

ANÁLISE DO ARRASTO SOBRE A ASA PARA DIFERENTES CONDIÇÕES DA PONTA DA ASA PARA O AERODESIGN

Hygor Vaz de Souza Barbosa, hygorvaz@hotmail.com¹

Thiago Rosado de Paula, thiago.rpaula@gmail.com¹

Charles Luís da Silva, charles.silva@ufv.br¹

Paulo César Büchner, paulo.buchner@ufv.br¹

¹Universidade Federal de Viçosa, Departamento de Engenharia de Produção e Mecânica - DEP, Avenida Prof. Peter Henry Rolfs, s/n – Campus Universitário, CEP: 36570-900 – Viçosa – MG.

Resumo: O setor de aerodinâmica objetiva a melhoria da eficiência aerodinâmica da aeronave, visando alcançar um melhor desempenho em voo e contribuir no carregamento de máxima carga paga possível. Assim, a meta do aerodinamicista é buscar por soluções que possibilitem alcançar essa meta, como por exemplo, a redução ao máximo do arrasto aerodinâmico das aeronaves, principalmente o arrasto induzido. Um fator que auxilia na redução do arrasto induzido é a diminuição do vórtice de ponta de asa por meio de dispositivos aerodinâmicos. O emprego destes dispositivos corresponde muito bem aos requisitos dos projetos de aerodesign, visto que alguns projetos podem ter limitações na envergadura e necessitam de alta sustentação. Neste trabalho foram projetados quatro configurações de ponta de uma mesma asa, sendo uma ponta normal, uma chanfrada, uma com filete e uma com winglet para a utilização na aeronave de aerodesign. Estas asas foram simuladas utilizando o software Ansys CFX® todas sobre a mesma condição de contorno. Nas simulações, variou-se o ângulo de ataque da asa para obter a variação da força de arrasto de acordo com o ângulo de ataque. Pôde-se verificar neste trabalho que as pontas de asa normal, chanfrada e com filete apresentaram características similares em relação à força de arrasto, entretanto a asa com winglet não apresentou resultados satisfatórios, pois possui um aumento da força de arrasto em relação as outras configurações. Torna-se necessário então, a realização da melhoria da malha utilizada e da otimização das características desses dispositivos de ponta de asa.

Palavras-chave: arrasto induzido, escoamento viscoso, ponta da asa, NACA 4412.

1. INTRODUÇÃO

A aerodinâmica é a área da mecânica dos fluidos responsável pelo estudo das interações e das forças atuantes entre o ar e um objeto. Tão grande sua aplicação que projetistas de veículos, principalmente aeronaves, buscam sempre melhorias aerodinâmicas com o mesmo para melhorar sua eficiência geral do veículo em questão. Em aeronaves, um dos principais elementos em que se busca uma melhoria aerodinâmica são as asas, visto que a mesma é responsável por gerar grande parte das forças necessárias para preservar a aeronave em voo. Não obstante, também é responsável por gerar boa parte das forças de arrasto da aeronave.

Castejon (2011) define arrasto aerodinâmico como “uma força resistiva imposta pelo ar ambiente a um objeto, que por ele se locomove”. A força de arrasto é constituída por duas componentes: o arrasto viscoso, relacionado com as forças de fricção entre as partículas de ar e a superfície do corpo imerso no ar; e o arrasto de pressão, adjunto à distribuição de pressão sobre as superfícies e das perturbações geradas no escoamento do ar.

Conforme Castejon (2011), alguns estudos apontam que cerca de noventa por cento do arrasto total de um veículo se configura como arrasto de pressão. Desse tipo de arrasto, no que lhe concerne, pode-se dividi-lo em duas fontes de arrasto: arrasto induzido, proveniente da força de sustentação; e arrasto de forma, que pode ser definido como a força gerada devido a interação entre o fluido e a geometria do corpo.

Segundo Giuberti (2013) diz que o arrasto induzido é, de longe, o fator que mais contribui para o arrasto total de uma aeronave, apresentando por volta de quarenta por cento do arrasto total em aeronaves comerciais. Giuberti (2013) também ressalva que em situações de baixas velocidades durante a decolagem, o arrasto induzido apresenta um fator mais significante, sendo responsável por aproximadamente oitenta a noventa por cento do arrasto total gerado pela aeronave. O arrasto induzido está fortemente relacionado com a geometria da asa.

