



Instituto Politécnico, Nova Friburgo
August 30th - September 3rd, 2004

Paper CRE04 - AA16

Projeto Preliminar de *Winglets* em Asas de Baixa Razão de Aspecto

**Francisco Palazzo Neto, Leonardo Sanches, Leonardo Maciel Camioto,
Pedro Ciloni, Domingos Alves Rade**

Faculdade de Engenharia Mecânica, FEMEC, Universidade Federal de Uberlândia, UFU
Av. João Naves de Ávila., nº 2121, CEP: 38400-902, Uberlândia, MG, Brasil
fpalazzo@netsite.com.br, leonardomc@mec.ufu.br, domingos@ufu.br

Este trabalho descreve a metodologia de projeto preliminar de *winglets* para um aeromodelo participante da competição SAE Aerodesign 2004, para a qual deve-se projetar uma aeronave cargueira em escala reduzida conforme requisitos impostos pelo regulamento da competição. Para o ano de 2004, um destes requisitos é a limitação da envergadura total da aeronave, o que é conflitante com a necessidade de uma grande área alar para atender a missão da aeronave de transportar a máxima carga útil. Este conflito de requisitos implica a utilização de asas de baixa razão de aspecto. A baixa razão de aspecto da asa implica desvantagens aerodinâmicas para a asa. Além disso, a aeronave opera com baixos números de Reynolds, o que também é uma desvantagem aerodinâmica para a asa. A utilização de *winglets* nas pontas de asas com tais características operacionais é uma alternativa na tentativa de melhorar sua eficiência aerodinâmica.

Sabe-se que o projeto de *winglets* deve ser único para cada configuração de asa, ou seja, não é aconselhável a utilização de desenhos de *winglets* projetados para outros aviões. Dada esta consideração, o procedimento de projeto adotado neste trabalho foi baseado na referência [2].

Primeiramente faz-se o projeto do aerofólio do *winglet* adequado para seu número de Reynolds e performance aerodinâmica desejada. Posteriormente, são testadas várias configurações de asa-*winglet* através do *software* Tornado, que utiliza o método *vortex lattice* [1].

O projeto do aerofólio do *winglet* foi feito no programa XFOIL, utilizando os métodos de projeto direto (geométrico) e inverso no qual, a partir de uma modificação da curva de pressão ao longo da corda, o programa redesenha o perfil na tentativa de obedecer à nova curva de pressão. Os principais requisitos desejados foram: um baixo arrasto parasita, espessura máxima não superior a 9% da corda do *winglet* e um coeficiente de sustentação adequado para gerar a distribuição de pressão que tenha uma interação favorável ao escoamento da asa.

As figuras 1 (a) e (b) mostram, respectivamente, as curvas de pressão ao longo da corda para um ângulo de ataque de 5 graus e a polar de arrasto com a curva $C_l \times \alpha$ do perfil.

Com o aerofólio do *winglet* projetado satisfazendo aos requisitos desejados e a geometria da asa definida, foi feita uma análise comparativa da influência da geometria do *winglet* no desempenho da asa. Sendo assim, tem-se como variáveis de projeto os seguintes parâmetros geométricos do *winglet*: corda da raiz, corda da ponta, razão de aspecto, *toe angle* (ângulo de incidência em relação ao escoamento) e ângulo de torção geométrica.

Estes parâmetros de projeto foram variados em uma faixa de valores adequada de forma que se evite números de Reynolds muito baixos para o *winglet* (o que acarretaria em um alto arrasto parasita) e se tenha uma área molhada reduzida porém que propicie uma distribuição de pressão adequada. Além disso, estes parâmetros devem ser tais que não ocorra o estol no *winglet*, o que eliminaria seus benefícios, ou seja, busca-se uma solução de compromisso na qual o *winglet* ofereça vantagens em todo envelope de vôo (decolagem, cruzeiro, manobras etc). As figuras 2 (a) e 2 (b) mostram a asa sem *winglet* e a asa com *winglet* juntamente com suas respectivas distribuições de pressão ao longo da asa. Os resultados para efeito comparativo estão mostrados na Tabela 1.

Os resultados mostram que há uma considerável melhora de desempenho da asa com a utilização do *winglet*, obtendo uma maior sustentação e mantendo praticamente o mesmo arrasto.

