

ANÁLISE COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO SOBRE UMA AERONAVE OTIMIZADA EM ESCALA REDUZIDA

Diego Paes de Andrade Peña¹, Raimundo Nonato Calazans Duarte²

RESUMO

Este trabalho teve por objetivo analisar o escoamento sobre a aeronave projetada pela equipe ParahyAsas, tendo em vista seus principais elementos aerodinâmicos: a asa, os *wingtips*³ (*endplates* e *winglets*) e a fuselagem. Objetiva-se aqui determinar os principais parâmetros aerodinâmicos (C_L , C_D e C_M), bem como analisar a influência do uso e da geometria de *wingtips* e também do posicionamento da fuselagem em relação à asa sobre estes parâmetros e o comportamento geral do escoamento. Para a resolução dos casos, empregou-se o método dos volumes finitos, sendo a malha, a especificação dos casos, o processamento e posterior tratamento das soluções obtidas todos desenvolvidos em código comercial bastante difundido (softwares do CFX - ICEM-FCI, Pre, Solver e Post). A turbulência foi tratada com o modelo RNG $k-\epsilon$, opção motivada pelo largo espectro do nível de turbulência, as características da camada limite sobre a aeronave, com separação e diversos efeitos 3-D, a região de downwash e a geração de vórtices. O critério de convergência das soluções utilizado foi a invariância das forças sobre os corpos analisados, bem como da distribuição de pressões, tendo como parâmetro de convergência das equações governantes do problema um erro residual da ordem de 10^{-8} .

Palavras-chave: simulação computacional, aeronave, aerodinâmica, asas.

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE FLOW OVER A SCALED OPTIMIZED AIRCRAFT

ABSTRACT

This work aimed to analyze the flow through an aircraft designed by the ParahyAsas team, keeping in mind its main aerodynamic elements: wing, wingtips (endplates and winglets) and the fuselage. The objective here is to determine the main aerodynamic parameters (C_L , C_D and C_M), so as to analyze the influence over these parameters and the whole flow behaviour of wingtips with different geometries and of the positioning of the fuselage in relation to the wing. To solve the cases, the finite volume method has been used with the grid, the specification of the cases, the numerical processing and the later treatment of the obtained solutions, all them developed in a well known commercial code (CFX softwares - ICEM-CFD, Pre, Solver and Post). The turbulence was treated with the RNG $k-\epsilon$ model, choice motivated by the wide turbulence spectra, the boundary layer characteristics over the aircraft, with separation and several tridimensional effects, the downwash region and the vortex generation. The convergence criterion of the solutions was the invariance of the forces over the analysed bodies, so as of the pressure distribution, having as the convergence parameter of the problem governing equations the residual error of the order of 10^{-8} .

Keywords: computational simulation, aircraft, aerodynamics, wings

¹ Aluno de Curso de Engenharia Mecânica, Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica, UFCG, Campina Grande, PB, E-mail: pena.dpa@gmail.com

² Engenharia Mecânica, Professor. Doutor, Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica, UFCG, Campina Grande, PB, E-mail: rduarte@dem.ufcg.edu.br

³ Wingtips são os dispositivos de ponta de asa com função de reduzir os vórtices que surgem nessa região, otimizando a eficiência aerodinâmica, parâmetro determinado pela razão entre as forças de sustentação e arrasto.

INTRODUÇÃO

Em consonância com o avanço tecnológico da computação, pode-se utilizar o computador como ferramenta de trabalho em todas as áreas do conhecimento, havendo este invento humano tornado-se indispensável à vida do mundo moderno. Dentre as mais variadas aplicações, surgiu no início da década de 1970 a dinâmica dos fluidos computacional (CFD). Promovendo uma rápida solução das equações de Navier-Stokes cujas complexidade e não-linearidades tornam inviável uma solução analítica, diversos códigos de CFD tem produzido resultados valiosos sobre os mais diversos fenômenos da natureza, científicos e tecnológicos. Proporciona o estudo e a geração de conhecimentos em problemas de difícil reprodutibilidade em laboratório, o aprofundamento sobre situações estudadas com outras ferramentas científicas e rapidez na produção de informações sobre estes casos. De fato, a CFD vem sendo utilizada em inúmeros segmentos científicos e de mercado, cumprindo o seu papel desde a área médica, para auxiliar no estudo dos sistemas circulatório e respiratório, até o desenvolvimento de jatos executivos pela Embraer. Em função da rápida reprodução de diferentes casos, excelente capacidade de adaptação a geometrias complexas e habilidade para tratamento e armazenamento de grande quantidade de informações, pode-se obter uma previsão qualitativa dos fenômenos de forma bastante consistente. Para uma validação dos resultados, deve-se prever neste tipo de estudo, por exemplo, uma reprodução de caso com resultado de domínio público (*benchmark*) ou de problema com resultados experimentais disponíveis. Aqui, esta ferramenta baseada no método dos volumes finitos foi empregada para avaliar o escoamento de ar em torno de uma aeronave e seus principais componentes aerodinâmicos, quais sejam, a asa, dois tipos de *wingtips* (*endplates* e *winglets*) e a fuselagem. O texto a seguir descreve...

FORMULAÇÃO DO PROBLEMA

Arrasto, Sustentação, Momento e Arrasto Induzido

As forças que atuam sobre um perfil⁵ são caracterizadas pelas componentes da força resultante da distribuição de pressão, na direção normal ao movimento (vento relativo) e na direção do movimento. A primeira gera a sustentação, F_L , e a segunda o arraste aerodinâmico, F_D (da ROSA, 2006).

Assim, podemos definir os respectivos coeficientes de sustentação (C_L), arrasto (C_D) e de momento (C_M), em relação ao centro aerodinâmico do perfil:

$$C_L = \frac{F_L}{\rho V^2 A_p / 2} \quad (01)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\rho V^2 A_p / 2} \quad (02)$$

$$C_M = \frac{M}{\rho V^2 A_p c / 2} \quad (03)$$

onde ρ é a densidade do fluido, V a velocidade relativa e A_p a área plana projetada num plano paralelo ao escoamento.

O arrasto induzido, segundo Hurt (1960), é a componente da sustentação na asa paralela ao escoamento livre. Como a sustentação efetiva e a sustentação formam entre si o ângulo induzido (α_i), o coeficiente de arrasto induzido (C_{Di}) pode ser calculado da seguinte forma:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR} \quad (04)$$

e

$$\alpha_i = 18,24 \frac{C_L}{AR} \quad (05)$$

onde AR é a razão de aspecto.

Designando por b a envergadura⁶ da asa, a razão de aspecto é definida por:

$$AR = \frac{b^2}{A_p} \quad (06)$$

⁵ Perfil ou perfil aerodinâmico é o formato da seção transversal de uma asa ou aerofólio.

