



Pró-Reitoria
de Pesquisa
e Extensão
PIBIC/CNPq/UFCG-2010



ANÁLISE COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO SOBRE AEROMODELO EM MANOBRAS DE ALTA EXIGÊNCIA

Diego Paes de Andrade Peña¹, Raimundo Nonato Calazans Duarte²

RESUMO

Com o intuito de analisar o comportamento da aeronave GC 102, projetada pela Equipe ParahyAsas de Aerodesign da UFCG para competir na XII Competição SAE BRASIL de Aerodesign, este trabalho estuda tal aeronave em manobras tais como: decolagem, curvas e voo nivelado. Para tanto, utiliza-se da dinâmica dos fluidos computacional através dos softwares: *ANSYS ICEM CFD 10.0*, para a geração de malhas; e do *ANSYS CFX 10.0*, para a determinação das condições de contorno, resolução do problema e consequente aquisição de resultados. O método dos volumes finitos realiza a solução dos casos através de inúmeras iterações após discretizar as equações de Navier-Stokes, da continuidade e do modelo de turbulência RNG $k-\epsilon$, até o parâmetro de convergência RMS de 10^{-8} .

Palavras-chave: aeronave, manobra de alta exigência, escoamento externo

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE FLOW OVER AN DURING MANEUVER'S HIGH REQUIREMENT

ABSTRACT

With the purpose of study the aircraft GC 102, projected by the ParahyAsas UFCG Aerodesign Group for the XII SAE BRASIL Aerodesign's Competition, this work studies thus aircraft in maneuvers like: take-off, curves and horizontal flight. For this work, the computational fluid dynamics was used over the softwares: *ANSYS ICEM CFD 10.0*, for the mesh generation; and the *ANSYS CFX 10.0*, for the determination of the boundary conditions, solve the problem and consequent data acquirement. The finite volume method solve the problem with various iterations after the discretization of the Navier-Stokes equations, continuity and RNG $k-\epsilon$ turbulence model, until the RMS parameter convergence of 10^{-8} be achieved.

Keywords: aircraft, maneuver's high requirement, flow

INTRODUÇÃO

A aplicação da dinâmica dos fluidos computacional (CFD) está cada vez mais presente no cotidiano, uma vez que, a obtenção da solução analítica das equações de Navier-Stokes torna-se inviável devido às não-linearidades. Assim, soluções aproximadas para os diversos tipos de escoamento são obtidas através dessa técnica. Com o advento da informática, esse processo é cada vez mais utilizado, devido à velocidade de resposta dos computadores e a rápida evolução dessa ferramenta.

Além disso, trata-se de uma alternativa aos elevados custos de ensaios experimentais e também de uma ferramenta de estudo capaz de analisar rápida, segura e consistentemente um grande número casos e situações. Com a rápida resposta dos computadores e a consistências dos métodos de CFD em uso atualmente, vários processos e/ou geometrias podem ser testadas em um curto espaço de tempo.

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

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

Nessa perspectiva, a equipe ParahyAsas utiliza-se do CFD para o aprimoramento de suas aeronaves. O Galo de Campina 810, primeira aeronave da equipe, foi projetada e testada exaustivamente em ambiente virtual, visando um melhor desempenho aerodinâmico. Com o mesmo intuito, a equipe projetou a aeronave Galo de Campina 102 para participar da XII Competição SAE BRASIL de Aerodesign a ser realizada em São José dos Campos/SP. Visando um melhor êxito, surgiu a necessidade de um conhecimento mais detalhado de todo o seu vôo: partindo da decolagem até o pouso da aeronave.

Revisão Bibliográfica

Em sua dissertação de mestrado, Lopes (2004) analisa a configuração de uma aeronave canard-asa desenvolvida para uso em um treinador avançado militar utilizando métodos dos painés com enrolamento de esteira. Fazendo o uso do código computacional VSAERO para cálculo aerodinâmico de configurações arbitrárias em regime subsônico e subcrítico, consegue ainda determinar os efeitos da localização do canard, diedro do canard, deflexão do canard e a interferência causada sobre nas características aerodinâmicas da asa.

Visando determinar características como campo de velocidades, pressão e temperatura, dentre outras variáveis de escoamentos sobre aerofólios de diferentes geometrias e em diferentes condições, Ferreira (2003) utilizou o método dos volumes finitos e obteve resultados que se mostraram bastantes coerentes com o modelo teórico adotado em sua concepção.

