



Instituto Politécnico, Nova Friburgo  
August 30<sup>th</sup> - September 3<sup>rd</sup>, 2004

Paper CRE04 - AA17

## Dimensionamento de Asas Segundo Critérios de Performance de Decolagem e Performance de Vôo

**Francisco Palazzo Neto, Leonardo Maciel Camioto, 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 propõe uma metodologia de dimensionamento de asas para fase de projeto conceitual de um avião em escala reduzida, baseando-se na performance de decolagem e performance de vôo para os instantes iniciais após o avião deixar o solo. Nesta metodologia, devem ser conhecidos os parâmetros aerodinâmicos dos aerofólios utilizados para asa e para a empenagem horizontal. Além disso, a configuração do avião deve ter sido determinada em fases anteriores do projeto conceitual.

Neste método, as áreas das superfícies aerodinâmicas da aeronave são aumentadas proporcionalmente de maneira iterativa, sendo que, para cada iteração, a equação diferencial de movimento do avião na direção longitudinal é resolvida para corrida de decolagem e para os instantes iniciais após a decolagem. Então, baseando-se nas velocidades desenvolvidas em todo este percurso, na velocidade de estol e nas forças envolvidas, é determinada a iteração que corresponde ao melhor projeto de avião, ou seja, a área ótima para as superfícies aerodinâmicas.

A rotina é implementada de forma que para uma dada iteração ou projeto  $i$ , são calculadas as áreas das superfícies aerodinâmicas e estimados os parâmetros aerodinâmicos, dentre os quais  $C_{Do}$  e  $V_{estol}$ . Em seguida é realizada a análise de performance de decolagem e de vôo para esta iteração.

Para fazer a análise de performance parte-se da Segunda Lei de Newton, para iteração  $i$ :  
 $\sum F_x^i = M_{total} a_x^i(t)$ , que na forma de equação diferencial é escrita como:

$$\frac{\partial^2 v(t)}{\partial t^2} = \frac{1\rho V^2 S_{ref}^i}{2M_{TOTAL}^i} \left( E(t) - C_{Do}^i + K_1^i C_L^2 + K_2^i C_L \right) - \mu \left( g - \frac{1C_L \rho V^2 S_{ref}^i}{2M_{TOTAL}^i} \right) \quad (1)$$

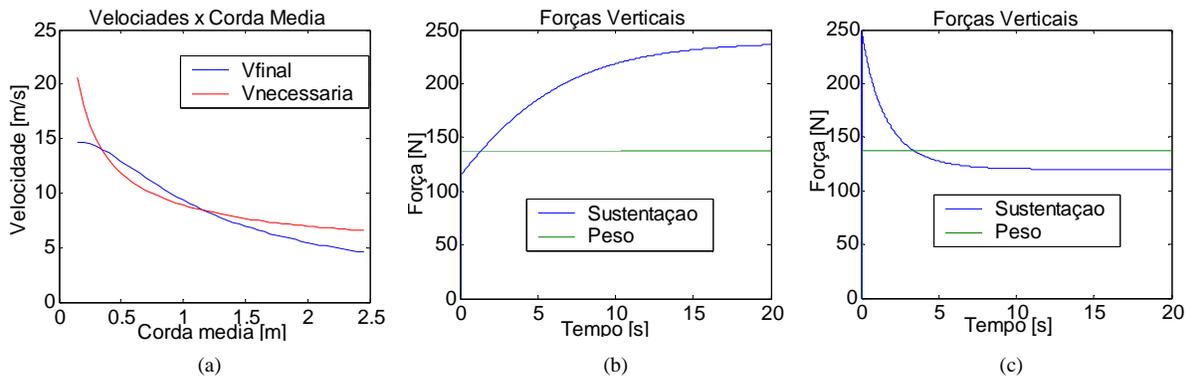
onde  $E(t)$  é o empuxo do motor, o segundo termo da equação é relativo ao arrasto aerodinâmico da aeronave e o terceiro é relativo ao atrito de rolagem do pneu com solo. A massa total para o  $i$ -ésimo projeto,  $M^i$ , é definida por:

$$M_{TOTAL}^i = M_{util}^{max} + M_{fixa} + M_{variavel}^i \quad (2)$$

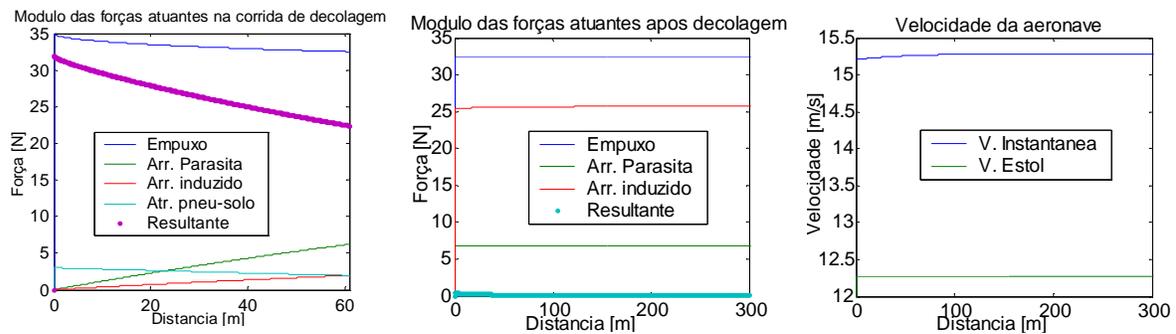
onde  $M_{util}^{max}$  é a máxima carga útil a ser transporta,  $M_{fixa}$  é a massa fixa da aeronave (massa da fuselagem + motor + trem de pouso + ...),  $M_{variavel}^i$  é a massa das superfícies aerodinâmicas para o  $i$ -ésimo projeto.

A equação diferencial (1) é então resolvida pelo método de Runge-Kutta de 4ª ordem, obtendo-se as velocidades e forças envolvidas em cada percurso. Esta única equação é utilizada para o movimento de corrida de decolagem e movimento inicial de vôo sendo que apenas os coeficientes aerodinâmicos envolvidos na equação são modificados para atender as condições de operação do avião.

A figura 1(a) mostra os resultados da dinâmica de corrida de decolagem, as figs. 1 (b) e (c) mostram resultados da dinâmica de vôo para duas cordas de asa diferentes, onde observa-se que na primeira curva o avião não possui sustentação suficiente para decolar quando se tem pouca área de asa e a outra mostra que o avião perde velocidade devido ao arrasto induzido quando se tem uma área de asa muito grande, percebendo-se que a sustentação fica inferior ao peso da aeronave e esta perde altitude podendo até colidir com o solo.



**Figura 1** – (a) (b) Forças verticais após decolagem, corda média de 28cm, (c) Forças verticais após decolagem, corda média de 65cm



**Figura 2** – Dinâmica de decolagem e de vôo para asa com corda média de 0,42 metros

Após extensa análise de resultados e ajuste dos parâmetros de programação, adota-se uma corda média de 0,42 metros e uma área de asa de 0,73 m<sup>2</sup>. A figura 2 mostra, para este projeto, as forças e velocidades envolvidas na corrida de decolagem e nos instantes iniciais de vôo, observando-se que não há risco do avião perder velocidade em vôo, dado nestes instantes, o arrasto (induzido+parasita), que normalmente é bastante elevado, não supera o empuxo do motor, não comprometendo a manutenção do vôo.

## REFERÊNCIAS

- [1] Raymer, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA, USA (1999)
- [2] Rade, D. A. , *Dinâmica*, Ed. UFU, Uberlândia, Brasil (2001)