

ESTUDO DE METODOLOGIA PARA DIMENSIONAMENTO DE ENDPLATES EM AERONAVES DE BAIXAS VELOCIDADES

Breno Lopes Tumelero, breno.a21@hotmail.com
Sheron Fernandes Costa, sheronfc@hotmail.com
Lucas Henrique D’Abruzzo Silva, lucasdabruzzo@gmail.com
Filipe Dutra da Silva, filipe.dutra@teg.ufsc.br

Nisus Aerodesign - Universidade Federal de Santa Catarina - Campus Joinville, Rua Dona Francisca, 8300 – Bloco U, Zona Industrial Norte, Joinville, SC – Brasil

Resumo. Neste trabalho, realizou-se uma análise em mecânica dos fluidos computacional (CFD) a fim de se validar uma metodologia, aplicável ao AeroDesign, de desenvolvimento de projeto de dispositivo de ponta de asa do tipo endplate. Um modelo de simulação foi desenvolvido, baseando-se em simulações RANS. Utilizou-se a geometria de asa de um Piper PA-18 como validação dos resultados numéricos, tomados como base do método de desenvolvimento. Como resultado das simulações, foram obtidos os valores de força resultante e os contornos de pressão necessários para o dimensionamento das endplates. Em seguida foi feito um estudo no avião de 2019 da equipe Nisus Aerodesign, onde nove opções de endplates foram avaliadas, sendo seis desenvolvidas pela metodologia e outras três genéricas. Como resultado, o método mostrou-se eficaz em aprimorar a eficiência das asas, a exemplo da dual plate, cujos os incrementos de coeficientes de sustentação ficaram entre 3,3 e 8%, em função do tamanho da placa, e a redução no arrasto entre 3,2 e 4,8%.

Palavras chave: Endplate, CFD, Aerodesign

Abstract. In this article, computational fluid dynamics (CFD) simulations were conducted in order to validate an endplate development methodology, which shall be applicable to Aerodesign. A simulation model was built, based on RANS simulations, and the Piper PA-18 wing geometry was used as validation for the numerical results. Via CFD, the resulting force values and the isobars, used for the endplates modelling, were then obtained. Thereafter, a study was performed using the 2019 Nisus Aerodesign team’s plane, where nine endplate geometries were evaluated, six being developed through the methodology and three generic ones. As a result, the method showed up as an effective way to improve wing efficiency, such as the dual plate, which provided lift increases around 3,3 and 8%, and drag reductions between 3,2 and 4,8%.

Keywords: Endplate, CFD, Aerodesign

1. INTRODUÇÃO

O arrasto é alvo de inúmeras pesquisas na indústria aeronáutica, nas quais se busca minimizá-lo para aumentar a eficiência aerodinâmica das aeronaves e reduzir seu custo de operação. Uma parcela do arrasto acontece em decorrência dos vórtices de ponta de asa, por conta da diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso, o que causa uma inclinação no escoamento para baixo, o chamado downwash, e consequentemente na força aerodinâmica gerada, que agora possui uma componente adicional na direção paralela ao escoamento livre, o chamado arrasto induzido (Anderson, 2010).

Segundo Roberts (1966), existem duas abordagens para reduzir esse arrasto induzido: criar um dispositivo automático que consiga realizar as grandes correções necessárias para voos de grande sustentação em regime turbulento, ou, encontrar a maneira de evitar a formação desse vórtice. Seguindo pela última forma, uma endplate tem a capacidade de reduzir o arrasto gerado por vórtices na ponta da asa, pois é uma placa paralela ao eixo longitudinal do avião que consegue restringir o escoamento.

Tal solução é comumente adotada para a SAE BRASIL AeroDesign, uma competição de projeto aeronáutico para universitários de toda a América Latina, na qual a Nisus Aerodesign, do campus de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina, participa na categoria regular da competição. O objetivo dessa classe é projetar uma aeronave cargueira não tripulada que seja capaz de decolar em pistas curtas, com restrição de envergadura e comprimento, carregando a maior

carga paga.

Do ponto de vista aerodinâmico, a capacidade de peso carregado está ligada à sustentação produzida, logo, pelos requisitos da competição, os aerofólios são geralmente de grande arqueamento com altos coeficientes de sustentação e arrasto (C_L e C_D). Para esse caso, o projeto de endplates beneficia não somente a redução do arrasto induzido, o que impacta diretamente na performance do avião, mas também na sustentação máxima da aeronave.