A otimização da asa, que é o processo realizado para obter-se um melhor desempenho da mesma, é o grande foco dos aerodinamicistas devido ao grande potencial de redução do arrasto induzido. Em termos de aviação comercial,

alcançar tal objetivo implica na drástica redução de combustível, reduzindo gastos e o efeito da queima dos combustíveis no meio ambiente. Já, no cenário da competição SAE AeroDesign, o principal objetivo das equipes é de carregar a máxima carga paga possível, assim, as equipes em geral, utilizam perfis aerodinâmicos de alta sustentação nas asas da aeronave. Entretanto, tal ganho de sustentação ocasiona um maior arrasto devido ao perfil utilizado, sendo o principal, o arrasto induzido, que é diretamente relacionado ao coeficiente de sustentação do perfil aerodinâmico. Fundamentado nessas necessidades, os projetistas de aeronaves, e estudantes, sempre buscam meios que auxiliem atingir o melhor desempenho da aeronave e alcançar os objetivos pretendidos.

Perto da ponta da asa, a diferença de pressão entre o intradorso e extradorso gera um vórtice que ocasiona um componente extra de arrasto. Johansen & Sorensen (2006) relatam que o emprego de um dispositivo, como por exemplo um *winglet*, denominação dada a alteração na extremidade da estrutura, reduz o fluxo do ar na ponta da asa e difunde o vórtice gerado, reduzindo o downwash e, por consequência, o arrasto induzido sobre a asa.

O escoamento do ar sobre uma aeronave apresenta propriedades tridimensionais que torna trabalhoso, e as vezes inviável, uma análise puramente analítica dos esforços e momentos atuantes. Porém, ferramentas como simulações numéricas computacionais, ou análises Fluidomecânicas Computacionais, são de grande utilidade para realizar a previsão dos esforços aerodinâmicos.

O objetivo deste trabalho é avaliação a ponta da asa de uma aeronave para a competição do SAE AeroDesign, avaliando principalmente o arrasto sobre a asa. Este objetivo se justifica de modo que os resultados permitirão uma melhora no desempenho das aeronaves, dependendo das especificações que foram utilizadas para o projeto, ou seja, se inicialmente o projeto foi pensado visando diminuir o arrasto no avião.

2. METODOLOGIA

Inicialmente, discutiu-se a utilização de dois perfis, o Selig 1223 ou o Naca 4412. Primeiramente, adotou-se o Selig 1223, pois este possui uma maior arrasto do que o Naca 4412, mas durante a confecção da malha houve muitas dificuldades devido ao afilamento no bordo de fuga. Então, decidiu-se por utilização do Naca 4412, por este ser um perfil melhor de obter a malha.

Em seguida, confeccionou-se a seguinte asa, como na Figura 1, e com essas configurações da Tabela 1.

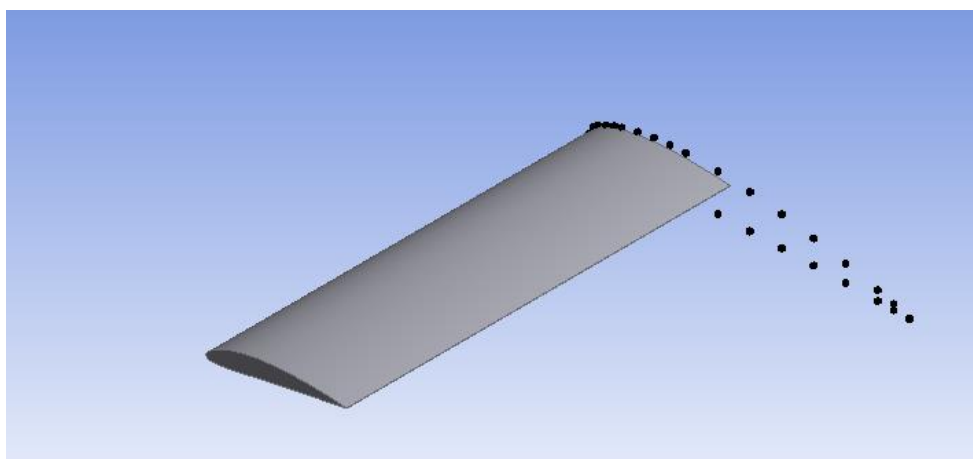


Figura 1. Representação da asa no Ansys®.