Um estudo sobre *winglets* é feito por Pinto (2004), abordando vantagens, desvantagens e os principais aspectos técnicos envolvidos em projeto, uma vez que esses dispositivos melhoram significativamente a eficiência aerodinâmica de aeronaves. Além de realizar uma extensa revisão bibliográfica, Pinto (2004) implementa e valida um programa de cálculo aerodinâmico de asas, baseado no método de Weissinger ou método da linha sustentadora estendido e ainda realiza um estudo de caso avaliando as vantagens obtidas com o uso de *winglets* na performance de uma aeronave militar de patrulha. Por fim, seus estudos indicam um ganho em tempo de vôo, quanto ao uso de *winglets*, de 7,5%

Visando uma estimativa do Efeito Solo em aeronaves na fase de projeto preliminar, Silva (2006) avalia e compara diferentes metodologias. Foram utilizadas metodologias semi-empíricas: Torenbeek, DATCOM e ESDU, e o Método da Linha Sustentadora Estendida, ao final foram comparadas com dados de ensaios em túnel de vento. Por fim, conclui-se que os métodos de Torenbeek e ESDU são os mais adequados para decolagem e pouso pois a estimativa para altos ângulos de ataque é mais confiável; e o MLSE para estimar o efeito solo na velocidade descendente.

Aplicando um método de otimização na obtenção de trajetórias ótimas de decolagem de aeronaves, Freitas (2004) procurou analisar este movimento visando minimizar o comprimento de pista. A variável de controle utilizada foi a deflexão do profundor, parametrizada em função da velocidade. Os resultados demonstraram que a decolagem otimizada reduz em aproximadamente 20% da distância de decolagem.

Flor (2008) analisou o escoamento em torno da aeronave GC 810 e GC 820 da equipe ParahyAsas no ano de 2008. Através disso, além de testar vários tipos de *winglets* foi possível aprimorar e otimizar o projeto desenvolvido visando a X Competição SAE Brasil, na qual a equipe ParahyAsas participou.

Ao desenvolver seu trabalho de iniciação científica, Peña (2009) analisou o escoamento sobre a asa proposta para a aeronave GC 101, estimando a interferência provocada pelo efeito solo, pela fuselagem e também a utilização de *winglets* quando da necessidade de aprimorar sua eficiência aerodinâmica. Além de obter as curvas de C_L e C_D em função do ângulo de ataque.

Arrasto, Sustentação e Arrasto Induzido

Qualquer objeto que se movimenta num fluido sofre um arrasto (força na direção do escoamento composta pelas forças de pressão e de cisalhamento que atuam na superfície do objeto). Pode ser determinado conhecendo-se a distribuição de pressão e de tensão de cisalhamento na parede. (MUNSON, 2004)

Se o objeto produzir um campo de escoamento assimétrico, pode haver uma força normal ao escoamento: a sustentação. Alguns objetos, como aerofólios, são projetados para produzir uma sustentação, outros para reduzir a geração de sustentação.

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:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_p} \quad [01]$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_p} \quad [02]$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_p c} \quad [03]$$

onde ρ é a densidade do fluido, V a velocidade e A_p a área planar da superfície.

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:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A_R} \quad [04]$$

$$\alpha_i = 18,24 \frac{C_L}{A_R} \quad [05]$$

$$A_R = \frac{b^2}{A_p} \quad [06]$$

onde A_R é a razão de aspecto e b é a envergadura da asa.

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.

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

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:

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

em que $\mu_b = 2 \cdot \mu / 3$ 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 $i \neq j$).

Modelos de Turbulência

Vias de regra, os escoamentos turbulentos se caracterizam por uma intensidade de mistura bem superior à do escoamento laminar, assim como por exemplo, uma variação caótica da pressão e da velocidade no campo do escoamento. Para números de Reynolds elevados, as grandes instabilidades observadas neste tipo de escoamento surgem dos termos de inércia não-lineares e dos termos viscosos nas equações de Navier-Stokes. Assim, torna-se necessário uma modelagem adequada destes termos para uma previsão consistente de escoamentos turbulentos. Além disto, seguindo a clássica estratégia de Reynolds, as variáveis instantâneas são compostas por duas parcelas: uma parcela promediada, responsável pelo movimento global do fluido, e outra parte variável/oscilante que caracteriza o regime turbulento.

