

# OTIMIZAÇÃO DO PROJETO DINÂMICO DE UM AEROPLANO ATRAVÉS DO USO DE SIMULAÇÃO NUMÉRICA

**Fabio Magalhães Ferreira**

CEFET/RJ - Departamento de Engenharia Mecânica, kalabiyaw@yahoo.com.br

**Hector Reynaldo Meneses Costa**

CEFET/RJ - Departamento de Engenharia Mecânica, hectorey@ig.com.br

**Ricardo Alexandre Amar de Aguiar**

CEFET/RJ - Departamento de Engenharia Mecânica, raaguiar@cefet-rj.br

*Resumo. A otimização de projetos requer que se evite o uso de critérios muito conservativos, assim como correr o risco de sub-dimensionar os componentes, ambos como consequência de um modelo pouco refinado. A definição precisa de variáveis de projeto como, por exemplo, os carregamentos, é essencial para gerar modelos confiáveis. Tendo isso em vista, procurou-se aplicar tal conceito em um projeto de aeroplano em escala rádio-controlado, utilizando dados mais realistas obtidos por testes experimentais e por modelos virtuais gerados a partir de estudos analíticos e por simulações numéricas usando pacote computacional ADAMS. Na análise dinâmica foi estudado o movimento na decolagem do aeromodelo com várias condições de carga e de contorno. Os resultados das simulações permitiram apresentar os principais esforços críticos relativos a aterrissagem tanto em relação à distribuição de tensões e a força de contato no momento do impacto com o solo que poderão ser posteriormente usadas para dimensionar o trem de pouso traseiro e dianteiro. Este estudo já permitiu otimizar a fabricação do aeroplano com um modelo que se mostrou seguro para carregamentos estáticos e dinâmicos nas condições previstas para o voo, possibilitando maior integridade estrutural em todos os momentos de sua utilização.*

**Palavras-chaves:** Análise Dinâmica, Análise Numérica, Aeroplano, Aerodesign

## 1. INTRODUÇÃO

A competição AeroDesign, patrocinada pela SAE (Society of Automotive Engineers), é um desafio de projeto para estudantes universitários de graduação. A fim de competir, a Escola deve projetar, documentar, construir e voar um avião em escala rádio controlado para elevar a maior carga útil possível. O avião deverá alçar vôo em 61 metros, circular o campo pelo menos uma vez e aterrissar no espaço determinado pela organização sem limite para frenagem. O avião deverá utilizar um dos motores padrão não alterado, utilizar o combustível fornecido na competição e ter menos de 183 centímetros de envergadura e existência de um compartimento de carga acessível (SAE Brasil, 2003).

Serão estudados componentes que já apresentaram comportamentos não-satisfatórios em competições passadas, como trem de pouso, asas e estruturas. Para isso, análises críticas dos modelos teórico e numérico utilizados serão feitas, visando obter resultados mais refinados e realistas. Para o desenvolvimento dessas análises serão utilizados os softwares ADAMS, ANSYS, SolidWorks e Mechanical Desktop.

## **2. ANÁLISE DINÂMICA COMPUTACIONAL E A OTIMIZAÇÃO DE PROJETOS**

Em um ambiente altamente competitivo, como no SAE Aerodesign ou mesmo entre empresas que atuam no mesmo ramo (automotivas e aeroespaciais, por exemplo), a existência de condições para se desenvolver produtos confiáveis em um curto prazo e ao mínimo custo possível é decisiva para o sucesso da equipe ou da empresa. Criar e manter essas condições demanda um elevado grau de otimização de projeto com o uso de sofisticada tecnologia.