Tabela 1. Resultados experimentais para as propriedades de flexão dos materiais MAT1 e MAT2. Valores médios obtidos em 20 ensaios.

Perfil	NACA 4412
Corda (cm)	44,5
Envergadura (m)	1,2

Após a modelagem da asa, gerou-se o volume de controle para a análise via Ansys®. Para o volume de controle, optou-se por fazer um ajuste, de modo a verificar se havia alguma alteração no arrasto sobre a asa. O modelo proposto pode ser visualizado na Figura 2, o qual pode ser visto que se buscou na geometria algumas particularidades para haver um refinamento da malha. Para este refinamento da malha foi realizado um estudo da independência da malha para ver até que ponto não seria alterado o valor da força e ao mesmo tempo sem gastar tempo em simulação.

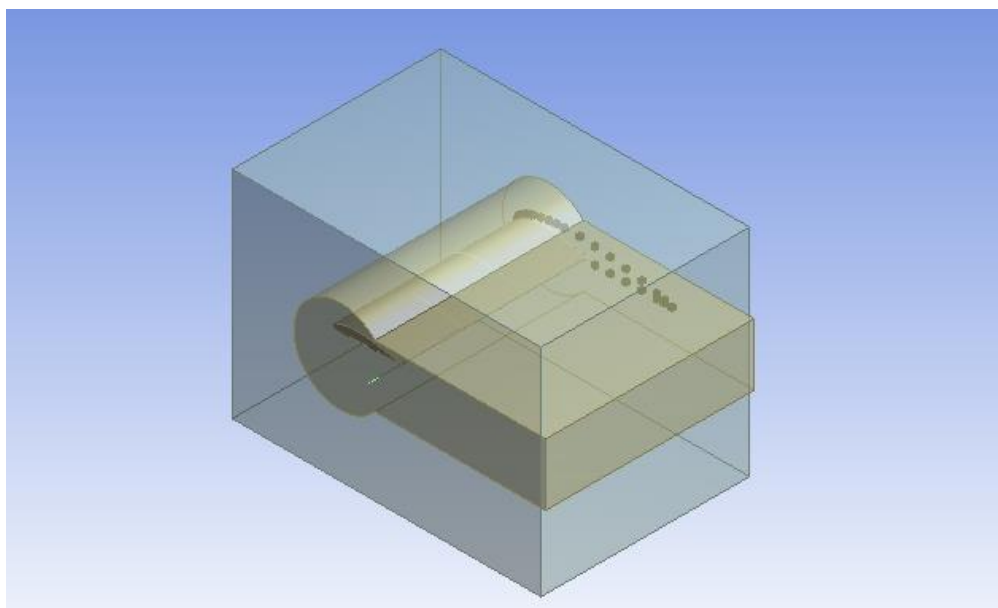


Figura 2. Volume de controle para a análise.

Para este volume de controle, foi gerada a malha que pode ser observada nas Figuras 3 e 4.