⁶ Envergadura é a distância entre as duas extremidades externas da asa de uma aeronave.

Equação da Continuidade

A lei da conservação da massa aplicada a um elemento do fluido produz a equação da continuidade, relacionando as variações temporais da massa específica e da velocidade:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (07)$$

onde ρ é a massa específica e u , v e w as componentes da velocidade nas direções x , y e z .

Equações de Navier-Stokes

A equação de transporte da quantidade de movimento, ρU_i , pode ser formulada como segue.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho f_i \quad (08)$$

Os três termos do lado direito da equação (08) representam as componentes das forças devido à pressão P , do tensor viscoso τ_{ij} e da força de corpo f_i , respectivamente. Para as equações de Navier-Stokes, caso de um fluido Newtoniano, o tensor tensão é dado por

$$\tau_{ij} = -\mu_b \delta_{ij} \frac{\partial U_l}{\partial x_l} - \mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (09)$$

em que $\mu_b = 2\mu/3$ é a viscosidade global, μ a viscosidade molecular e δ_{ij} o delta de Kronecker ($\delta_{ij} = 1$ para $i = j$ e $\delta_{ij} = 0$ para $i \neq j$).

Número de Reynolds (Re)

De acordo com Potter e Wiggert (2004), é um parâmetro que combina um comprimento de escala, uma velocidade em escala e a viscosidade cinemática; pode ainda servir como uma ferramenta para prever o regime do escoamento – laminar quando não há nenhuma mistura significativa entre partículas vizinhas do fluido, turbulento quando os movimentos do fluido variam irregularmente ou ainda intermitente quando há transição irregular do laminar para turbulento e vice-versa.

$$Re = \frac{VD}{\nu} \quad (10)$$

Modelo RNG $k-\epsilon$

O modelo de turbulência *RNG $k-\epsilon$* obtém a distribuição destas variáveis a partir da solução de duas equações de transporte: uma para k (a energia cinética turbulenta) e outra para ϵ (a taxa de dissipação da energia cinética turbulenta). Esta última variável representa o montante de k por unidade de massa e de tempo convertidos em energia interna de fluido por ação viscosa. Com base nas distribuições de k e ϵ , a viscosidade turbulenta é explicitamente avaliada ao longo do domínio e expressa por:

$$\mu_t = \mu \left[1 + \sqrt{\frac{C_\mu \rho}{\mu} \frac{k}{\epsilon}} \right]^2 \quad (11)$$

enquanto a relação entre a tensão e a velocidade média do fluido é formulada do seguinte modo:

$$\tau_{ij} = -\frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} + \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (12)$$

Neste modelo, a equação da energia cinética turbulenta apresenta termos semelhantes aos das equações de Navier-Stokes como mostra a equação (13).

$$\rho V_i \frac{\partial k}{\partial x_j} = \alpha \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu_{\text{efetivo}} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + P - \rho \epsilon \quad (13)$$

O termo P da produção de equação de energia cinética turbulenta, formulado pela equação a seguir, capacita o modelo a tratar de escoamentos não paralelo com elevada taxa de deformação angular, além de o tornar mais sensível a efeitos tridimensionais.

$$P = \mu_{efetivo} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (14)$$

Por fim, a seguinte expressão é usada para equacionar a conservação de ε .

$$\rho U_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \alpha \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu_{efetivo} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} P - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R \quad (15)$$

Os termos do tensor deformação S_{ij} e da destruição de ε , R, são computados considerando-se, respectivamente, as expressões (16) e (17), com a equação (18) formulando a variável η .

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (16)$$

$$R = \rho \frac{C_\mu \eta^3 \left(1 - \frac{\eta}{\eta_0} \right) \varepsilon^2}{1 + \beta \eta^3 k} \quad (17)$$

$$\eta = \frac{k}{\varepsilon} \sqrt{2S_{ij}^2} \quad (18)$$

A renormalização de grupos aperfeiçoa a caracterização da viscosidade turbulenta, pois ameniza as não-conformidades dos modelos $k-\varepsilon$ iniciais que utilizaram a hipótese da viscosidade turbulenta isotrópica.

METODOLOGIA

Método dos Volumes Finitos

O método dos volumes finitos é tido como uma evolução do método das diferenças finitas, pois garante que a discretização das equações diferenciais do problema seja realizada de uma forma conservativa, i. e., as quantidades de massa, momento e energia são conservadas na sua forma discreta.

Lomax et al. (1999) esclarecem que outra vantagem desse método é o fato de não ser preciso realizar uma transformação de coordenadas para malhas irregulares, dessa forma a utilização de malhas não-estruturadas torna-se possível, permitindo uma maior flexibilidade na geração das malhas abrangendo geometrias arbitrárias.

Uma explicação detalhada e mais aprofundada sobre as bases e a aplicação deste método foi omitida deste texto em função de sua concisão e devido à grande difusão que o mesmo apresenta entre a comunidade científica da mecânica dos fluidos e fenômenos de transportes em geral.

Geração de Malhas

Para a geração das malhas, foi utilizado o software computacional *ICEM-CFD 10.0*. A malha é gerada com uma rotina computacional utilizada pelo software, a "Tetra - Abordagem Octree". O procedimento dá-se da seguinte forma: inicialmente o software cria um tetraedro inicial que abrange todo o domínio do problema que em seguida é subdividido até que os parâmetros de tamanho de cada elemento tetraédrico da malha, especificados pelo usuário, sejam satisfeitos (ANSYS, 2005). Para cada caso em estudo, o mesmo parâmetro de refinamento – tamanho máximo do elemento na malha – foi utilizado após a constatação da convergência – invariância dos resultados - de um caso inicial.

Código Computacional

Pré-processamento (CFX – Pre)

Nesse módulo, o material que escoar, as condições físicas gerais do problema e as condições de contorno e inicial são definidas. Aqui também é feita a seleção da malha que pode ser importada de vários geradores de malha, inclusive do *ICEM-CFD*. Em seguida, determina-se o tipo de escoamento (permanente ou transiente) e regime do escoamento (laminar ou turbulento), seleciona-se o fluido e seu estado em condição estática (pressão e temperatura), especificam-se as condições de contorno, os valores iniciais das

variáveis e os parâmetros para a convergência. Por fim, o arquivo a ser repassado para o CFX – Solver é criado para dar sequência à análise computacional.

Processamento (CFX – Solver)

A partir das informações fornecidas pelo pré-processamento, a obtenção da solução do problema ocorre nesse módulo. A marcha temporal, as diversas estratégias de “varredura” do domínio computacional e os algoritmos de solução de sistemas de equações linearizadas, por exemplo, integram esta parte do código. Além de produzir e exibir gráficos como a evolução do erro residual a cada iteração do processo de convergência, o usuário pode também selecionar uma variável desejada, como por exemplo, a força na direção x e acompanhar sua variação em função do número de iterações. Concluído o processo de convergência nesse módulo, um novo arquivo é gerado contendo os resultados convergidos para tratamento no pós-processamento.

