

Determinação da Geometria de Asas para Melhor Performance Aerodinâmica

Francisco Palazzo Neto, Leonardo Maciel Camioto, Domingos Alves Rade

Faculdade de Engenharia Mecânica, FEMEC, Universidade Federal de Uberlândia, UFU
Av. João Naves de Ávila, n° 2121, CEP: 38400-902, Uberlândia, MG, Brasil
fpalazzo@netsite.com.br, leonardomc@mec.ufu.br, domingos@ufu.br

A geometria da asa de um avião é um parâmetro de grande importância para sua performance aerodinâmica. Basta analisarmos que para um fabricante de aviões definir o desenho da asa de um novo projeto são confeccionadas dezenas de protótipos em escala reduzida do avião para testes em túnel de vento com as diferentes configurações. Modernamente, com os recursos de mecânica dos fluidos computacional (CFD), este número de modelos em escala necessários vem sendo diminuído. Segundo a fabricante Boeing, para a definição da asa do jato 767 foram construídos 50 modelos; já para seu novo jato 7e7 que voará comercialmente em 2008 não serão necessárias mais que 12 [4].

Este trabalho objetiva definir a geometria da asa de um aeromodelo que participará da competição SAE Aerodesing 2004, sendo que o método de escolha da melhor geometria da asa consiste em avaliar sua performance aerodinâmica de acordo com a teoria da linha de sustentação de Prandtl, pela qual pode-se determinar o carregamento aerodinâmico na asa, o coeficiente de arrasto induzido C_{Di} e o coeficiente de sustentação C_L para ângulos de ataque compreendidos na região linear da curva $C_l \times \alpha$.

Em uma primeira etapa do projeto conceitual da aeronave, a área da asa foi definida conforme requisitos de performance de decolagem e performance de voo, sendo que na atual etapa do projeto foram propostas quatro geometrias de asa conforme ilustrado na Figura 1.

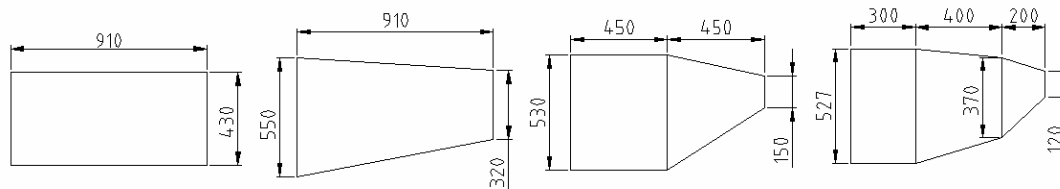


Figura 1 – Geometrias das asas a serem testadas com respectivas dimensões em milímetros

Para estas diferentes geometrias é utilizado o teorema de Kutta-Joukowski (Bertin, 2001) que resolve as equações de Prandtl por séries de Fourier. Neste método, é feita uma mudança de coordenadas onde uma posição na semi-envergadura é expressa por um ângulo ϕ ($0 < \phi < 90^\circ$), sendo $\phi = \arccos(-y/s)$, s é a semi-envergadura e y é a posição ao longo da semi-envergadura. A equação de Prandtl define a sustentação em função da circularidade, de acordo com a equação:

$$l(\phi) = \rho_\infty U_\infty \Gamma(\phi) \quad (1)$$

onde ρ_∞ é a densidade do ar, U_∞ é a velocidade de cruzeiro da aeronave e $\Gamma(\phi)$ é a curva de distribuição de circularidade, que pode ser expressa por séries de Fourier de n termos, segundo:

$$\Gamma(\phi) = 4.\rho.U^2 .s.\sum_1^N A_n .sen(n.\phi) \quad (2)$$

Na equação acima, os coeficientes A_n da série de Fourier são determinados pela solução de um sistema linear de ordem n . Para um maior refinamento da curva, adotou-se $n=200$, obtendo-se um sistema linear resolvido em ambiente MATLAB[®] pelo método da fatoração LU [2]. A Figura 2 (a) mostra os resultados obtidos pelo método de Kutta-Jowkowski para as diferentes geometrias de asa. Para comparação destes resultados, o método de Glauert e Anderson (neste método a curva de circularidade é encontrada em forma de tabelas [3]) é utilizado para asa trapezoidal, sendo que os resultados desta comparação podem ser vistos na Figura 2 (b).