Visto isso, o objetivo deste artigo é validar uma metodologia de projeto de dispositivo de ponta de asa do tipo endplate com simulações fluidodinâmicas computacionais (CFD) no software Ansys Fluent, aplicável às aeronaves do aerodesign. Isso impacta positivamente tanto no desenvolvimento de conhecimento dentro da equipe, possibilitando projetos cada vez mais competitivos quanto na pesquisa para utilização de dispositivos semelhantes em aeronaves não tripuladas, com influência na autonomia e na performance decolagem e pouso desse tipo de veículo.

2. METODOLOGIA

O procedimento de projeto utiliza como base os testes realizados por Roberts (1966), no qual as geometrias foram definidas a partir dos contornos isobáricos em torno do aerofólio da aeronave. Desta forma, é possível obter diferentes geometrias seguindo o contorno de isobáricas com diferentes valores de pressão. Tal método permite a realização de um estudo paramétrico da endplate, no qual são avaliados fatores como acréscimo na sustentação, redução de arrasto, além da consideração de fatores adicionais como possíveis problemas construtivos e de estabilidade.

Para isso, tanto os contornos de pressão quanto os valores de força resultantes foram obtidos por simulações Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) incompressíveis, realizadas pelo Ansys Fluent 2020 R2 utilizando o modelo de turbulência $k-\omega$ SST (Menter, 1994). Tal método foi escolhido em razão de proporcionar uma boa modelagem do escoamento na camada limite, útil na análise de perfis arqueados em elevados ângulos de ataque (α), situação comum na competição, além de possuir um custo computacional moderado (Ansys, 2013).

Uma imagem da malha gerada através do Ansys Meshing é mostrada na Fig. 1, enquanto a imagem do domínio computacional é mostrada na Fig. 2. A malha é composta predominantemente por elementos tetraédricos. Camadas de elementos prismáticos foram adicionadas, próximo à superfície da asa, buscando uma adequada discretização dos gradientes da camada limite. Foram também realizados testes de refino de malha para permitir uma confiabilidade nos resultados obtidos. Sendo assim, tamanhos de célula, domínio e camada de inflação foram testados até a variação dos valores não justificar o aumento no custo computacional.

Em relação às condições de contorno, na região de entrada, são prescritos valores de velocidade, com módulo e componentes em função do número de Reynolds e ângulo de ataque. A intensidade turbulenta foi estimada em 2%, uma vez que não foram fornecidos os valores do experimento. Na superfície da asa foi considerada uma condição de parede sem escorregamento.