Pós-processamento (CFX – Post)

No último módulo do código, os resultados obtidos são tratados graficamente e manipulados de modo a explorar regiões do domínio de maior interesse, assim como exibi-los utilizando os diversos recursos ilustrativos disponíveis. Qualquer variável do problema pode ser mostrada no domínio ou em parte dele usando, por exemplo, curvas de nível (“contour plot” no código), assim como evidenciar sua distribuição em um plano ou em uma geometria pré-selecionada. É possível ainda como a exportação de imagens e a criação de animações.

Geometria da Asa

Para o problema de interesse, a asa apresenta geometria semi-trapezoidal e é o resultado de escolha minuciosa entre os diversos formatos possíveis, procurando combinar elevada eficiência aerodinâmica com facilidade e simplicidade construtivas. As principais dimensões e o aspecto geral de uma semi-asa são mostrados na Figura 1.

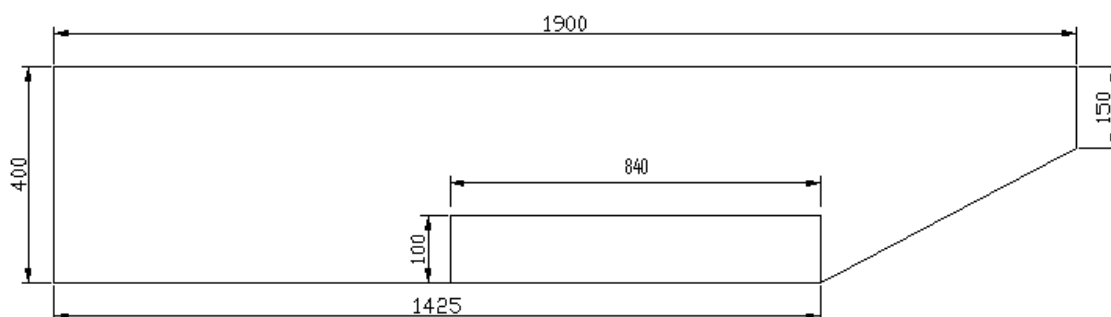


Figura 1 - Geometria da semi-asa selecionada.

Em relação ao formato do perfil, foram avaliadas diversas alternativas em software *XFLR5*, que utiliza a teoria da linha de sustentação. O software, *XFLR5*, é citado em várias páginas da internet e fóruns de discussão sobre aerodinâmica, pelas boas referências e por ter código livre, o mesmo foi escolhido como software alternativo para realizar as simulações do presente trabalho. Ao final deste trabalho inicial, foi selecionado o perfil *Eppler 423* mostrado na Figura 2, sendo a asa projetada de forma a aproximar a distribuição de sustentação a de uma asa ideal, a elíptica.



Figura 2 – Perfil Eppler 423, utilizado na asa proposta.

Considerando ainda as limitações impostas pela norma da Competição de Aerodesign SAE Brasil, objetivo final da Equipe ParahyAsas, as definições quanto à geometria da asa lhe conferiram as seguintes características: i) Envergadura: 3800 mm; ii) Área plana: 1,40 m²; iii) Relação de Aspecto: 10,314; iv) Corda média aerodinâmica⁷: 368 mm; v) Comprimento do aileron⁸: 840 mm; vi) Parte móvel do Aileron: 100 mm.

⁷ Corda média aerodinâmica é a corda correspondente a uma asa com a mesma envergadura e área.

⁸ Aileron é a superfície de controle aerodinâmico utilizada para realizar movimentos de rotação em torno do eixo longitudinal da aeronave.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Análise da asa em condições de cruzeiro

Para as simulações da asa proposta, a velocidade considerada foi de 13,3 m/s, verificada em campo como sendo a velocidade média de cruzeiro das aeronaves alvo do estudo. Para as condições atmosféricas típicas do local da Competição de Aerodesign, São José dos Campos/SP, e época da competição, outubro, esta velocidade e as propriedades do ar produzem um número de Reynolds de aproximadamente 270000. As condições de contorno utilizadas consideraram uma entrada de ar a 25 °C e nesta velocidade; uma seção de saída com pressão estática nula; três superfícies com escoamento com livre escorregamento e um plano de simetria, conforme mostrado na Figura 3.

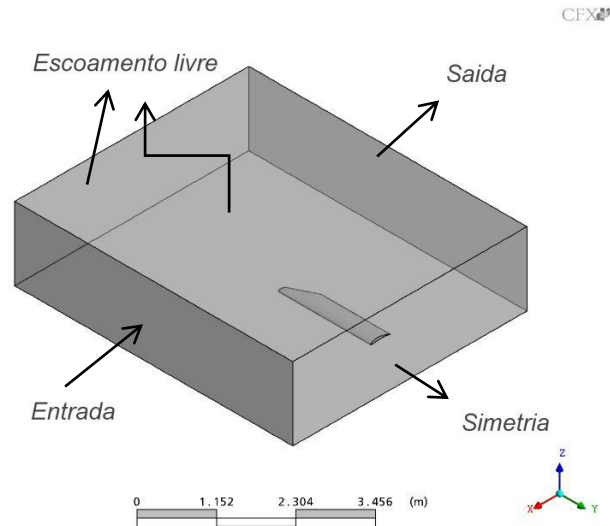


Figura 3 – Malha no ambiente computacional evidenciando as condições de contorno.

As simulações iniciais produziram curvas de C_L , C_D e C_M em função do ângulo de ataque⁹ da asa, sendo o último em relação ao centro aerodinâmico¹⁰ do perfil. Para comparar os dados de C_L e C_D , foram realizadas simulações no software XFLR5.