A seqüência de tarefas em modelamento virtual consiste em construir o modelo para o sistema, executar uma bateria de testes sobre este modelo, validar os resultados dos testes, refinar o projeto e otimizar o desempenho do sistema através de diversas iterações. A principal característica é que todos esses passos são feitos no computador, de maneira rápida, fácil e com baixo custo. O pacote ADAMS resolve as equações de movimento de multi-corpos rígidos e apresenta de forma completa, características do sistema como movimento, força, velocidade e aceleração. Estes dados fornecem uma estreita correspondência física do comportamento de sistemas mecânicos, assim como o faria um protótipo altamente instrumentado com acelerômetros, células de carga, etc. Isto se chama Prototipagem virtual funcional.

### **3. OBJETIVO**

Este trabalho se propõe a descrever a experiência de utilização de prototipagem computacional para refinar resultados analíticos, aplicado ao estudo da dinâmica de um aeroplano em escala radio-controlado utilizado em competições SAE Aerodesign, com potencial aplicação em vários projetos institucionais no CEFET/RJ. Para isso são apresentados procedimentos analíticos para se determinar as propriedades dinâmicas das suspensões do aeroplano, considerando-se as restrições de forma do projeto. Os dados assim calculados são então implementados em um modelo numérico e, por iterações, refina-se a escolha para se atingir a melhor resposta dinâmica para o sistema como um todo.

### **4. CONSIDERAÇÕES INICIAIS DO PROJETO DINÂMICO**

Como já foi dito, é fundamental a definição precisa de variáveis para se chegar ao projeto ótimo. O projeto dinâmico se refere ao ajuste dos parâmetros físicos dos subsistemas para levar suas respostas dinâmicas (vibacionais) ao encontro dos critérios de forma e de desempenho previamente especificados. Por exemplo, considerando-se o trem de pouso traseiro, o tipo da resposta é algo determinado pelo valor da taxa de amortecimento, podendo o sistema se comportar tanto como supercrítico quanto como subcrítico ou crítico ( $\zeta > 1$ ,  $\zeta < 1$ ,  $\zeta = 1$ , respectivamente, onde  $\zeta$  é a taxa de amortecimento). A taxa de amortecimento depende dos valores da massa  $m$  do aeromodelo, e dos coeficientes de amortecimento  $c$  e de rigidez  $k$  equivalentes da suspensão traseira. No projeto estes valores são escolhidos mediante estudos para se obter as respostas desejadas.

Infelizmente, os valores de  $m$ ,  $c$  e  $k$  possuem outras restrições. Em particular, o tamanho e o material com o qual é feito o subsistema determinam estes parâmetros. O dispositivo mais criticamente solicitado dinamicamente é o trem de pouso, tanto traseiro quanto dianteiro. Tendo sido determinada a configuração do trem de pouso, aspectos construtivos serão especificados e o comportamento dinâmico bem como suas respostas, como carregamentos e transmissibilidade serão analisados. Nas próximas seções serão desenvolvidas as análises pertinentes à escolha dos parâmetros e ao estudo de sua resposta.

### **5. PROCEDIMENTO ANALÍTICO**

#### **5.1. Determinação das Massas em Cada Mola**

Para o estudo analítico foi necessário definir dados e restrições para o trem de pouso dianteiro e traseiro, que são os seguintes:

Traseiro: Comprimento livre das molas:  $l = 30\text{mm}$

Deflexão máxima das molas:  $\Delta l_{\max} = 10\text{mm}$

Deflexão estática das molas,  $1/4 \Delta l_{\max}$ :  $\delta_e = 2,50\text{mm}$

Dianteiro: Comprimento livre das molas:  $l = 25\text{mm}$

Deflexão máxima das molas:  $\Delta l_{\max} = 15\text{mm}$

Deflexão estática das molas,  $1/4 \Delta l_{\max}$ :  $\delta_e = 3,75\text{mm}$

A disposição em triciclo do trem de pouso e a posição do centro de gravidade do aeromodelo causam uma distribuição diferenciada do peso suportado por cada roda. Como a maior parcela do peso do aeromodelo está concentrada no compartimento de carga, será considerada uma força  $P$  ( $98,1\text{N}$ ), aplicada no centro de gravidade, conforme mostrado na Fig. (1).