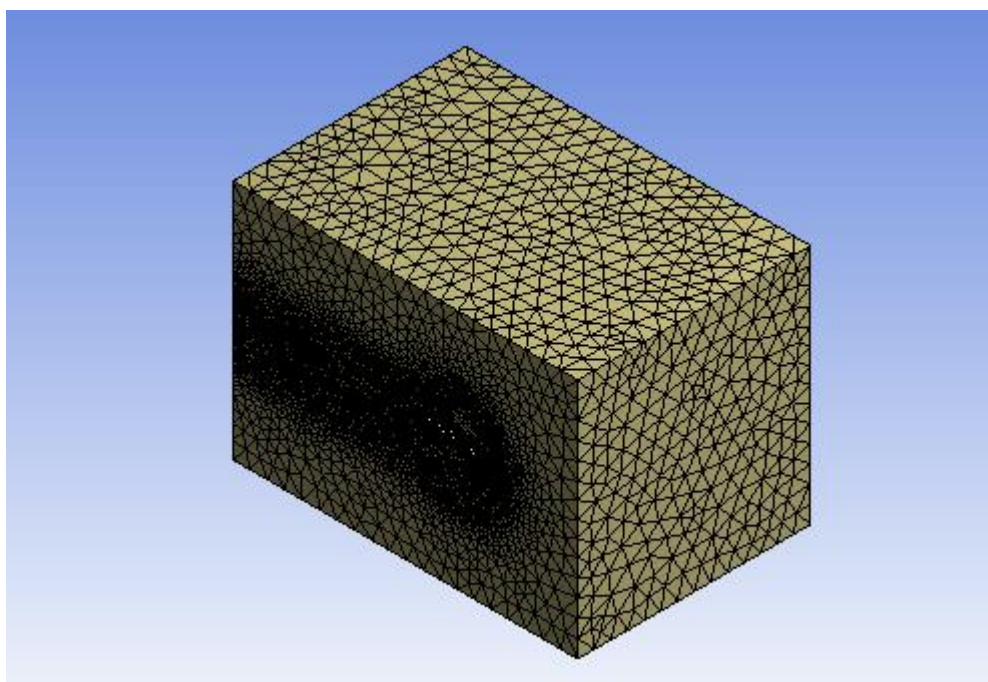


Figura 3. Vista Isométrica da malha.

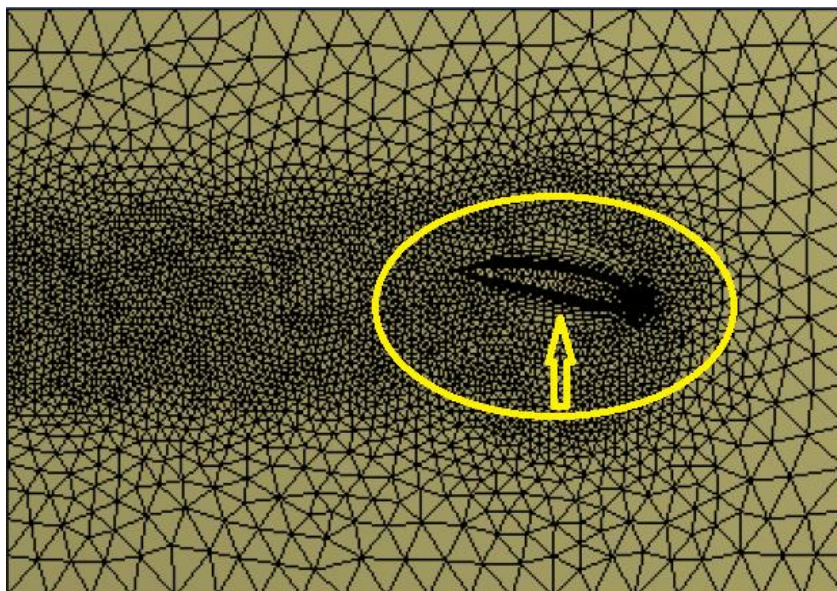


Figura 4. Vista frontal da malha. Em detalhe, tem-se a asa.

Após a geração da malha, configurou-se o setup do CFX para a simulação, o qual podemos destacar o inlet que possui a velocidade de 32 m/s. O inlet pode ser observado na Figura 5 como a parte colorida de verde na imagem.