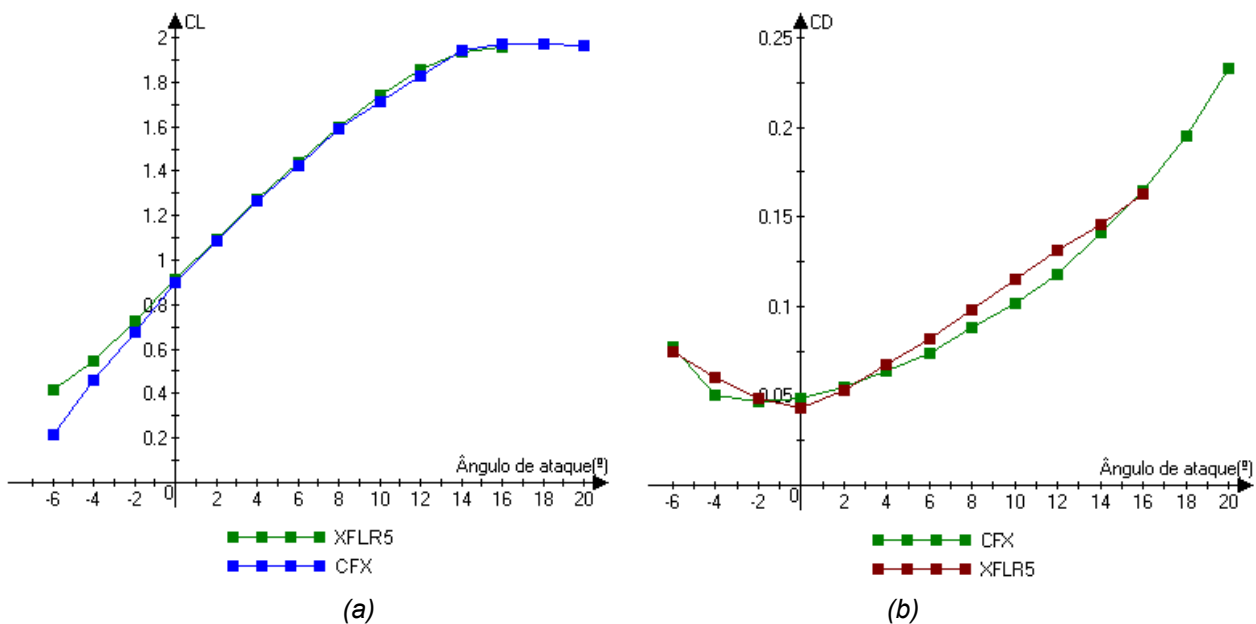


Figura 4 – Comportamento das curvas de C_L (a) e C_D (b) em função do ângulo de ataque.

⁹ Ângulo de ataque é a inclinação da asa ou perfil aerodinâmico em relação à direção do escoamento.

¹⁰ Centro aerodinâmico é o ponto em torno do qual o coeficiente de momento não muda com variações do ângulo de ataque.

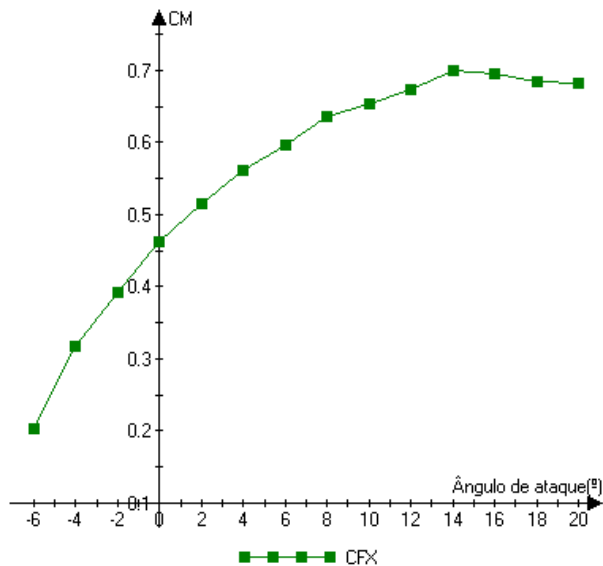


Figura 5 – Comportamento da curva de C_M .

Na figura 4.a, as curvas de C_L apresentam o comportamento esperado. Como o perfil da asa é assimétrico, há geração de sustentação para um ângulo de ataque nulo. À medida que o ângulo de ataque aumenta o C_L também aumenta. Entretanto, há um limite, o ângulo de estol, a partir desse valor o C_L decrescerá. Pois é nessa situação onde ocorre a separação do escoamento ao aerofólio com perda de sustentação, caracterizando esse efeito – estol.

As curvas de C_D , da figura 4.b, demonstram o comportamento que, à medida que aumenta ou diminui o ângulo de ataque, o C_D aumenta, já que haverá uma maior área plana projetada na direção do escoamento.

Na figura 5, a curva de C_M apresenta maiores valores para os ângulos de ataque mais altos, já que as forças aerodinâmicas – sustentação e arrasto – são maiores, produzindo assim um momento no sentido de baixar o bordo de ataque¹¹ e levantar o bordo de fuga¹².

Analisando os resultados das simulações no ambiente do *CFX – Post*, pode-se produzir e vale salientar algumas imagens.

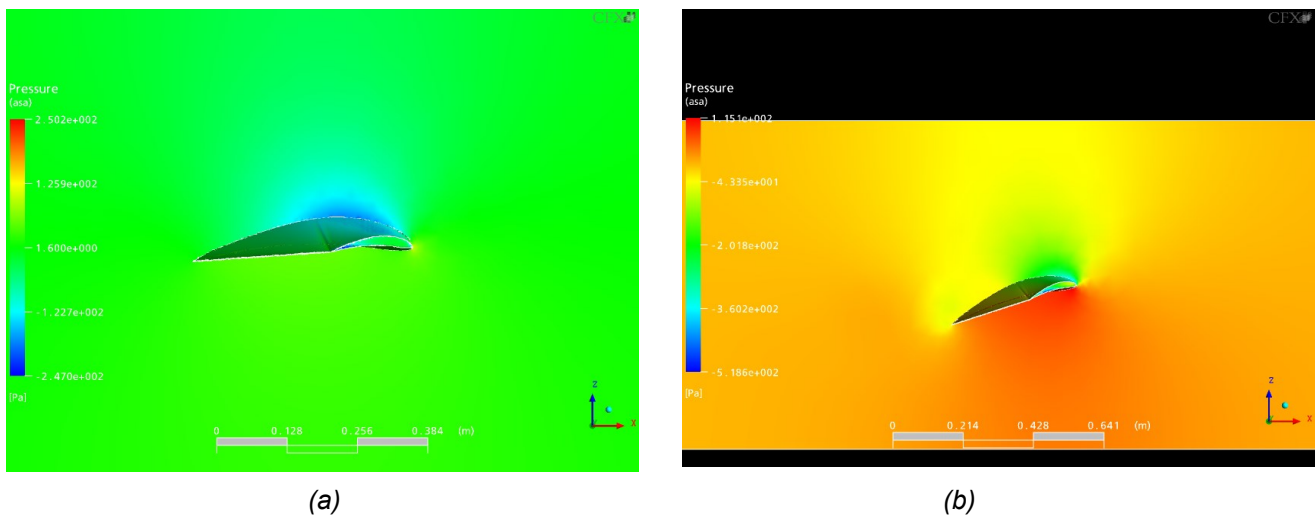


Figura 6 – Distribuição de pressão em torno da semi-asa para ângulo de ataque de 4° (a) e 18° (b).