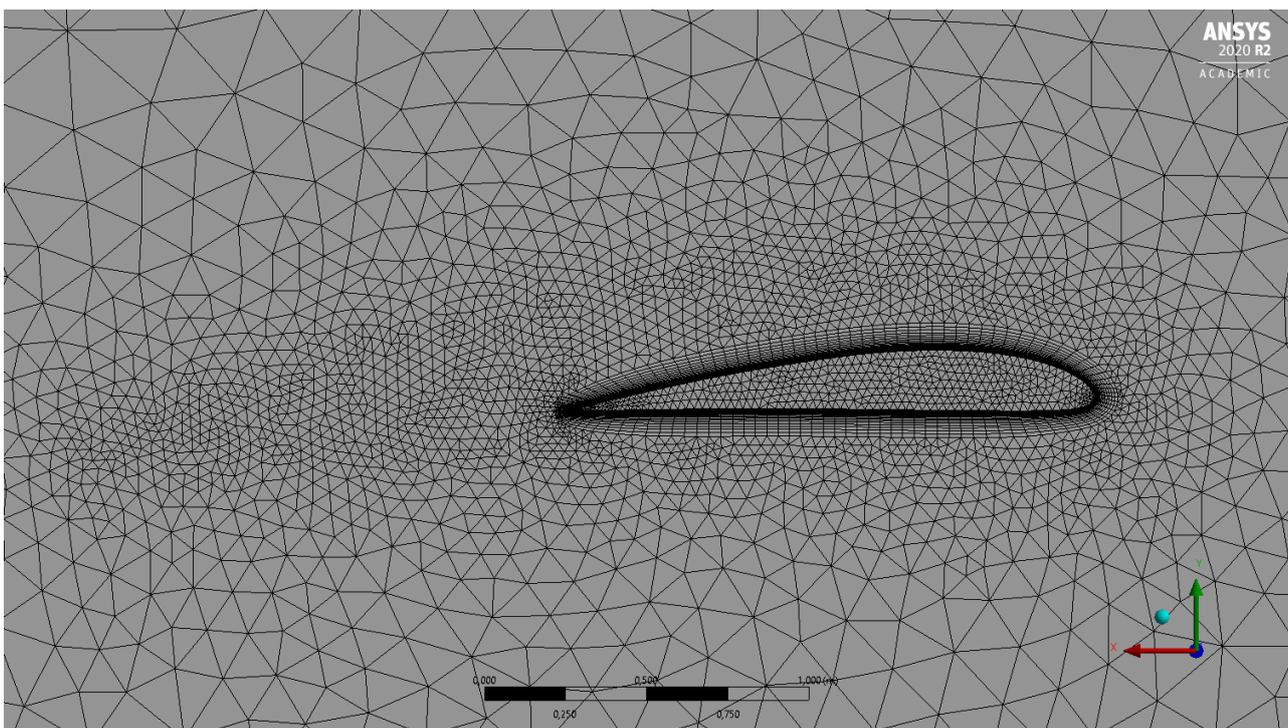


Figura 1. Malha computacional na região próxima a asa



Figura 2. Domínio computacional e condições de contorno

Inicialmente, o perfil da asa é simulado em um α próximo ao de C_L máximo para a obtenção dos contornos isobáricos. Em seguida, são geradas as geometrias de endplate seguindo contornos com diferentes valores de pressão. Uma vez definidas, realiza-se a simulação das asas sem e com as endplates, sendo possível comparar a eficiência aerodinâmica e acréscimo de sustentação produzido por cada uma.

Para a validação do método, buscou-se reproduzir numericamente os experimentos realizados por Roberts (1966) na asa de um PA-18 Super Cub. Os resultados experimentais foram obtidos através de testes com o avião real através de medidores de pressão ao longo da envergadura. Os testes foram realizados com 3 tamanhos de endplate, baseadas nos contornos de pressão do perfil, calculados analiticamente no experimento e que serão comparados com os obtidos em CFD em termos de dimensões e resultados de C_L e C_D em valores semelhantes de Reynolds. Os caso de validação e o de estudo diferem em relação ao número de Reynolds (4×10^5 para o aerodesign e $3,7 \times 10^6$ para o Super Cub). Outra diferença é que os aerofólios utilizados na competição apresentam elevado grau de arqueamento em comparação à geometria de validação.

Outro ponto a se destacar é que devido ao arqueamento dos perfis e dos altos ângulos de ataque atingidos, a endplate desenvolvida para o aerodesign pode utilizar tanto os contornos do extradorso quanto do intradorso, sendo necessário a mesclagem das duas partes na região próxima ao bordo de ataque. Porém, o prolongamento da placa causado devido à mesclagem pode ocasionar problemas construtivos e riscos ao controle do avião se não avaliadas corretamente, que serão abordados durante a avaliação das geometrias.

3. RESULTADOS

3.1 VALIDAÇÃO

Para atestar a funcionalidade do CFD com o método proposto no artigo, inicialmente testes de sensibilidade ao tamanho do domínio foram realizados até se obter uma variação não significativa nos resultados de C_L entre domínios. Desta forma, conclui-se que um domínio com diâmetro de 20 cordas apresenta um compromisso entre acurácia e custo computacional. Por fim, foi feito um teste de sensibilidade ao refino de malha, conforme Tab.1, no qual a dimensão dos elementos escala com um fator de 1,3 entre malhas. Testes de refino local de malha não causaram variações superiores à 0,36%

Tabela 1. Resultados do refino de malha

Malha	Elementos	C_L	C_D	Varição C_L (%)	Varição C_D (%)
Refinada	5132362	1,2139	0,0887	0,0132	-0,4554
Intermediária	3454200	1,2138	0,0891	-	-
Grosseira	2856539	1,2133	0,0895	-0,0395	0,3881

As simulações para validação foram feitas utilizando as endplates baseadas nos contornos de pressão do perfil USA-35B, presente na asa do Piper, obtidos por Roberts (1966), que podem ser visualizados juntamente com os resultados numéricos na Fig.3.

