.

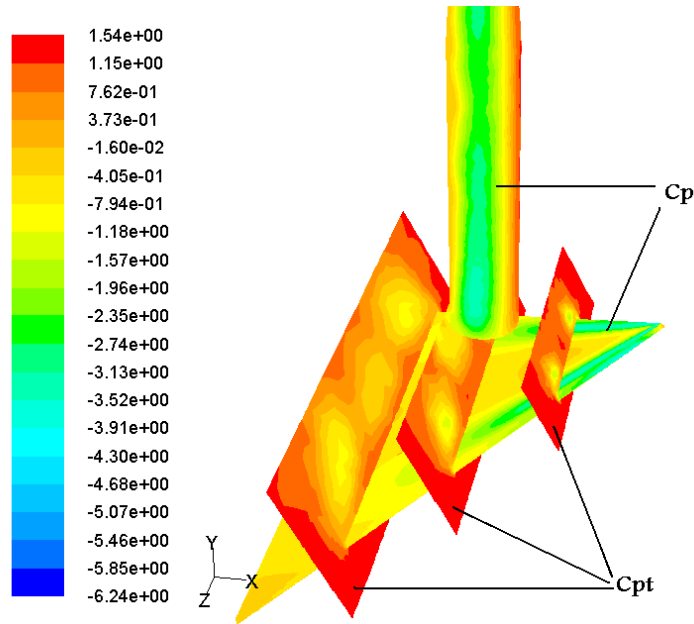


Figura 7. Contornos de Coeficiente de Pressão nas superfícies e Coeficiente de Pressão Total nos planos transversais

Outro gráfico de interesse está apresentado na Fig. (8). Nos planos transversais está o contorno da velocidade na direção paralela à corda da asa (aproximadamente a direção axial dos vórtices) e a eles se aplica a escala de cor exibida à esquerda. Na superfície da asa está o contorno da tensão de cisalhamento na direção z (perpendicular à corda), com a escala de cor exibida à direita.

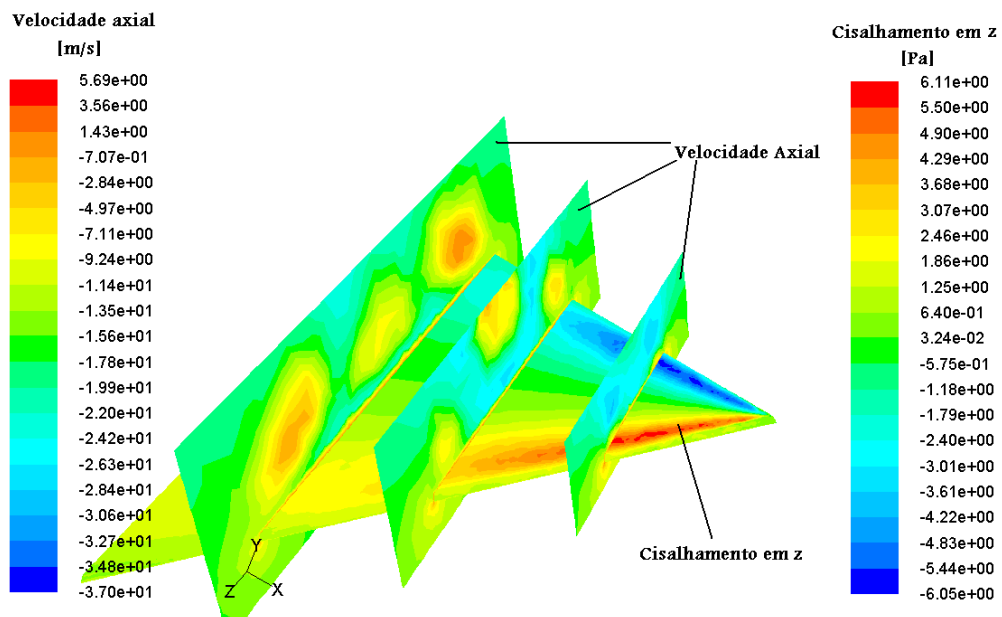


Figura 8. Velocidade axial nos planos transversais e tensão de cisalhamento em z na superfície da asa.

No plano a um quarto da corda é possível observar que a velocidade axial no núcleo é maior do que a velocidade de escoamento livre (valores negativos para velocidades no sentido do escoamento livre), resultado coerente com o esperado para o escoamento. Já no plano a três quartos da corda, a velocidade axial no centro do vórtice tem direção

contrária ao escoamento livre. A tensão de cisalhamento na superfície da asa na direção z é causada pela componente da velocidade transversal próximo à parede. Na Fig. (8), pode ser observado que no lado esquerdo da asa o sentido do cisalhamento é contrário ao do lado direito, conforme esperado, pois os vórtices são contra-rotativos.

Na Figura (9) estão apresentadas as linhas de corrente que partem da entrada do tubo exaustor. Na superfície da asa delta é apresentada a distribuição do coeficiente de pressão. É possível visualizar que as linhas de corrente do tubo são sugadas pela região de baixa pressão da asa e se misturam às estruturas vorticais geradas pela asa.