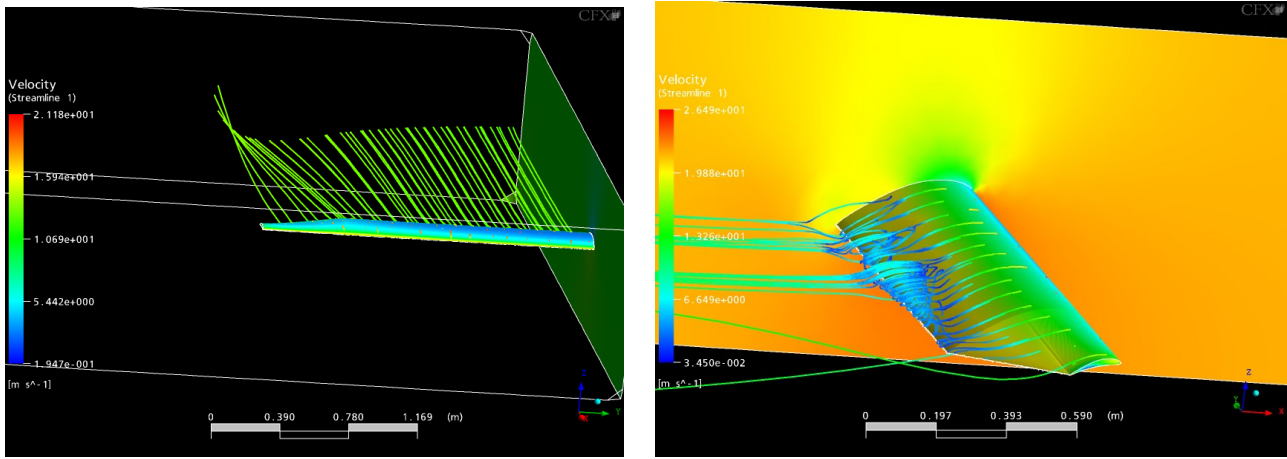
Em ambas as figuras, 6.a e 6.b, observa-se o ponto de estagnação – ponto de incidência inicial do escoamento, caracterizado por velocidade nula e pressão máxima – no bordo de ataque do perfil. Vale salientar também o ponto de pressão mínima, localizado na parte superior do perfil, caracterizado nas fotos pelas cores mais claras.

Na Figura 6(a) observa-se que, em geral, as pressões são menores do que as observadas na Figura 6(b), evidenciando o menor valor do C_L para o ângulo de ataque de 4° do que para o de 18° com está explícito na figura 4.a. Porém, ambas – figuras 6.a e 6.b - reproduzem o princípio de voo de aeronaves com

¹¹ Bordo de ataque é a porção frontal do perfil.

¹² Bordo de fuga é a porção terminal do perfil.

o intradorso (superfície inferior) da asa submetida a pressões maiores e seu extradorso (superfície de acima da asa) a pressões menores que a estática local.



(a) (b)
 Figura 7 – Linhas de corrente para semi-asa para ângulos de ataque de 4°(a) e 18° (b).

Em ambas as imagens da Figura 7, são observados os vórtices de fuga que surgem nas pontas da asa a partir da diferença entre as pressões acima e abaixo da asa. A solução reproduz com qualidade este fenômeno onde esta diferença de pressão induz o movimento observado, possibilitando assim o estudo de alternativas para atenuá-lo ou mesmo eliminá-lo, uma vez que ele é deletério para a eficiência aerodinâmica da asa. Note que, à medida que o ângulo de ataque cresce, o vórtice de fuga é direcionado para o bordo de fuga da asa por toda sua extensão, conforme mostrado na Figura 7(b).

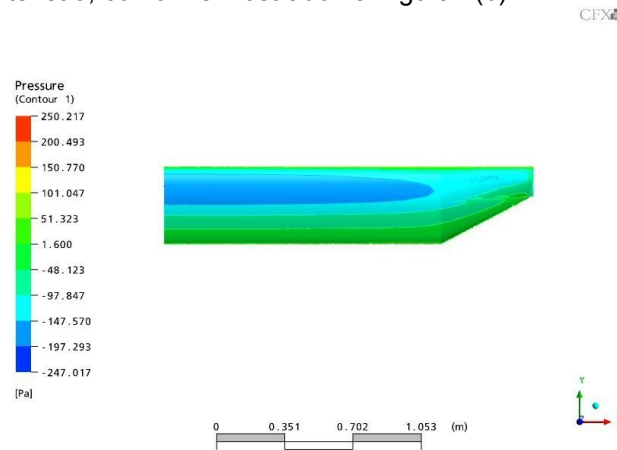


Figura 8 – Destaque na distribuição de sustentação de forma semelhantemente semi-elipsoidal.

A distribuição de sustentação por toda a semi-asa apresenta uma forma aproximada de uma semi-elipse, como se pode observar na Figura 8. Os resultados mostrados nas Figuras 4 a 8 confirmam as informações teóricas utilizadas para o estabelecimento do projeto conceitual da aeronave e corrobora a capacidade e consistência de análise da ferramenta computacional aqui empregada.

Análise da Semi-asa para vários números de Reynolds

Buscando conhecer o comportamento da semi-asa proposta sob vários regimes de escoamento e reproduzir as forças de sustentação e arrasto durante a corrida para decolagem, foram realizadas várias simulações considerando diferentes valores do número de Reynolds na seção de entrada. Nestas simulações, foi fixado o ângulo de ataque em dois graus em função da melhor eficiência aerodinâmica do perfil utilizado para esta condição.