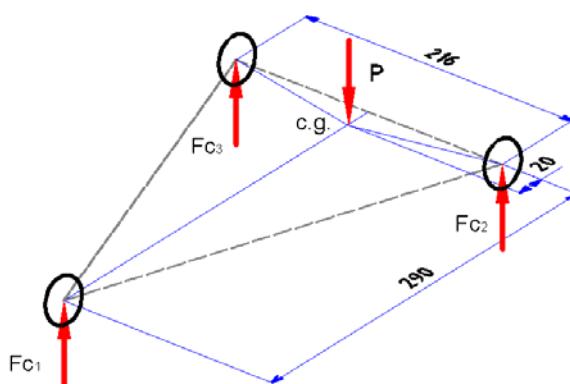


Figura 1. Representação esquemática das forças estáticas no trem de pouso(cotas em mm).

$$Fc_1 + Fc_2 + Fc_3 = P \quad (1)$$

$$Fc_2 = Fc_3 \quad (2)$$

$$Fc_1 = 20 \times P / 290 \quad (3)$$

$$Fc_1 = 6,9\text{N} \quad \rightarrow m_1 = 0,70\text{kg}$$

$$Fc_2 = Fc_3 = 45,6\text{N} \quad \rightarrow m_2 = m_3 = 4,65\text{kg}$$

## 5.2. Cálculo do Coeficiente de Rigidez da Mola

Para calcular o coeficiente de rigidez, parte-se do cálculo da freqüência circular natural  $\omega_n$  do sistema massa-mola representado por cada suspensão. O valor de  $\omega_n$  pode ser calculado pela deflexão estática ( $\delta_{ei}$ ) de cada mola (PRODONOFF, 1990). Sob a influência do peso  $m_i g$ , a mola de cada suspensão se deflexiona como mostrado na Eq. (4).

$$\delta_{ei} = m_i g / k_i \quad (4)$$

Esta expressão pode ser rearmada, como se segue:

$$k_i / m_i = g / \delta_{ei} \quad (5)$$

O primeiro membro da Eq. (5) é o quadrado da freqüência circular natural, donde obtém-se:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} = \sqrt{\frac{g}{\delta_e}} \quad (6)$$

Substituindo-se os valores de  $\delta_{ei}$  do projeto e das massas, calcula-se  $\omega_n$  e, em seguida os valores dos coeficientes de rigidez para cada mola:

$$\text{TP traseiro} \rightarrow \omega_n = 62,6 \text{ rad/s} \rightarrow k_2 = k_3 = 17.990 \text{ N/m}$$

$$\text{TP dianteiro} \rightarrow \omega_n = 51,1 \text{ rad/s} \rightarrow k_1 = 1.831 \text{ N/m}$$

### 5.3. Cálculo do Coeficiente de Amortecimento

Considerando-se um deslocamento inicial igual a zero, a amplitude de vibração  $A$  dos sistemas subcríticos estudados é dada pela Eq. (7), que é (INMAN, 1996):

$$A = \frac{v_0}{\omega_d} = \frac{v_0}{\omega \sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (7)$$

Onde  $\omega_d$  é a freqüência circular natural amortecida e  $v_0$  a velocidade inicial, considerando um movimento vertical. Pela deflexão máxima de projeto pode-se determinar, pela Eq. (8), a amplitude máxima permitida de cada subsistema, a saber:

$$A = \frac{\Delta l_{máx}}{2} \quad (8)$$

$$A_2 = A_3 = 5,0 \text{mm} \text{ e } A_1 = 7,5 \text{mm}$$

A condição inicial de velocidade é função destas amplitudes e também do período oscilatório associado a cada freqüência circular natural, conforme calculado a seguir:

$$T = \frac{2\pi}{\omega_n} \quad (9)$$

$$v = \frac{A}{T} \quad (10)$$

$$\text{TP traseiro} \rightarrow T = 0,10 \text{s} \rightarrow v = 0,05 \text{m/s} \quad \text{TP dianteiro} \rightarrow T = 0,12 \text{s} \rightarrow v = 0,06 \text{m/s}$$

Os valores das velocidades calculadas pela Eq. (10) são críticos ( $v_0 = v_c$ ), pois relacionam a amplitude máxima com freqüência natural de cada subsistema.