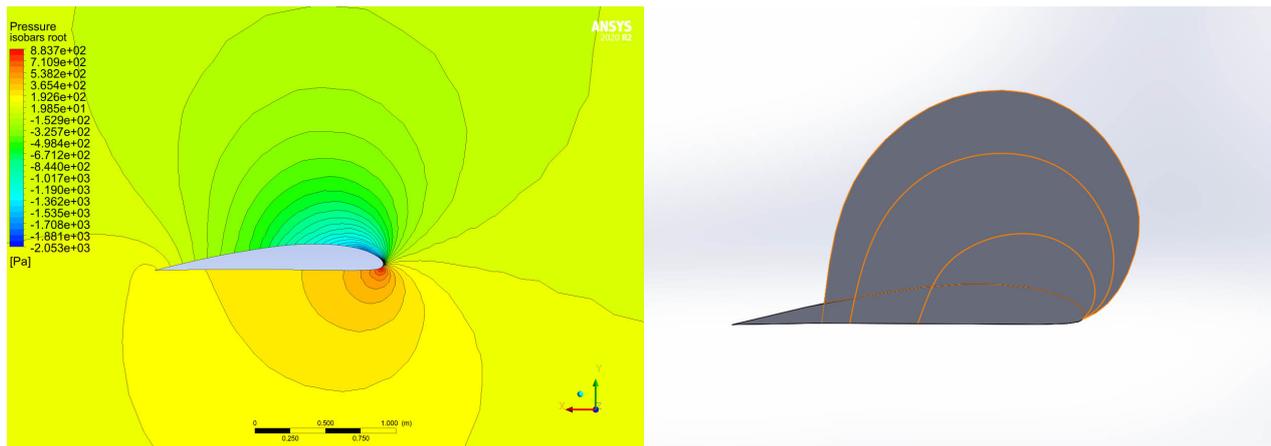


Figura 3. Contornos isobáricos do USA-35B (esquerda) e geometria dos endplates (direita)

Dessa forma, os dados de C_L e C_D são comparados com o experimental. Vale notar que o arrasto parasita total foi subtraído dos resultados experimentais, visto que a fuselagem não foi incluída na simulação numérica. Porém, como não houve distinção entre as componentes geradas pela asa e pela fuselagem nos dados fornecidos, essa aproximação causa um pequeno erro entre as curvas, devido ao fato de os resultados numéricos da asa incluírem o arrasto induzido e o parasita.

As curvas presentes na Fig.4 demonstram que as simulações foram capazes de capturar a tendência na variação de C_L e C_D com a variação das endplates, embora exista uma diferença em valores absolutos que pode ser causada pela aproximação da geometria, arrasto parasita e fatores experimentais.