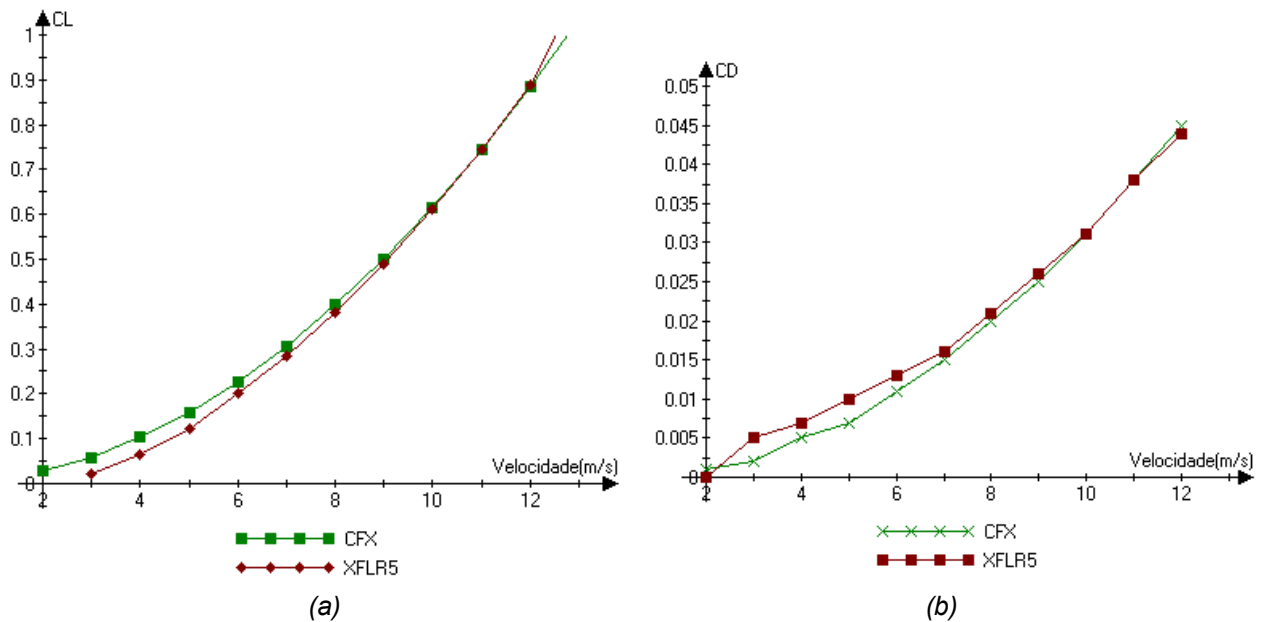


Figura 9 – Gráficos das curvas de C_L (a) e C_D (b) em função da velocidade, respectivamente

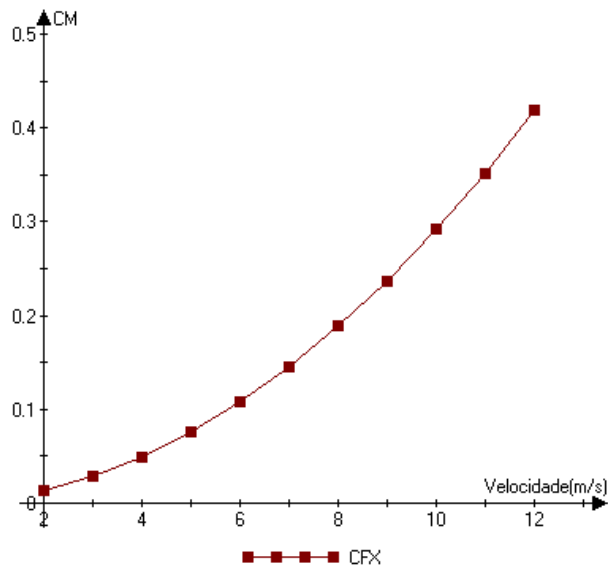


Figura 10 – Gráfico da curva de C_M para a asa proposta em função da velocidade.

Nas figuras 9 e 10, observamos a sensibilidade dos coeficientes aerodinâmicos com relação à velocidade de forma semelhante a uma parábola. Já que os respectivos coeficientes são proporcionais ao quadrado do inverso da velocidade.

Seleção de Wingtip

Para evitar a formação de vórtices, foi realizado um estudo sobre a utilização e a eficiência de superfícies eliminadoras de vórtices ou, utilizando um jargão da aeronáutica, *wingtips*. Como não há uma teoria específica para esses dispositivos e analisando os estudos de Hemke (1927) e da Equipe Céu Azul (2004), foram selecionadas seis geometrias compondo distintos conjuntos asa-wingtip.

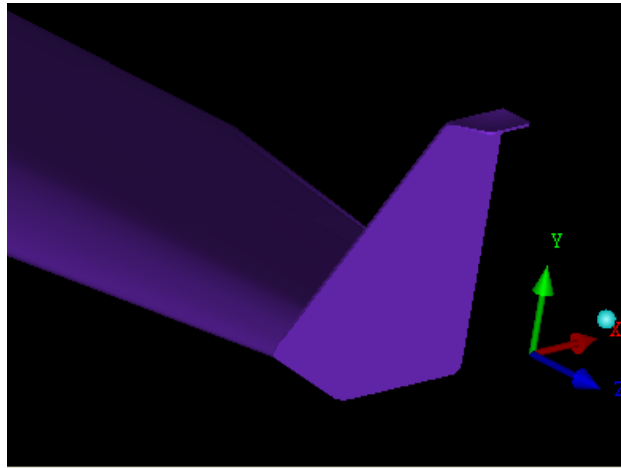


Figura 11 – Wingtip do tipo winglet (extraída de FLOR, 2008)

Mostrado na Figura 11, o primeiro conjunto analisado aqui já havia sido testado em um trabalho anterior (FLOR,2008) e foi a partir dele que dois tipos foram concebidos, conforme especificados a seguir.

- A. Winglet, apresentado na Figura 11;
- B. Winglet tipo A sem a aba superior;
- C. Endplate com formato elipsoidal;
- D. Endplate circular;
- E. Endplate trapezoidal;
- F. Endplate tipo E em escala reduzida.