Modelo de Turbulência RNG $k-\varepsilon$

O modelo de turbulência RNG $k-\varepsilon$ 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:

$$\mu_t = \mu \left[1 + \sqrt{\frac{C_\mu \rho}{\mu} \frac{k}{\varepsilon}} \right]^2 \quad [10]$$

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

$$\tau_{ij} = -\frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} + \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad [11]$$

Neste modelo, a equação da energia cinética turbulenta apresenta termos semelhantes aos das equações de Navier-Stokes como mostra a equação [12].

$$\rho V_i \frac{\partial k}{\partial x_j} = \alpha \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu_{\text{efetivo}} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + P - \rho \varepsilon \quad [12]$$

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 torná-lo mais sensível a efeitos tridimensionais.

$$P = \mu_{\text{efetivo}} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad [13]$$

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

$$\rho U_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \alpha \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu_{\text{efetivo}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} P - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R \quad [14]$$

Os termos do tensor deformação S_{ij} e da destruição de ε , R , são computados considerando-se, respectivamente, as expressões em [15], [16] e [17].

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad [15]$$

$$R = \rho \frac{C_\mu \eta^3 \left(1 - \frac{\eta}{\eta_0} \right) \varepsilon^2}{1 + \beta \eta^3 k} \quad [16]$$

$$\eta = \frac{k}{\varepsilon} \sqrt{2S_{ij}^2} \quad [17]$$

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

Difundido originalmente por Patankar (1980), esse método surgiu como uma evolução do método das Diferenças Finitas. O método discretiza uma equação de conservação dividindo o domínio do cálculo em vários subdomínios onde localmente as leis físicas de conservação são válidas com um grau de aproximação. Isto o difere substancialmente do método das Diferenças Finitas que resolve equações diferenciais baseando-se na aproximação de derivadas por diferenças finitas. Além disto, o método dos volumes finitos é adequado para geometrias complexas, uma vez que pode ser adaptado a qualquer tipo de

malha. Sendo assim, é considerado hoje o método mais adequado para aplicações de engenharia com elevada exigência de consistência das soluções obtidas, condição atendida pela conservação das leis físicas em cada subdomínio.

Geração de Malhas

Utilizando o código computacional *ANSYS ICEM-CFD 10.0*, optou-se por geração de malhas tetraédricas. Já que esse tipo de malha se adapta melhor aos contornos de geometrias complexas como por exemplo de um perfil aerodinâmico. A geração ocorre a partir de um tetraedro inicial que em seguida é subdividido pela rotina do software até estar de acordo com os parâmetros de refinamento selecionados pelo usuário.

Resolução dos Casos

A resolução dos casos deu-se através da utilização do software *ANSYS CFX 10.0*. Utilizando-se da técnica dos volumes finitos, o software apresenta uma interface simples e intuitiva. Uma vez que a geometria é complexa, seria uma opção bastante complexa a elaboração de um algoritmo em algum outro software, tipo o *Matlab*, empregando simplesmente o método dos volumes finitos. A seguir, cada etapa do processo de resolução dos casos é comentada.

Pré-Processamento (CFX-Pre)

Após a geração da malha, a mesma foi importada no software CFX para o estabelecimento das condições de contorno, condições iniciais, critérios de parada, bem como de todas as propriedades envolvidas e ainda a seleção do tipo de escoamento (permanente ou transiente) e do regime (laminar ou turbulento). Ao final desse processo, o caso em estudo é levado ao ambiente do CFX-Solver para dar sequência ao processamento dos dados.

Processamento (CFX-Solver)

Quando importadas as informações provenientes do pré-processamento, o processamento obtém a solução do problema. Esse módulo constitui-se da marcha temporal, estratégias de “varredura” do domínio computacional, além dos algoritmos de solução de sistemas de equações linearizadas. Além disso, há a opção da geração de gráficos a fim de acompanhar o andamento do processo de obtenção da solução.

Pós-Processamento (CFX-Post)

Por fim, os resultados do processamento são expostos ao usuário nesse último módulo. Pode-se obter os resultados em planilha e exportá-los ao Microsoft Excel e também manipular regiões do domínio para obter a distribuição de uma dada variável através do mesmo. Podendo ainda criar vídeos ilustrativos e capturar imagens do domínio.

Análise em Manobras

A fim de analisar ao desempenho e estimar os esforços atuantes na aeronave durante todo o envoltório de vôo, as análises em manobras foram realizadas, uma vez que a dinâmica do escoamento é totalmente diferente e, por certas vezes mais complexa do que um vôo horizontal plano.