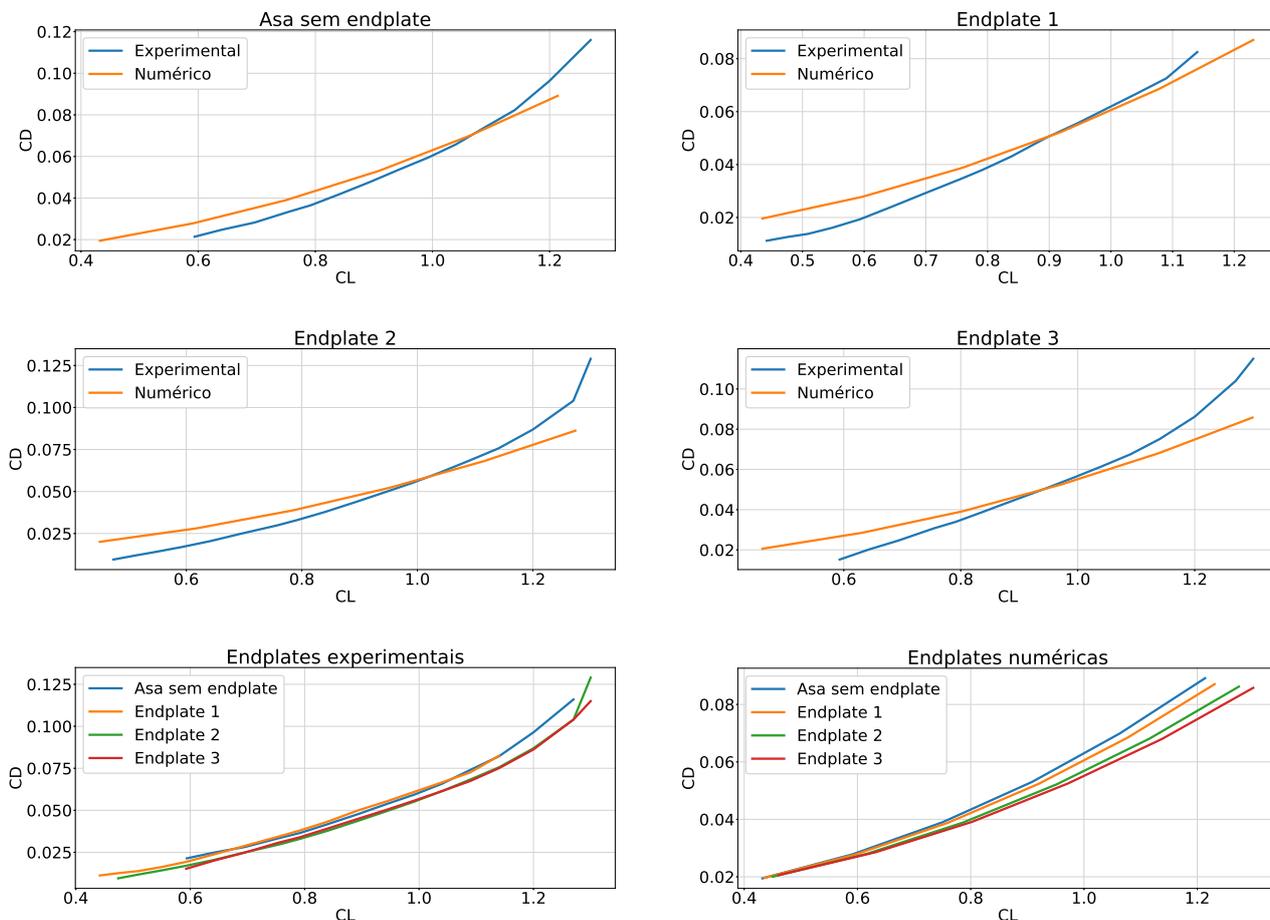


Figura 4. Comparação das curvas de C_L por C_D entre os resultados experimentais e numéricos

3.2 CASO DE ESTUDO

Para o caso de estudo, buscou-se analisar a geometria de asa do avião da Nisus Aerodesign de 2019, que possuía uma asa retangular com um aerofólio de alto grau de arqueamento (Eppler 423), baixo alongamento (4,49) e sem nenhum dispositivo de ponta de asa. Essa geometria gera um arrasto induzido significativo, principalmente em altos valores de C_L (Raymer, 2018).

Utilizando a metodologia apresentada anteriormente, foram modeladas endplates a partir dos contornos de pressão do perfil obtidos em um α de 10° , próximo ao limite estimado de estol. Dessa forma, avaliou-se geometrias com proporções semelhantes às do caso experimental, abrangendo a região do extradorso no primeiro caso, e também os do intradorso no segundo, que serão chamadas de Plate e Dual plate respectivamente. Os contornos obtidos, juntamente com os dispositivos avaliados podem ser vistos na Fig.5.

No segundo caso é importante destacar o prolongamento da placa na região do bordo de ataque, feito com o objetivo de evitar a que o vórtice de ponta de asa se intensifique nessa região. Porém, dependendo das dimensões do prolongamento e do material utilizado para a confecção da endplate, existe a possibilidade de haver flexão da placa em situações de vento cruzado, o que afeta a estabilidade/controla da aeronave e deve ser avaliado com cautela durante o projeto.

Como forma de comparação frente a metodologia analisada, foi testado uma série de geometrias trapezoidais genéricas, independentes dos contornos isobáricos utilizados anteriormente, semelhantes às encontradas em algumas aeronaves no aerodesign, e serão chamadas de Square plate. As placas possuem comprimento igual a 50, 75 e 100% da corda, com altura equivalente a 75% desse valor, na qual a face frontal possui inclinação de 65° , conforme a Fig.6.

Assim, as simulações foram realizadas em um α de 8° e a uma velocidade de 11 m/s, condições de decolagem corriqueiras na competição, com a mesma estrutura de malha do caso de validação, e os resultados para cada tipo de endplate podem ser comparados nos gráficos mostrados nas Fig. 7, 8 e 9.