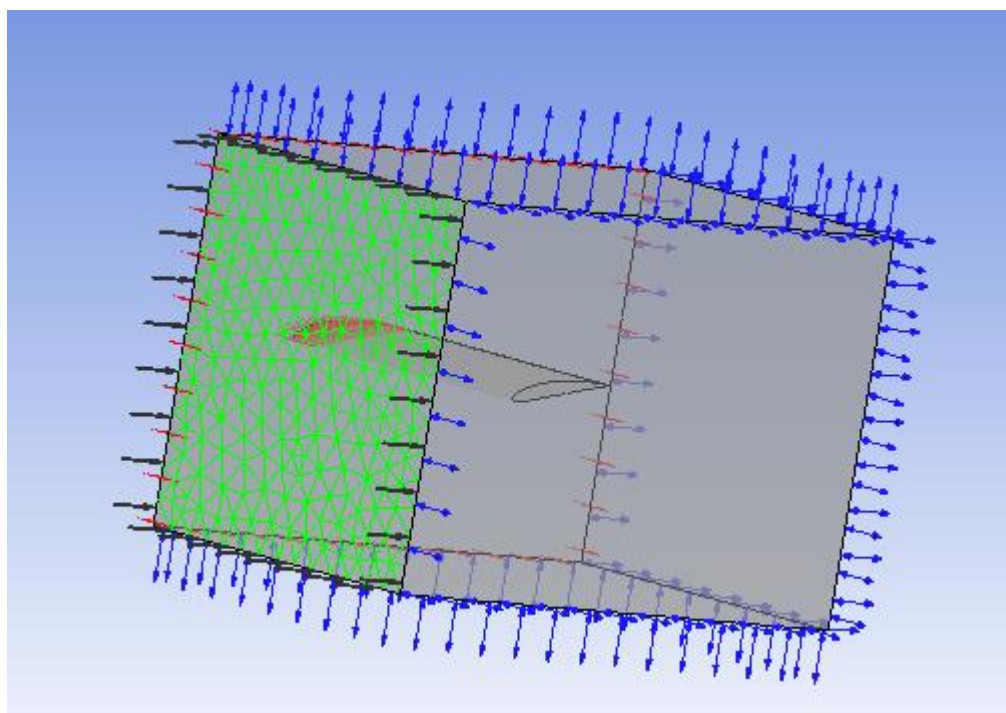


Figura 5. Configuração do setup.

Essas configurações foram utilizadas de base para todas as configurações. As configurações de pontas utilizadas analisadas foram a ponta normal, chanfrada, com filete ou com *winglet*, as quais podem ser visualizadas nas Figuras 6, 7, 8 e 9, respectivamente. Nas Figuras 6, 7, 8 e 9, tem-se a representação da fixação da asa na fuselagem dado pelo lado esquerdo (parte pontilhada de preto). Para cada uma dessas configurações, analisou-se o arrasto para os ângulos de ataque de -10° , -5° , 0° , 5° , 10° , 15° e 17° .

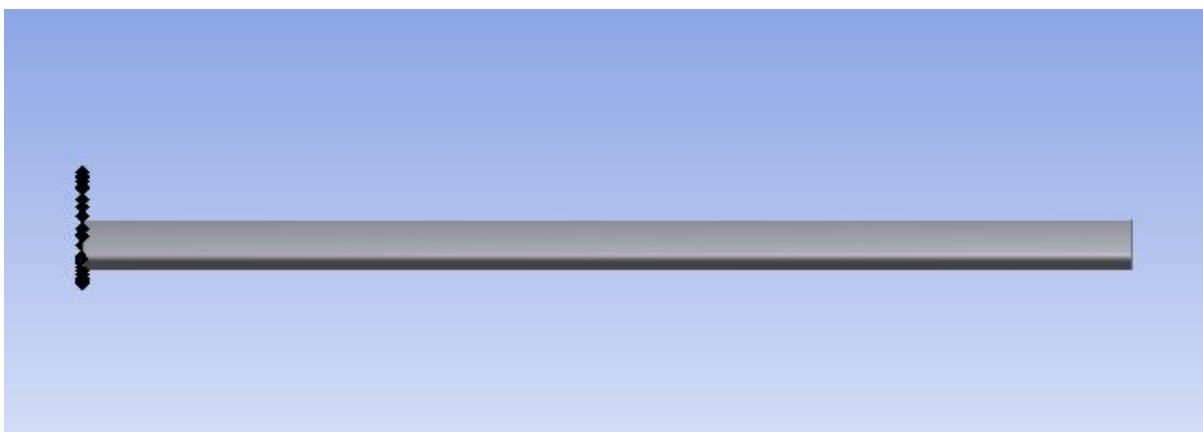


Figura 6. Semi-envergadura da asa com ponta normal.



Figura 7. Semi-envergadura da asa com ponta chanfrada.



Figura 8. Semi-envergadura da asa com ponta com filete.



Figura 9. Semi-envergadura da asa com ponta com *winglet*.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Primeiramente, fez-se a análise do volume de controle, variando principalmente à distância em relação do bordo de ataque e a distância superior e inferior com relação ao aerofólio. Na Tabela 2 podemos verificar como essa análise em relação à força de arrasto. Além disso, pode-se verificar o comportamento para diferentes tamanhos do elemento da malha, e com isso a quantidade de elementos e nós da malha. Adotou-se primeiramente as configurações do primeiro teste e se analisou para os outros modos.