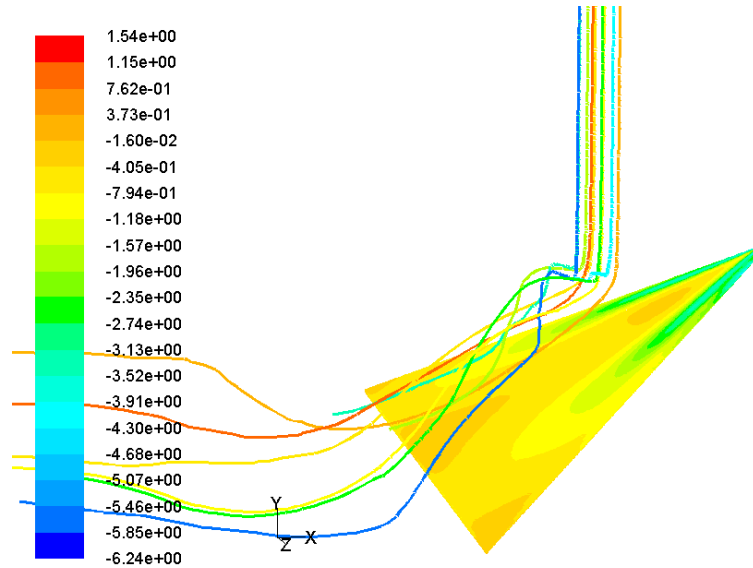


Figura 9. Linhas de corrente do tubo exaustor.

Após estas análises qualitativas, pode-se concluir que os resultados numéricos para o escoamento capturam as características importantes dos fenômenos físicos envolvidos.

4.2. Comparação com os resultados experimentais

Nesta seção, os resultados da simulação numérica são comparados com os obtidos experimentalmente por Moraes e Girardi (2004). Para esta comparação, foi levantada a curva da vazão adimensional (Q^*) em função do Número de Reynolds (Re), calculados com as equações (5) e (8), respectivamente, onde Q é a vazão volumétrica, D_{tubo} é o diâmetro do tubo exaustor e V_∞ é a velocidade de escoamento livre.

$$Q^* = \frac{Q}{D_{tubo}^2 V_\infty} \quad (8)$$

Na Fig. (10) apresenta-se a curva de vazão adimensional resultante das simulações, comparada à curva obtida por Moraes e Girardi (2004). Nota-se que os resultados numéricos apresentam a mesma tendência que os resultados experimentais apesar de subestimarem os valores de vazão, com maiores diferenças à medida que o número de Reynolds cresce (15% para $Re = 90.000$).

Um dos fatores que podem ter causado a diferença de resultado está o modelo de turbulência utilizado, pois o modelo k- ϵ superestima as perdas causadas pela turbulência, conforme fontes da literatura (Lee e Kim, 2004). Adicionalmente, imprecisões na geometria adotada também têm influência. Embora o aparato experimental tenha sido medido cuidadosamente para a modelagem em CAD, erros são esperados. Vale ressaltar também que tanto o experimento quanto a simulação numérica possuem margem de incerteza próprias.

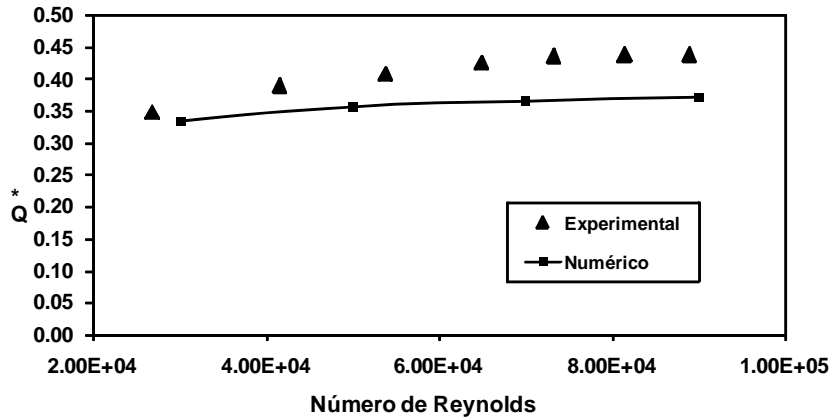


Figura 10. Vazão adimensional do dispositivo em função do Número de Reynolds

4.3. Curva de desempenho do dispositivo

Para estudar o desempenho do exaustor (asa delta e tubo de exaustão) em diferentes condições de operação pode-se fazer uma analogia com o desempenho de um ventilador. Dessa forma, é de interesse apresentar resultados da vazão pelo tubo de exaustão como uma função da diferença de pressão entre a corrente livre e o interior da edificação.

Nas simulações realizadas para calcular a vazão como função da diferença de pressão, variou-se o número de Reynolds, através da velocidade de escoamento livre, como também a pressão manométrica na condição de contorno da entrada do tubo exaustor. Foram feitas curvas para três diferentes números de Reynolds e quatro diferentes pressões manométricas de entrada: -50 Pa, zero, +50 e +150 Pa. Os resultados obtidos estão apresentados na Fig. (11).