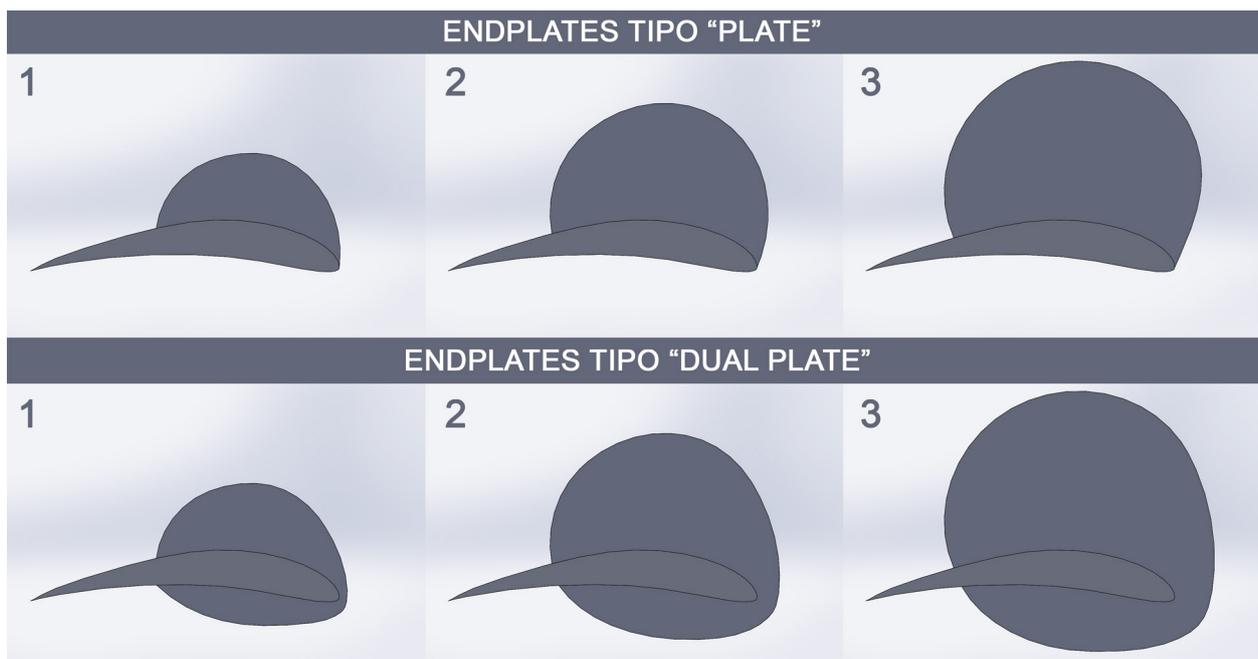


Figura 5. Endplates desenvolvidas pela metodologia em estudo

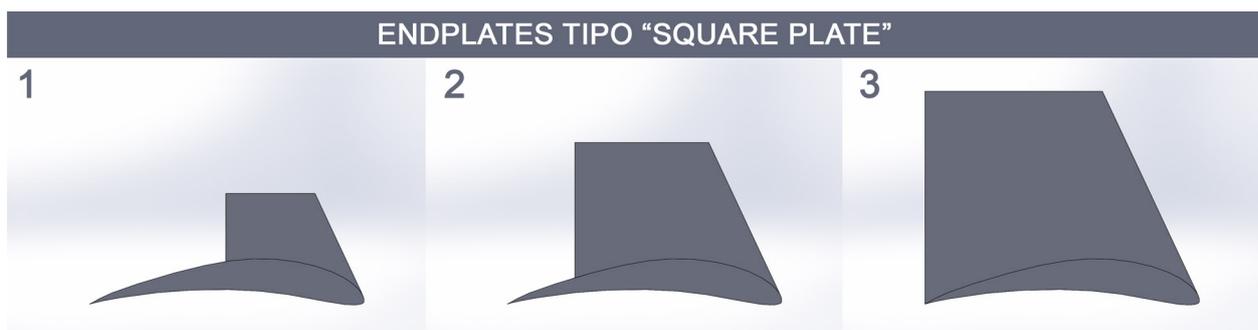


Figura 6. Endplates genéricas

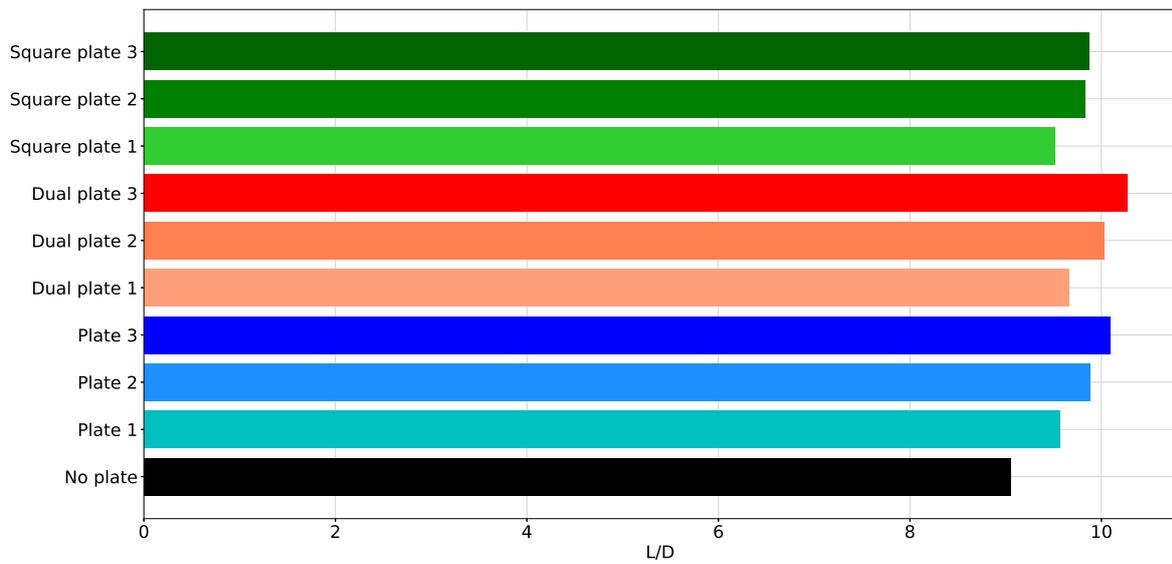


Figura 7. L/D das endplates avaliadas

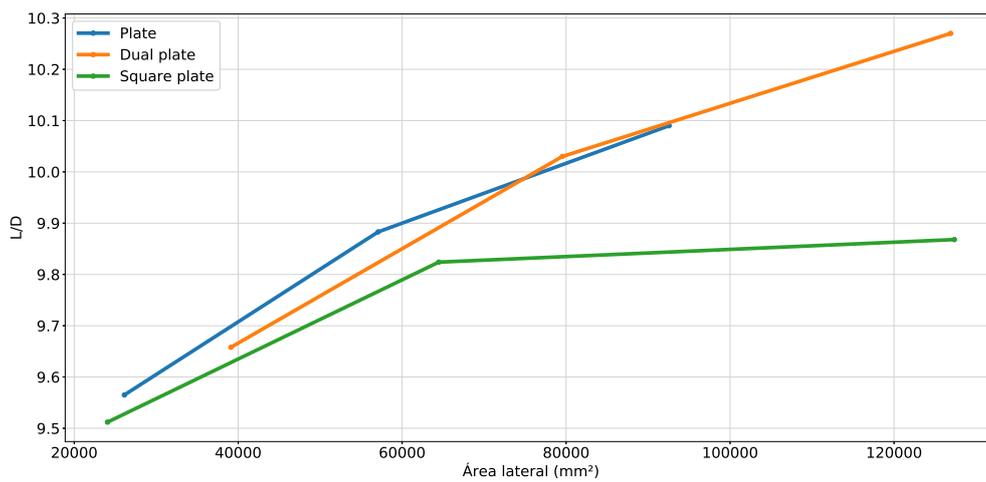


Figura 8. L/D por área para cada tipo de endplate

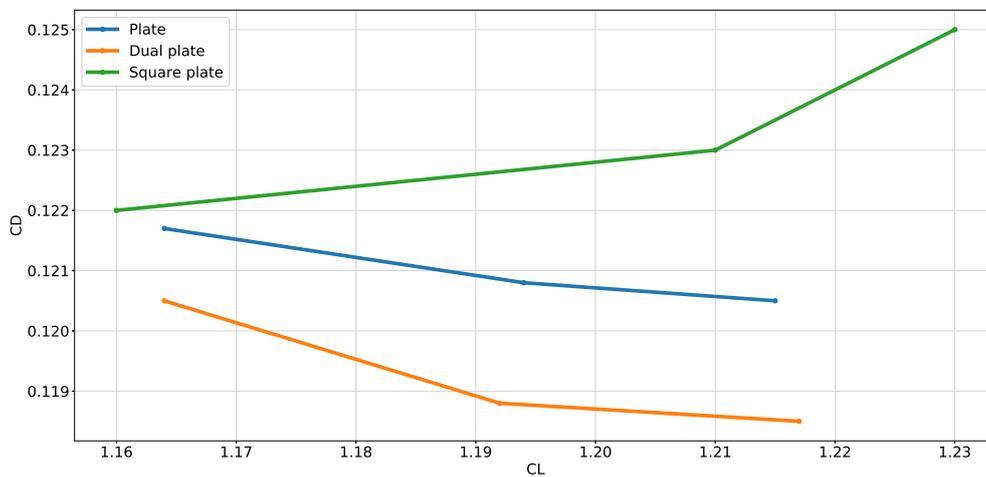


Figura 9. Polares de arrasto para cada tipo de endplate

No caso de estudo, com os resultados apresentados na Fig.7 nota-se que as dual plates possuem maior L/D que as demais, justamente por bloquearem o gradiente de pressão nas superfícies inferior e superior da asa, porém, também possuem maior área, podendo ocasionar um acréscimo de arrasto parasita em voos de maior velocidade. Nesse quesito, comparando o L/D com a área da placa na Fig.8, percebe-se que até certo ponto as endplates do extradorso se mostram mais eficientes por unidade de área, justamente por existir uma diferença de pressão maior naquela região próxima a superfície da asa.

Em contrapartida, as square plates além de apresentarem menor L/D geral, também são bem menos eficientes por unidade de área, que praticamente não se altera em geometrias maiores. No entanto, as dual plates permanecem como ótimas opções por reduzir o comprimento livre no sentido vertical, reduzindo o problema de flexão ou mesmo permitindo a utilização de materiais mais leves ou baratos em sua confecção.