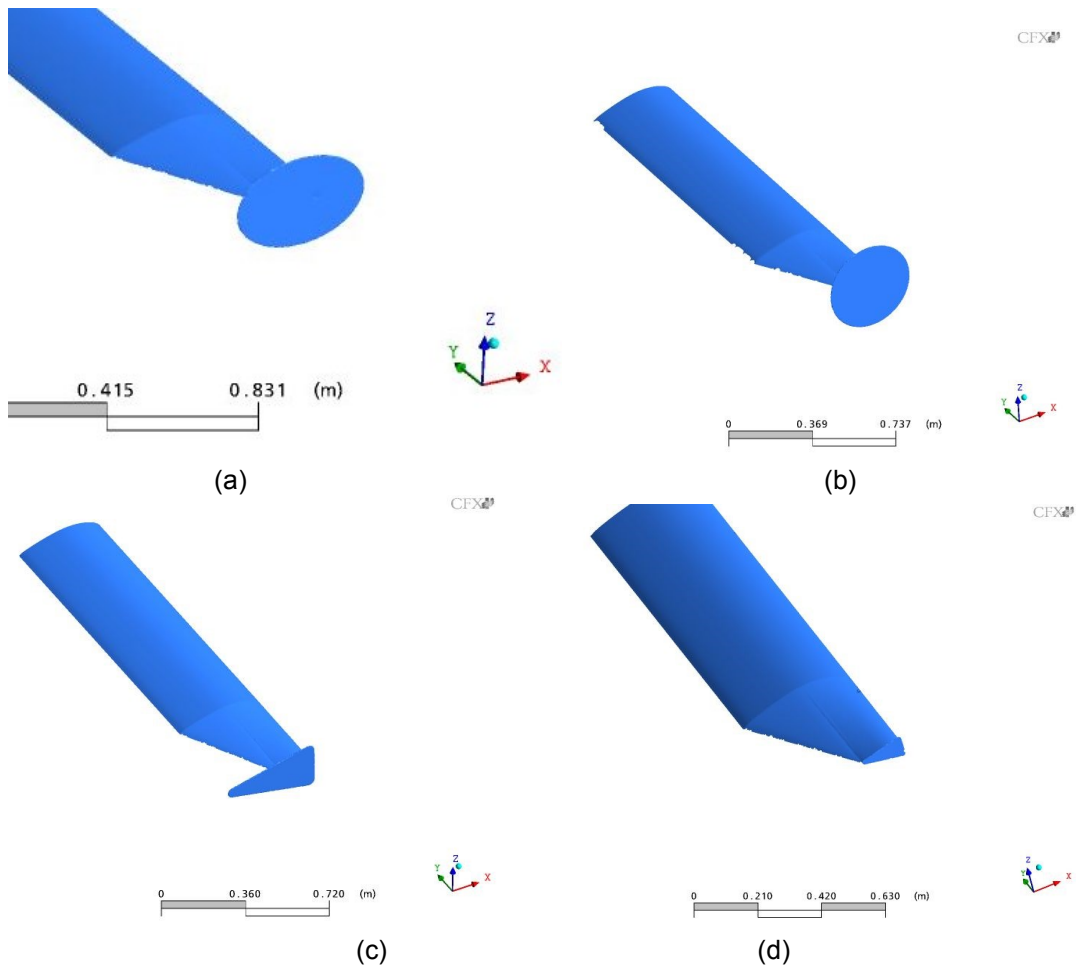


Figura 12 – Wingtips tipos C(a), D(b), E(c) e F(d), respectivamente.

Como as forças - de sustentação, de arrasto e lateral - atuantes nos *wingtips* são insignificantes quando comparadas às respectivas forças da asa, analisou-se apenas o efeito que cada um dos *wingtips* produzia sobre a eficiência aerodinâmica da asa. Assim, com os resultados obtidos produziram-se as informações contidas na Figura 13 a seguir. Note que o *wingtip* de melhor eficiência foi o tipo C em formato de elipse mostrado na Figura 12.a.

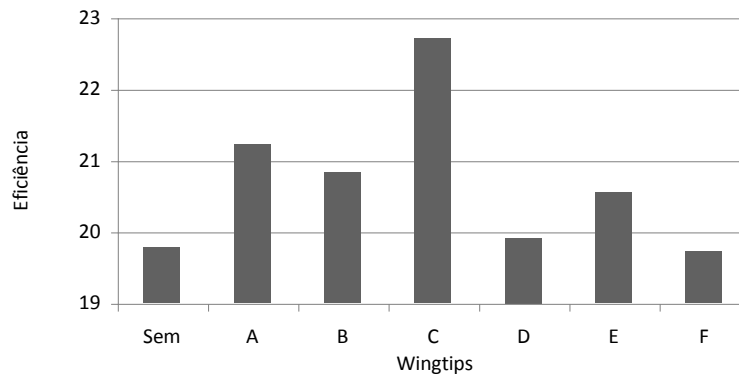


Figura 13 – Eficiência aerodinâmica da asa com a utilização dos *wingtips* testados.

Altura da asa à fuselagem

Semelhantemente ao estudo dos *wingtips*, foi realizada uma série de simulações buscando melhorar a eficiência aerodinâmica da asa. Se comparada à situação de asa isolada, a condição em que a asa está montada lateralmente à fuselagem constitui geometria significativamente distinta, podendo-se antever também alterações importantes no escoamento do ar sobre a asa. Para avaliar este efeito e verificar o melhor posicionamento relativo entre a asa e a fuselagem, foram simuladas diversas configurações, sendo apresentados aqui os resultados obtidos para distanciamentos de 90, 180 e 270 mm entre estas duas partes da aeronave.

Tabela 1 – Forças aerodinâmicas e eficiência da asa e sustentação na fuselagem para três afastamentos entre a asa e a fuselagem.

Distância (mm)	Asa			Fuselagem
	F_D (N)	F_L (N)	F_L/F_D	F_L
90	9,074	172,021	18,96	-0,360
180	9,358	172,122	18,39	-0,279
270	9,164	172,858	18,86	-0,237

Reunidos na Tabela 1, os resultados obtidos mostram uma sensibilidade pequena do escoamento em relação a este parâmetro, considerando-se os valores testados.

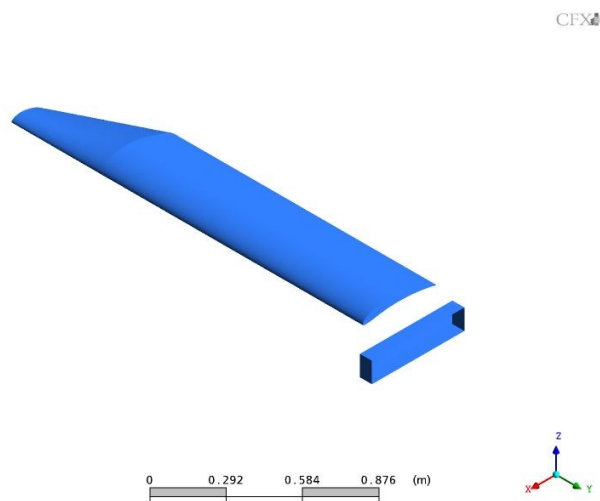


Figura 14 – Conjunto semi-asa e semi-fuselagem distando verticalmente 180 mm.

Para um maior esclarecimento, a figura 14 apresenta o conjunto semi-asa e semi-fuselagem, com a distância vertical de 180 mm. Em relação ao posicionamento horizontal, a parte inicial da fuselagem encontra-se sob centro aerodinâmico do perfil da asa – localizado a uma distância de 25% da corda contabilizados a partir do bordo de ataque.