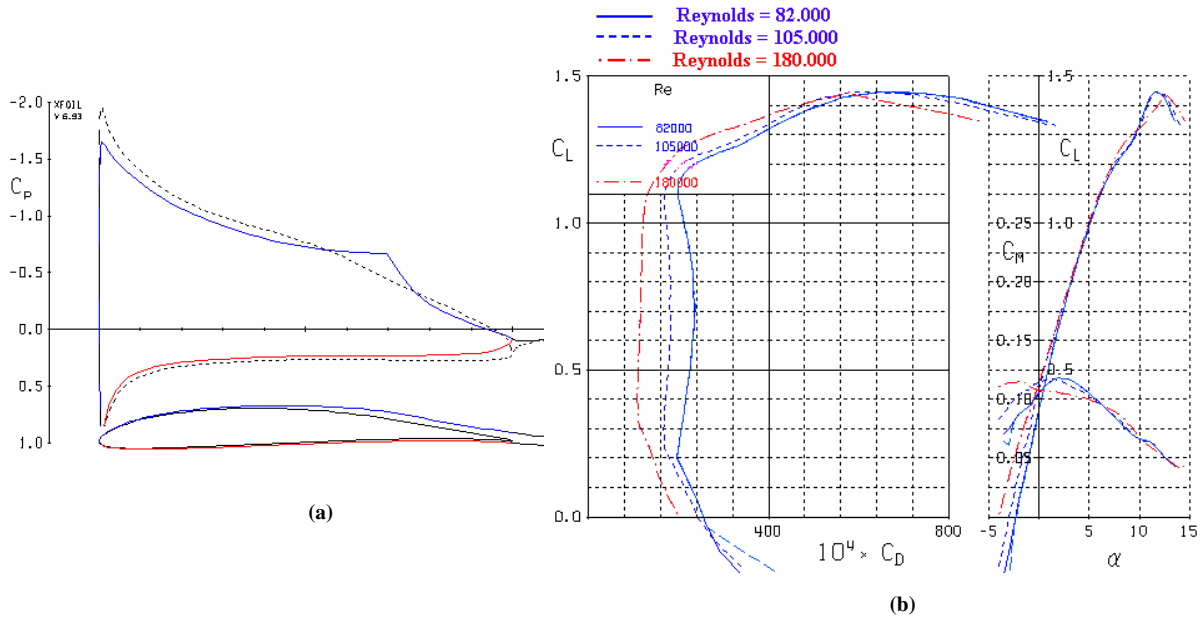


Figura 1 – (a) Distribuição de pressão e camada limite no aerofólio para $\alpha = 5^\circ$
(b) Polar de arrasto e curva $C_L \times \alpha$ do aerofólio projetado

Tabela 1 – Resultados obtidos para a asa com *winglet* e sem *winglet*

ASA	α ($^\circ$)	C_L	C_D	C_M
Sem <i>winglet</i>	10	1.1776	0.010384	-0.44958
Com <i>winglet</i>	10	1.2687	0.010713	-0.48253

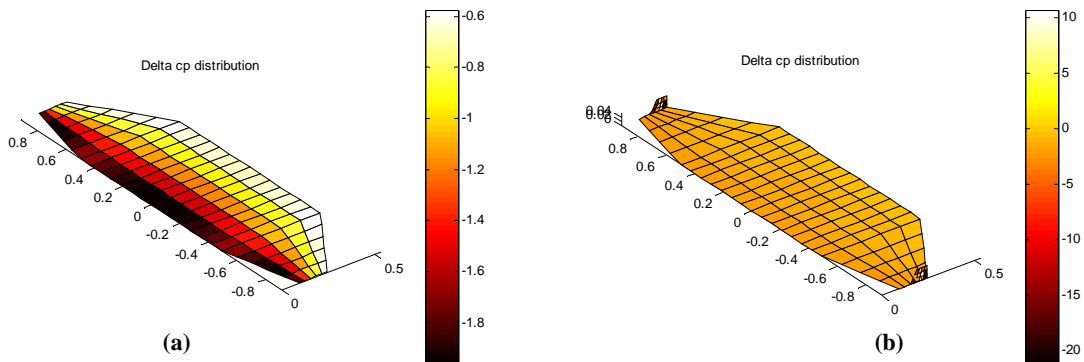


Figura 2 – (a) Distribuição de pressão, asa sem *winglet*, (b) Asa com *winglet*.

REFERÊNCIAS

- [1] Melin, Tomas, *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*, Master Thesis, Royal Institute of Technology (KTH), (2000).
- [2] Maughmer, Mark D., Swan, Timothy S., Willits, Steve, M., *The design and testing of a winglet airfoil for low speed aircraft*, AIAA (2001).