Tabela 2. Configurações do volume de controle testadas.

Teste	Tamanho do elemento	Distância inferior (m)	Distância frontal do bordo de ataque (m)	Distância superior (m)	Distância posterior ao bordo de ataque (m)
1	0,05	-0,8	-0,5	0,8	1,5
2	0,08	-0,8	-0,5	0,8	1,5
3	0,10	-0,8	-0,5	0,8	1,5
4	0,04	-0,8	-0,5	0,8	1,5
5	0,05	-0,7	-0,5	0,7	1,5
6	0,05	-0,6	-0,5	0,6	1,5
7	0,05	-0,6	-0,3	0,6	1,5
8	0,10	-0,7	-0,5	0,7	1,5

Dado esses testes, chegou-se aos seguintes dados da Tabela 3, dando enfoque a força de arrasto.

Tabela 3. Configurações do volume de controle testadas.

Teste	Força de arrasto (N)	Nº de nós	Nº de elementos
1	6,685	346186	1638732
2	6,677	324758	1519569
3	6,682	322724	1508425
4	6,711	377688	1818808
5	6,713	338721	1598639
6	6,734	331928	1561065
7	7,120	326926	1521045
8	6,699	320652	1499469

Além disso, fez-se a análise da independência da malha para uma das condições de ponta de asa tomando como parâmetro a força de arrasto para os diferentes ângulos de ataque, de modo a verificar se o tamanho do elemento interferia nos resultados. De posse disso, fez-se a análise para a condição de ponta de asa normal. Na Tabela 4, pode-se observar os valores das forças para os diferentes elementos, a quantidade de elementos em cada simulação e o erro percentual para cada ângulo de ataque tomando como parâmetro base o valor da menor força de arrasto para cada ângulo.

Tabela 4. Resultado dos testes da independência de malha.

Teste	Força de arrasto (N)	Ângulo de ataque	Tamanho do elemento (m)	Nº de elementos	Erro (%)
1	10,659	-10	0,15	1494138	1,03
2	10,695	-10	0,12	1495062	1,37
3	10,675	-10	0,01	1495439	1,18
4	10,613	-10	0,08	1504654	0,60
5	10,550	-10	0,05	1597604	0,00
6	5,372	-5	0,15	1495672	4,64
7	5,380	-5	0,12	1496398	4,79
8	5,134	-5	0,10	1500077	0,00
9	5,276	-5	0,08	1507041	2,77
10	5,271	-5	0,05	1598066	2,67
11	8,347	0	0,12	1495632	0,70

12	8,345	0	0,15	1496482	0,68
13	8,323	0	0,10	1499469	0,41
14	8,324	0	0,08	1508570	0,42
15	8,289	0	0,05	1598639	0,00
16	20,370	5	0,12	1502279	0,49
17	20,338	5	0,15	1503317	0,33
18	20,335	5	0,10	1505888	0,32
19	20,322	5	0,08	1513115	0,25
20	20,271	5	0,05	1603716	0,00
21	41,466	10	0,15	1499216	0,28
22	41,366	10	0,12	1499900	0,03
23	41,352	10	0,10	1502326	0,00
24	41,386	10	0,08	1509086	0,08
25	42,462	10	0,05	1601898	2,68
26	77,094	15	0,12	1483514	0,17
27	76,963	15	0,15	1484406	0,00
28	77,135	15	0,10	1487228	0,22
29	77,026	15	0,08	1494554	0,08
30	76,963	15	0,05	1585544	0,00
31	94,744	17	0,15	1483101	0,20
32	94,624	17	0,12	1484800	0,07
33	94,721	17	0,10	1486663	0,18
34	94,585	17	0,08	1493296	0,03
35	94,555	17	0,05	1586016	0,00

Analisando a coluna da força de arrasto das Tabelas 3 e 4, o erro na Tabela 4 e o tempo gasto para as simulações, decidiu-se por utilizar a configuração apresentada na Tabela 5, pois se percebeu que não há grandes alterações em relação a configurações mais básicas da geometria e possui um resultado próximo ao da malha mais refinada.