Decolagem e Pouso

Para a previsão de cargas sobre a aeronave durante decolagem foram realizadas simulações com o ângulo de estol, já que o ângulo de subida não é maior que este. Para o pouso foi utilizado o mesmo ângulo, já que a descida não é acentuada e buscando sempre a condição de pouso nivelado, que é o toque simultâneo das três rodas da aeronave.

Curvas e Guinadas

Para a análise da aeronave em curvas, foram realizadas simulações com variação do ângulo de rolagem de 0° a 30° , juntamente com a deflexão máxima estimada das superfícies de controle (*ailerons*, lemes e profundor), a fim de representar a trajetória de curva. Dessa forma serão determinados os esforços atuantes na aeronave, uma vez que quando em curva, os corpos apresentam uma força centrípeta de grande intensidade podendo chegar a várias vezes a aceleração da gravidade.

Geometria em Estudo

A aeronave, GC 102, projetada pela Equipe ParahyAsas apresenta uma característica peculiar devido às regras da competição nacional na qual representará a Universidade Federal de Campina Grande. Tal regra impõe que o somatório da altura, comprimento e envergadura de cada bloco aerodinâmico deve estar na faixa de valores de 4,5m a 6,5m.

Na figura 1, podemos observar a respectiva aeronave, tipo monoplano e com empenagem tipo H.

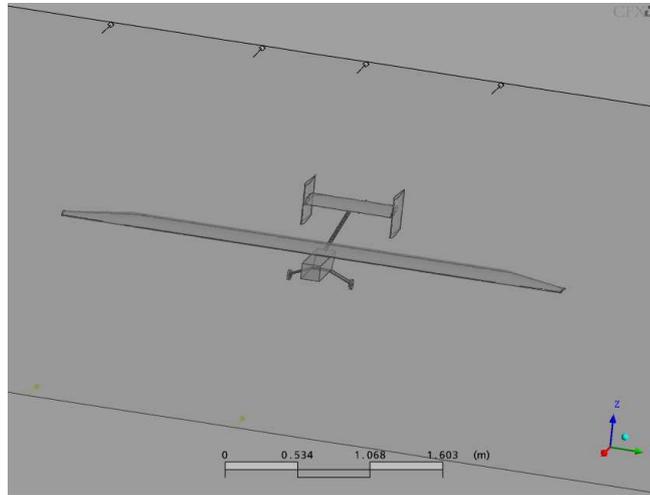


Figura 1 – Aeronave GC 102 em ambiente ANSYS CFX 10,0.

RESULTADOS OBTIDOS

Aileron

Os esforços iniciais foram focados para as simulações dos esforços no *aileron* da semi-asa proposta em condição de vôo planado em cruzeiro a uma velocidade de 13,3 m/s, correspondendo à velocidade de estol da aeronave. Para as condições atmosféricas típicas do local, São José dos Campos/SP, e época da Competição de Aerodesign, outubro, esta velocidade e as propriedades do ar produzem um número de Reynolds de aproximadamente $2,7 \times 10^5$.

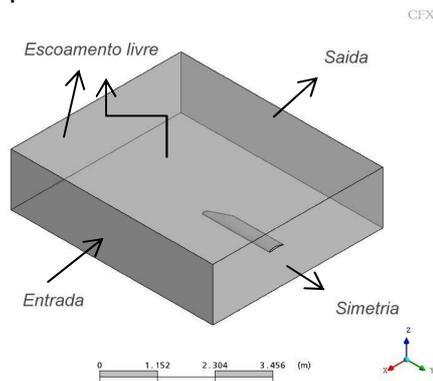


Figura 2 – Malha no ambiente computacional evidenciando as condições de contorno.

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 2.

Apresenta-se os gráficos da Figura 3, como resultado da análise da deflexão do aileron com relação à asa. Percebe-se que para deflexões positivas do aileron (para baixo), o C_L da asa aumenta, efeito semelhante ao uso de flaps, aumentando também o C_M , já que o *aileron* localiza-se na extremidade da asa. O efeito contrário é percebido quando os ângulos de deflexão do aileron são invertidos.