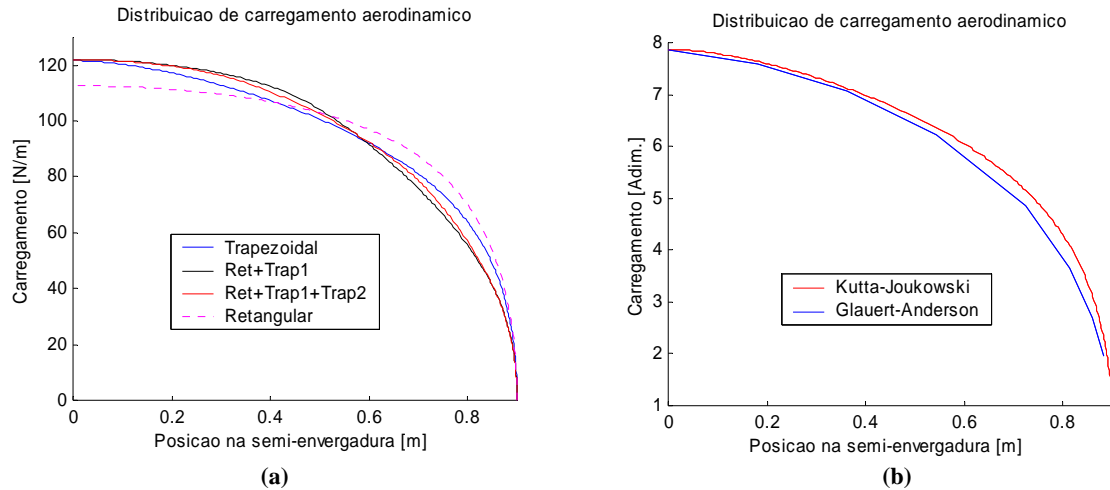


Figura 2 – (a) Carregamento aerodinâmico para asas de diferentes geometrias, Método de Kutta-Jowkowski, (b) Comparação entre os métodos de Kutta-Jowkoski e Glauert-Anderson

Tabela 1 – Resultados obtidos das quatro asas avaliadas pelo método de Kutta-Jowkowski

ASA	α (°)	C_L	C_{Di}	M_{FLETOR} [N.m]	α (°)	C_L	C_{Di}	M_{FLETOR} [N.m]
Retangular	9,50	2,136	0,3621	35,21	11,0	2,208	0,3875	36,42
Trapezoidal	9,18	2,137	0,3550	34,06	11,0	2,261	0,3973	36,03
Ret + Trap	9,00	2,137	0,3520	33,32	11,0	2,290	0,4041	35,70
Ret+Trap1+Trap2	9,09	2,137	0,3474	33,47	11,0	2,275	0,3930	35,62

Pela análise dos resultados obtidos, a asa mista (Ret + Trap) foi escolhida, pois obteve excelente performance estrutural e aerodinâmica e também pela melhor facilidade de construção em relação a *Shuemman Planform* (Ret + Trap1 + Trap2).

REFERÊNCIAS

- [1] Bertin, John J., *Aerodynamics for Engineers*, Prentice-Hall, USA (2002).
- [2] Sperandio, D. Mendes, J. T., Silva, L. H. M, *Calculo Numerico – características matematicas e computacionais*, Prentice-Hall, São Paulo, Brasil (2003).
- [3] Abbott, I. H. , Von Doenhoff, A. E., *Theory of Wing Sections* , Dover , USA (1955)
- [4] Boeing Media http://www.boeing.com/news/releases/2003/q2/nr_030616i.html - 2004