Tabela 5. Configuração utilizada para o volume de controle.

Teste	Tamanho do elemento	Distância inferior (m)	Distância frontal do bordo de ataque (m)	Distância superior (m)	Distância posterior ao bordo de ataque (m)
8	0,1	-0,7	-0,5	0,7	1,5

Com estas características, configurado o setup e realizadas as simulações via o CFX do software Ansys®, chegou-se aos seguintes resultados para os diferentes tipos de ponta de asa apresentados na Tabela 6.

Tabela 6. Força de arrasto para as diferentes pontas de asa.

Ângulo (graus)	Ponta de asa			
	Normal (N)	Chanfro (N)	Filete (N)	Winglet (N)
-10	10,675	10,954	10,836	59,201
-5	5,134	5,098	5,088	11,373
0	8,323	6,609	6,723	8,699
5	20,335	14,935	15,203	35,535
10	41,352	30,031	30,464	89,473
15	77,135	51,898	52,451	135,686
17	94,721	62,430	62,829	166,417

Para uma melhor visualização, pode-se considerar os gráficos das Figuras 10 e 11.

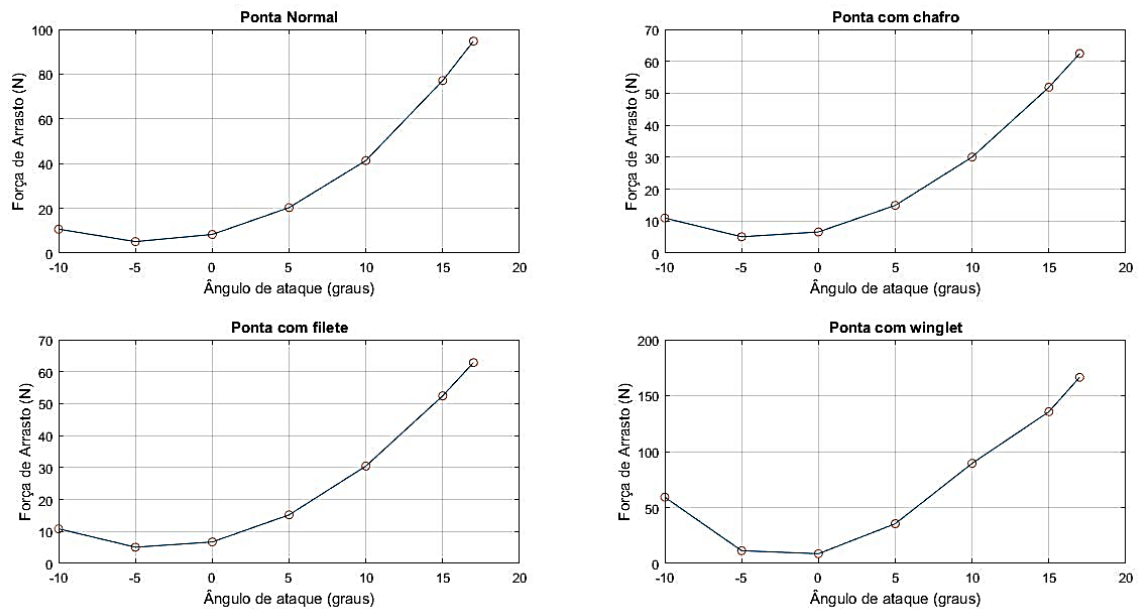


Figura 10. Gráficos da força de arrasto para as diferentes condições.

Analisando a Tabela 6 e os gráficos das Figuras 10, percebe-se que o *winglet* produziu um grande arrasto em relação às demais configurações. Isto pode ter sido causado por uma falta de otimização do *winglet*, pois o *winglet* deveria reduzir o arrasto em relação à ponta normal da asa. Além disso, observa-se que a ponta com chanfro e com filete tem um melhor desempenho em relação a ponta normal da asa para ângulos de ataque positivos. Também se pode verificar que o filete tem um melhor desempenho que o chanfro para ângulos de ataque negativos.