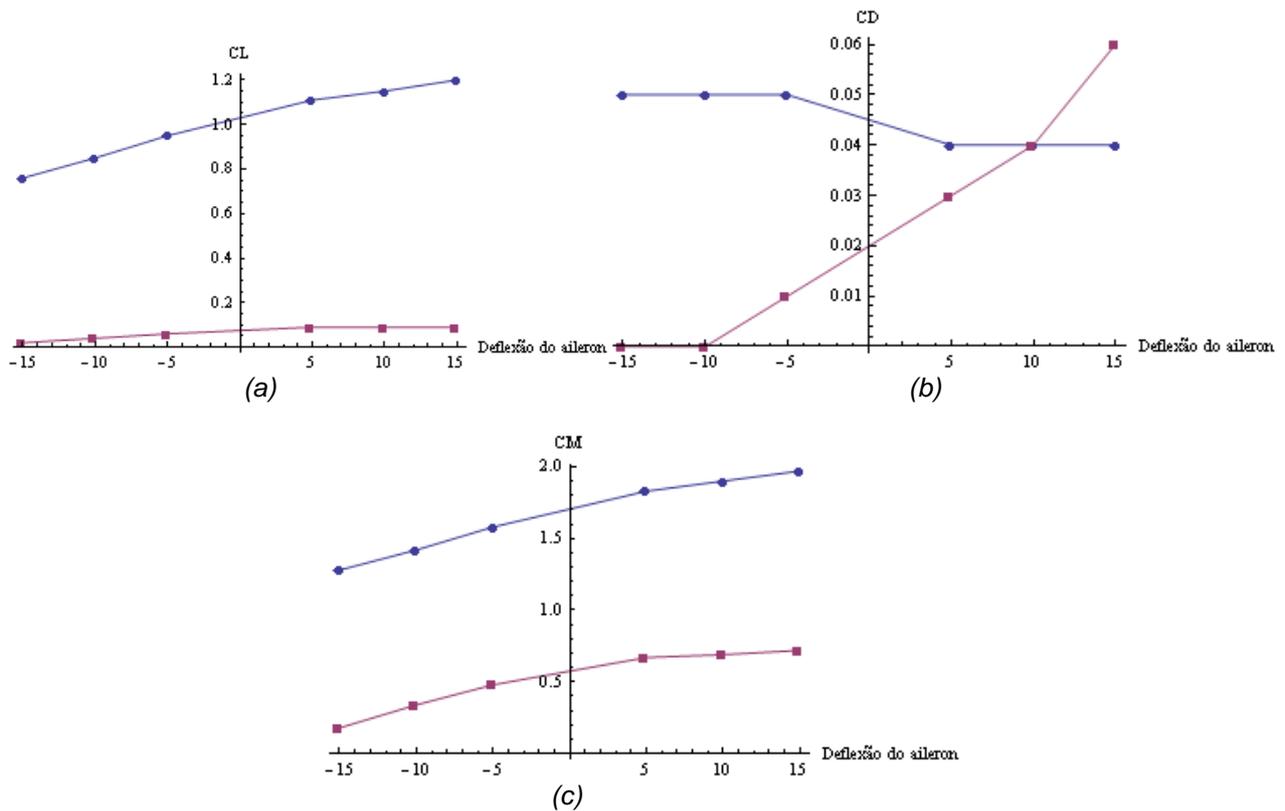


Figura 3 – Gráficos dos coeficientes de sustentação (a), de arrasto (b) e de momento de arfagem (c) para a asa e aileron com ângulo de ataque de 2° e deflexão do aileron de -15° a 15° .

Decolagem

A partir da análise de decolagem, para um ângulo de subida de 16° graus, apresenta-se na Figura 4. Observa-se que a pressão menor na asa tende a ocorrer na parte superior do bordo de ataque, já que esse está inclinado, próximo ao estol e o descolamento da camada-limite é precipitado.

CFX

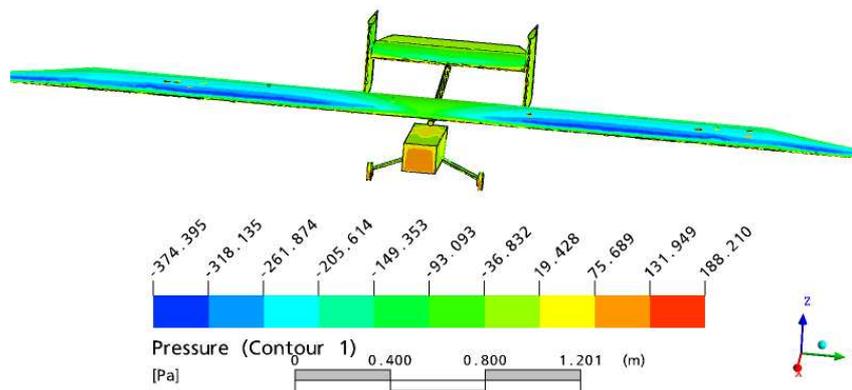


Figura 4 – Distribuição de pressão na aeronave GC 102 para a decolagem num ângulo de 16° .