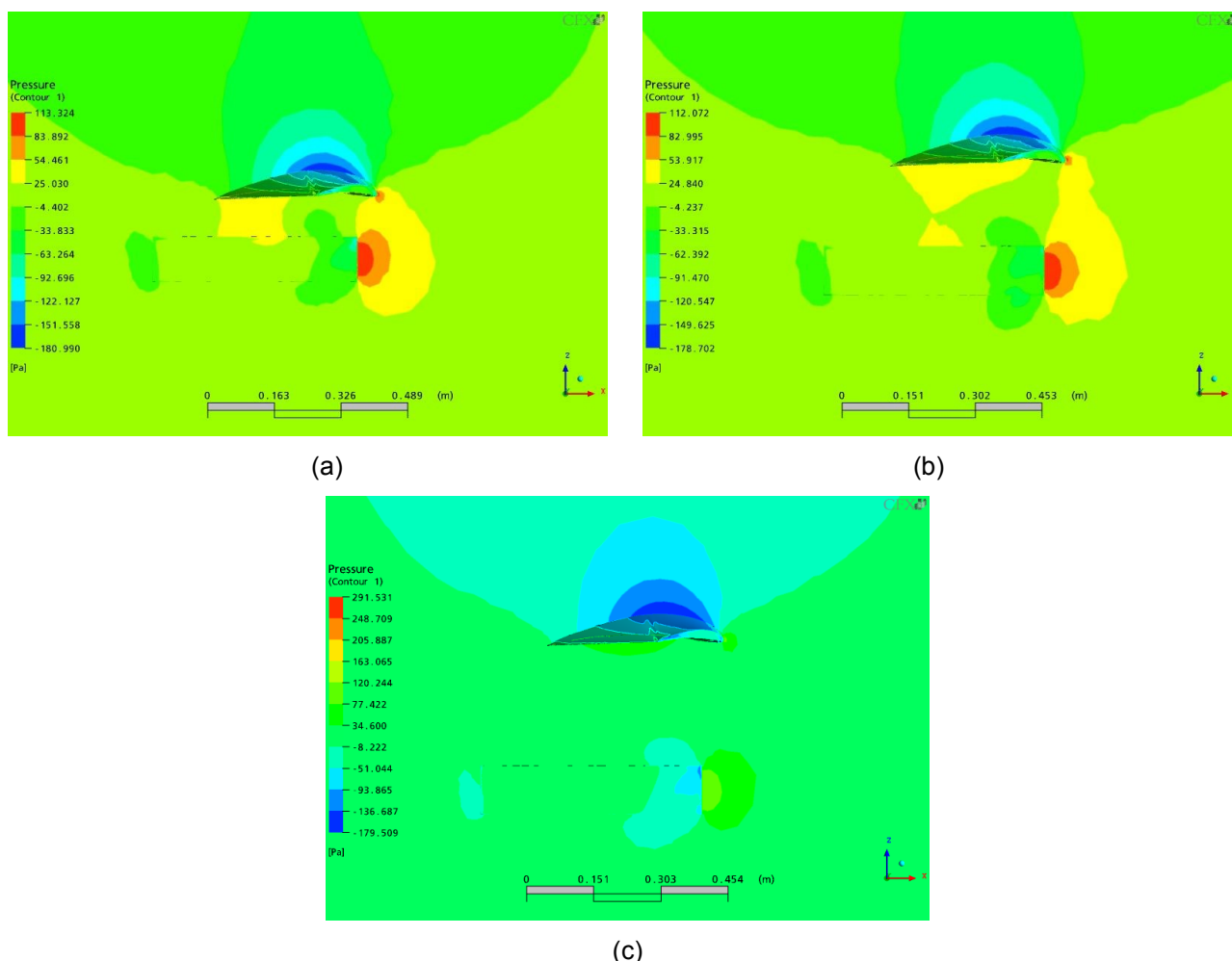


Figura 15 – Distribuição de pressões para os casos simulados de 90(a), 180(b) e 270 mm (c).

Observa-se também uma eficiência levemente superior para a distância de 90 mm, já que se observa na figura 15.a uma região com pressões maiores (cor amarelada) na parte inferior à asa. Guardadas as devidas proporções, a presença da fuselagem gera um efeito semelhante ao efeito solo - que aumenta a sustentação na asa – e assim denominamos de “efeito fuselagem”. Evidenciado também pela sustentação negativa na fuselagem, já que se observam nas imagens da figura 15 que abaixo da fuselagem há uma região de baixa pressão que é maior do que a região na parte superior à fuselagem.

Observa-se adicionalmente que, à medida que a distância entre a asa e a fuselagem é aumentada, a sustentação da asa também cresce, efeito constatado pela confrontação dos resultados para as distâncias de 180 e 270 mm. Entretanto, para conclusões gerais, é necessário um aprofundamento do estudo avaliando os valores intermediários entre os simulados para revelar detalhadamente o comportamento do problema em relação a este parâmetro.

CONCLUSÕES

Utilizado o método dos volumes finitos em código comercial, diversos resultados computacionais foram obtidos para o escoamento em torno da asa, de seis *wingtips* e do conjunto asa-fuselagem. De uma forma geral, as simulações computacionais reproduziram bem os efeitos aerodinâmicos, inclusive os fenômenos de ponta de asa, com destaque para os vórtices de fuga. Destes resultados, conseguiu-se identificar o efeito da utilização de *wingtips* com um importante incremento na eficiência aerodinâmica da asa. A ferramenta apresentou boa capacidade de reprodução do comportamento aerodinâmico dos corpos estudados tanto para baixos, como para altos ângulos de ataque.

Observou-se ainda uma boa correlação entre os resultados previstos por dois softwares (*CFX* e *XFLR5*), apesar da simplicidade do equacionamento utilizado pelo software *XFLR5* em contraposição à solução mais elaborada do *CFX*. Vale ainda salientar o tempo de solução que, no caso do *XFLR5*, deu-se em questão de minutos, enquanto no *CFX* a solução demandou algumas horas.

Por fim, o estudo da interferência da fuselagem sobre a asa mostrou que as modificações sofridas pelo escoamento do ar em relação à condição de semi-asa isolada produzem alterações na sustentação, no arrasto e, conseqüentemente, na eficiência aerodinâmica da asa.

Estas informações serão extremamente importantes para as definições projetuais e configuração da aeronave da Equipe ParahyAsas que representará a UFCG na XII Competição SAE Brasil de Aerodesign 2010.

AGRADECIMENTOS

Ao CNPq pela bolsa de Iniciação Científica.
À equipe ParahyAsas de Aerodesign.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANSYS, INC. **ICEM CFD 10.0 – User’s Manual**, Documentação eletrônica fornecida junto ao software ICEM CFD 10.0. 2005.
- Equipe Céu Azul, **Relatório de Projeto**. In: VI COMPETIÇÃO SAE BRASIL DE AERODESIGN. Florianópolis, 2004.
- FLOR, D. A. S. B. **Análise computacional do escoamento ao redor de uma aeronave em escala reduzida**. Campina Grande, 2008, 1 ilustração.
- HEMKE, P. E. **NACA Report No. 267** – Drag of Wings With End Plates. – Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1927.
- HURT, H.H. **Aerodynamics for Naval Aviators**, Direction of Commander, Naval Air Systems Command, United States Navy : Washington, 1965, 416 p.
- LOMAX, H.; PULLIAM, T. H; ZINGG, D. W. **Fundamentals of Computational Fluid Dynamics**. Toronto, 1999, 267 p.
- POTTER, M. C.; WIGGERT, D. C. **Mecânica dos Fluidos**. São Paulo : Pioneira Thomson Learning, 2004, 690 p.
- ROSA, E. **Introdução ao Projeto Aeronáutico**: uma contribuição à Competição SAE Aerodesign. Florianópolis : UFSC/GRANTE : Ed Tribo da Ilha, 2006, 288 p.
- VERSTEEG, H. K; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics**: The finite volume method. New York : Longman Scientific & Technical, 1995, 257 p.