4. CONCLUSÃO

O modelo de simulação mostrou-se adequado para a análise aerodinâmica de endplates. Os resultados apresentaram boa concordância com os dados experimentais, capturando as tendências de variação de C_L e C_D com a variação de geometrias de endplate.

Entendendo que a principal abordagem deste trabalho é de aerodinâmica, a adição do dispositivo na ponta da asa impacta positivamente a sua eficiência. A metodologia que se utiliza contornos isobáricos é capaz de gerar uma endplate que resolve de forma assertiva o problema de geração de vórtices de ponta de asa, diminuindo seu arrasto induzido e incrementando a sustentação. Para a dual plate, por exemplo, os incrementos de C_L ficaram entre 3,3 e 8%, em função do tamanho da placa, e a redução no arrasto entre 3,2 e 4,8%. Já no caso de o foco ser exclusivamente aumentar a sustentação, as square plates se mostram uma opção válida por fornecerem um acréscimo considerável de C_L mantendo uma área moderada, além de eliminar a necessidade de simulações computacionais e serem mais simples de se projetar, uma vez que não seguem geometrias específicas.

Vale ressaltar que este artigo não levou em conta para o dimensionamento efeitos de estabilidade que as endplates provocam no voo nem os problemas estruturais das peças, a exemplo uma possível flexão gerada devido ao escoamento. No projeto real estes quesitos devem ser considerados.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores e a equipe Nisus Aerodesign agradecem a ESSS pelo patrocínio disponibilizando licenças do Ansys, utilizadas tanto no projeto do aerodesign quanto no desenvolvimento deste artigo. Os autores também agradecem o apoio da PROEX - Pró Reitoria de Extensão (UFSC).

6. REFERÊNCIAS

- Anderson, J.D., 2010. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, New Jersey, 5th edition.
- Ansys, I., 2013. *Ansys Fluent User's Guide*. JSAS IP, Inc., United States of America, 15th edition.
- Menter, F.R., 1994. "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications". *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598–1605. doi:10.2514/3.12149.
- Raymer, D.P., 2018. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., United States of America, 6th edition.
- Roberts, S.C., 1966. *USAAVLABS Technical report 65-79 - An investigation of end plates to reduce the drag of planar wings*. International Journal of Refrigeration, United States of America, 1st edition.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.