Para essa situação, obteve-se C_L igual a 1,34, C_D igual a 0,24, e C_M igual a -0,15.

Manobras

Variando o ângulo de yaw, pode-se obter uma boa estimativa do comportamento da aeronave em curvas. Apresenta-se agora a figura 5, apresentando as angulações analisadas.

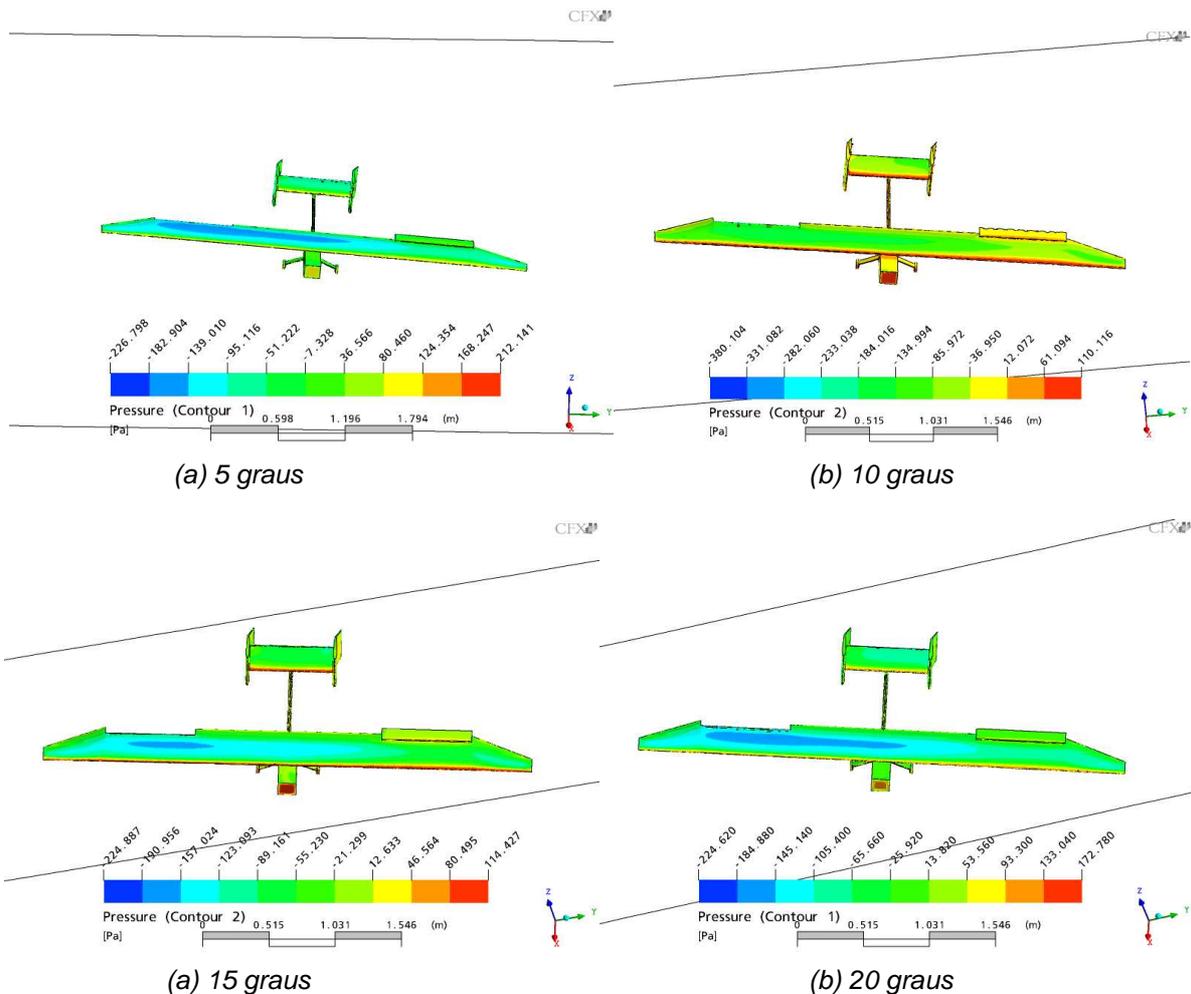


Figura 5 – Distribuição de pressão em torno da aeronave para os ângulos de yaw analisados.