A diferença entre a pressão estática no ambiente externo e a pressão estática no ambiente interno, denominada (H), é definida pela Eq. (9). Esta variável pode ser comparada à Altura de Elevação, grandeza utilizada no estudo de máquinas hidráulicas.

$$H = p_{\infty} - p_{interna} \quad (9)$$

Observa-se na Fig. (11) um comportamento semelhante à curva de desempenho de ventiladores, sendo que quanto maior a vazão necessária, menor a diferença de pressão disponível para vencer as perdas na tubulação de exaustão.

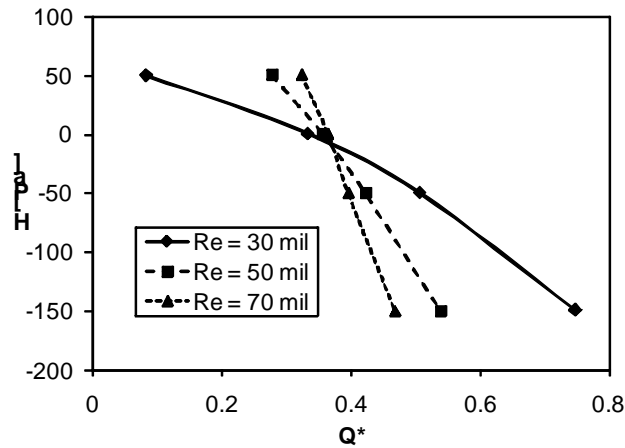


Figura 11. Curvas de desempenho do dispositivo, relacionando a diferença de pressão (H) com a vazão adimensional (Q*).

5. CONCLUSÕES

Neste trabalho foi analisado numericamente o escoamento em um dispositivo para exaustão natural de edificações. Neste dispositivo faz-se uso da região de baixa pressão obtida no intradorso de uma asa delta para intensificar a vazão de exaustão. A análise qualitativa dos resultados mostrou que a abordagem computacional captura os aspectos do escoamento em torno da asa delta e no interior do tubo de exaustão. A comparação com os resultados experimentais para a vazão mostrou que ocorre uma diferença no máximo de 15% para altos valores de Reynolds, apresentando a mesma tendência e com os valores numéricos subestimando os experimentais.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr., J.D., 2001, "Fundamentals of Aerodynamics", 3rd edition, McGrawHill.
- Chakrabartty, S.K., Dhanalakshmi, K. and Mathur, J.S., 1998, "Navier-Stokes analysis of vortex flow over a cropped delta wing", *Acta Mechanica* 131, pp. 69-87.
- Fluent 12.1 "Theory Guide", 2008. Ansys, Inc.
- Heron, I. and Myose, R.Y., 2009, "Delta Wing Vortex-Burst Behavior Under a Dynamic Freestream", *J. of Aircraft*, Vol. 46, No. 5, pp. 1500-1512.
- Lee, Y., and Kim, H., 2004, "Vortical Flows over a Delta Wing at High Angles of Attack", *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 6, pp. 1042-1051.
- McCormick, B.W., 1995, "Aerodynamics, Aeronautics and flight mechanics", 2nd edition, John Wiley & Sons, Inc.
- Mitchell, A.M., Barberis, D., Molton, P. and Déleroy, J., 2000, "Oscillation of Vortex Breakdown Location and Blowing Control of Time-Averaged Location", *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 5, pp. 793-803.
- Moraes, L.F.G. e Girardi, R.M., "Dispositivo De Ventilação Natural Empregando Uma Asa Delta Em Alto Ângulo De Ataque", *Congresso Nacional de Engenharia Mecânica 2004*.
- Thomas, J.L., Krist, S.T. and Anderson, W.K., 1990, "Navier-Stokes Computations of Vortical Flows Over Low-Aspect-Ratio Wings", *AIAA Journal*, Vol.28, No. 2, pp. 205-212.
- Wentz Jr., W.H. and Kohlman, D.L., 1971, "Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Wings", *J. of Aircraft*, Vol. 8, No. 3, pp. 156-161.

7. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

NUMERICAL ANALYSIS OF A VENTILATION APPARATUS BASED ON A DELTA WING

Frederico Alves Silva Ribeiro, fasribei@ita.br¹

Edson Luiz Zaparoli, zaparoli@ita.br¹

Roberto da Mota Girardi, girardi@ita.br¹

Cláudia Regina de Andrade, claudia@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Division of Mechanical Engineering, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Abstract. *This work presents a numerical analysis of the performance of a ventilation apparatus based on a delta wing. The apparatus consists of an exhausting tube associated to a delta wing at high angle of attack. Under a freestream velocity, the delta wing originates a low pressure region near its leeward surface, producing a suction of the air from a room internal environment. The analysis was done considering the turbulent airflow as incompressible, steady-state with constant properties. Commercial CFD software was used to solve the RANS governing equations. Numerical results are compared with experimental available ones showing good agreement especially at low Reynolds number.*

Keywords: *delta wing, CFD analysis, ventilation device*