Mas com relação aos fins construtivos, é melhor escolher a ponta com chanfro do que a com filete, pois o chanfro tem uma maior facilidade construtiva. E em relação a comparação entre o chanfro e a ponta normal, é uma boa escolha escolher o chanfro, apesar do esforço construtivo maior que a ponta de asa normal, pois este, de acordo com a Tabela 6, tem uma diminuição significativa do arrasto.

4. CONCLUSÃO

Verificou-se neste trabalho que a força de arrasto para a asa com ponta de *winglet* não obteve um bom resultado, visto que este deveria ter um arrasto menor do que a asa comum. Isso pode ter sido causado pela falta de otimização do mesmo. Para atingir tal benefício, na sequência desses estudos far-se-á um processo de otimização em sua geometria. Além disso, percebeu-se que as pontas de asa com o chanfro e com o filete diminuem o arrasto, de modo significativo para ângulos de ataque positivos, ou seja, pode ser vantajoso utilizar um destes detalhes na ponta da asa. Não obstante, na análise comparativa entre as pontas de asa com chanfro e com filete, observou-se que o filete possui um arrasto menor para ângulos de ataque negativos e o chanfro para ângulos positivos. Mas por questões construtivas é melhor optar pelo chanfro por ser de mais fácil de produção, em nível de aerodesign. Essas conclusões são aplicadas para uma asa retangular com perfil NACA 4412.

5. REFERÊNCIAS

- Camargo, L.S., Rodrigues, L.E.M.J., 2014, “Aplicação de Winglets e sua contribuição para a redução do arrasto induzido nas asas de um avião”, Revista Eletrônica AeroDesign Magazine – Vol. 6, nº1.
- Castejon, D.V., 2011, “Métodos de redução do arrasto e seus impactos sobre a estabilidade veicular”, Dissertação de Mestrado, Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, São Carlos - SP.
- Giuberti, R.C., 2013, “Avaliação de winglets para Aerodesign – Análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC”, Projeto de Graduação, Universidade Federal do Espírito Santo, Departamento de Engenharia Mecânica, Vitória – ES.
- Johansen J., Sorensen N.N., 2006, “Aerodynamic investigation of Winglets on Wind Turbine Blades using CFD”, Wind Energy Department, Riso National Laboratory, Technical University of Denmark.
- Johansen J., Sorensen N.N., 2007, Numerical Analysis of Winglets on Wind Turbine Blades using CFD”, Wind Energy Department, Riso National Laboratory, Technical University of Denmark.

6. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

ANALYSIS OF WING DRAG FOR DIFFERENT CONDITIONS OF THE WING TIP FOR AERODESIGN

Hygor Vaz de Souza Barbosa, hygorvaz@hotmail.com¹

Thiago Rosado de Paula, thiago.rpaula@gmail.com¹

Charles Luís da Silva, charles.silva@ufv.br¹

Paulo César Büchner, paulo.buchner@ufv.br¹

¹Federal University of Viçosa, Department of Production and Mechanical Engineering - DEP, Avenida Prof. Peter Henry Rolfs, s/n – Campus Universitário, CEP: 36570-900 – Viçosa – MG.

Abstract. *The aerodynamics sector aims to improve the aerodynamic efficiency of the aircraft, aiming to achieve better performance in flight and contribute in the load of the maximum possible paid load. Thus, the goal of the aerodynamicist is to search for solutions that make it possible to achieve this goal, for example, the maximum reduction of aircraft aerodynamic drag, especially induced drag. One factor that assists in the reduction of induced drag is the reduction of the wing-tip vortex by means of aerodynamic devices. The use of these devices corresponds very well to the requirements of the aerodesign projects, since some projects may have limitations on the wingspan and require high sustentation. In this work four tip configurations of the same wing were designed, being a normal tip, a bevelled, one with fillet and one with winglet for the use in the aerodesign aircraft. These wings were simulated using Ansys CFX® software all over the same contour condition. In the simulations, the angle of attack of the wing was varied to obtain the variation of the drag force according to the angle of attack. It can be verified in this work that the wing tips normal, bevelled and with fillet presented similar characteristics in relation to the drag force, however the wing winglet did not present satisfactory results, since it has an increase of the drag force in relation to the other configurations. It is then necessary to realize the improvement of the mesh used and the optimization of the characteristics of these wing tip devices.*

Keywords: *induced drag, viscous flow, tip wing, NACA 4412.*