Observa-se que a pressão menor ocorre na parte da asa que tende a subir no movimento de rolagem, evidenciada pela cor azul na parte esquerda da figura 5. Dispõe-se na tabela 1, os valores de força e momento atuantes na aeronave para cada uma das situações da figura 5.

	5°	10°	15°	20°
$F_x(N)$	-15,195	-15,288	-15,159	-15,035
$F_y(N)$	5,14	16,757	27,8	38,925
$F_z(N)$	131,17	129,72	127,947	125,348
$M_x(N.m)$	-38,959	-44,628	-39,082	-39,206
$M_y(N.m)$	9,573	9,889	10,249	10,555
$M_z(N.m)$	5,268	3,727	3,362	2,586

Tabela 1 – Forças e momentos atuantes na aeronave para cada um dos ângulos de yaw.

Observa-se que a sustentação diminui em função do aumento do ângulo de yaw, em virtude disso, durante as manobras, as aeronaves sempre procuram aumentar o ângulo de ataque e também realizar curvas com pequenos ângulos de yaw.

CONCLUSÃO

Observou-se que as análises corresponderam bem à teoria aerodinâmica e as análises de manobras foram bem aplicadas, entretanto, é necessário um estudo minucioso de cada tipo de aeronave. Como a GC-102 é uma aeronave cargueira ela realiza curvas com pequenos ângulos de yaw.

AGRADECIMENTOS

Ao CNPq pelo financiamento do projeto e pela concessão da bolsa PIBIC;
À Equipe ParahyAsas de Aerodesign;

Aos amigos do Espaço Interativo CFD-Brasil;
E a todos os que contribuíram direta e indiretamente para a realização desse trabalho.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANSYS, **CFX 10.0 Tutorial Manual**; 2005a;
- ANSYS, **ICEM CFD 10.0 Tutorial Manual**; 2005b;
- FERREIRA, S. B. et FICO, N. G. C. R. J. **Análise do Escoamento sobre aerofólios usando a Técnica dos Volumes Finitos**. Relatório PIBIC ITA, 2003.
- FLOR, D. A. S. B. **Análise computacional do escoamento ao redor de uma aeronave em escala**. 2008. V Congresso de Iniciação Científica UFCG. Campina Grande-PB. **reduzida**. Campina Grande, 2008
- FREITAS, F. G. R. **Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves**. 2004. 160f. Dissertação de Mestrado Profissionalizante – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- HURT, H.H. **Aerodynamics for Naval Aviators**, Direction of Commander, Naval Air Systems Command. United States Navy : Washington, 1965, 416 p.
- LOPES, V. M. L. **Análise de Configuração Canard-Asa Utilizando Método dos Painés**. 2004. 74f. Dissertação de Mestrado Profissionalizante – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- MUNSON, B. R., YOUNG, D.F, OKIISHI, T. H; **Fundamentos da Mecânica dos Fluidos**. Tradução da quarta edição americana: Euryale de Jesus Zerbini – São Paulo: Edgard Blücher, 2004.
- PATANKAR, S. V. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow**. New York: Hemisphere Publishing Corporation., 1980, 197p.
- PENA, D. P. A. **Análise computacional do escoamento sobre uma aeronave otimizada em escala reduzida**. 2009. In: VI Congresso de Iniciação Científica UFCG, Campina Grande-PB.
- PINTO, F. A. F. **Estudo dos Parâmetros Aerodinâmicos do Winglet em Aeronaves Comerciais**. 2004. 205f. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- SILVA, E. A. C. **Efeito Solo em Aeronaves Comerciais: aplicação e análise de metodologias**. 2006. 88f. Dissertação de Mestrado Profissionalizante – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos-SP.
- POTTER, M. C. et WIGGERT, D.C., **Mecânica dos Fluidos**, Tradução da 3ª edição Norte-Americana, Pioneira Thomson Learning, São Paulo, 2004;
- VERSTEEG, H. K. et MALALASEKERA, W. **An Introduction to computational fluid dynamics. The finite volume method**. Longman Group Ltda, Longman, England, 1995.