Já tendo sido calculadas as condições críticas de amplitude e velocidade, é desejável, então, quantificar  $\zeta$ . Resolvendo a Eq. (7) para  $v_0$  e substituindo os valores calculados, pode-se determinar  $\zeta$  tal que:

$$v_0 = A \omega \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (11)$$

No projeto da suspensão, é mais comumente empregado para efeito de cálculos o valor do coeficiente de amortecimento  $c$ , ao invés da taxa de amortecimento  $\zeta$ . O valor de  $c$ , dados  $\zeta$ ,  $m$  e  $\omega_n$ , pode ser facilmente determinado pela Eq. (12):

$$c = 2\zeta m \omega_n \quad (12)$$

$$\text{TP traseiro } \zeta = 0,916 \rightarrow c = 54,40 \text{ Ns/m} \quad \text{TP dianteiro} \quad \zeta = 0,9183 \rightarrow c = 64,70 \text{ Ns/m}$$

## 6. SIMULAÇÃO DINÂMICA COMPUTACIONAL

As análises dinâmicas computacionais realizadas têm como objetivos refinar os parâmetros calculados para a suspensão, adequando os parâmetros de projeto se necessário, buscando reduzir a transmissibilidade entre a fuselagem e a suspensão e também definir os carregamentos dinâmicos nas situações críticas de funcionamento do aeromodelo, que serão considerados numa posterior análise estrutural pelo método dos elementos finitos, e estudando o movimento na decolagem do aeromodelo com várias condições de carga. Na Tabela (1) estão relacionadas as análises computacionais, com as condições de contorno (CC) utilizadas e os tipos de resultados obtidos.

Tabela 1 – Simulações dinâmicas computacionais realizadas.

| Estudo N° | Descrição    | CC  | Resultados Obtidos   |
|-----------|--------------|---|--|
| 1         | Decolagem    | $V_0 = 0$<br>$L, D \rightarrow f(V^2)$                      | ✓ Velocidade de decolagem ( $V_x$ );<br>✓ Esforços entre fuselagem e compartimento de cargas;<br>✓ Espaço de decolagem ( $x \leq 61m$ ). |
| 2         | Vôo linear   | $V_0 = 10 \text{ m/s}$<br>$D \rightarrow f(V^2)$<br>$L = W$ | ✓ Velocidade terminal ( $V_t$ ).   |
| 3         | Aterrissagem | $V_0 = V_t$<br>$L, D \rightarrow f(V^2)$                    | ✓ Esforços nas rodas e entre fuselagem e trens-de-pouso;<br>✓ Esforços entre fuselagem e compartimento de carga.                         |

### 6.1. Descrição do Modelo

O modelo numérico utilizado para simulação dinâmica no ambiente ADAMS, mostrado na Fig. (2), foi gerado a partir de desenho tridimensional sólido desenvolvido com o pacote SolidWorks (SOLIDWORKS, 2002). A utilização de geometria gerada em CAD garante uma precisão no posicionamento do centro de massa e dos eixos principais de inércia. Em todas as simulações utilizou-se o aeromodelo na condição de carga máxima, conforme cálculo da previsão de carga útil em trabalho anterior (BRAGA *et al*, 2003). A escolha do aerofólio foi baseada na análise de curvas polares em um banco de dados (NASG, 2002), optando-se pelo Selig S-1223 que confere maior sustentação. A geometria do aerofólio e da asa pode ser então bem definida e modelada (ANÔNIMO, 2000).

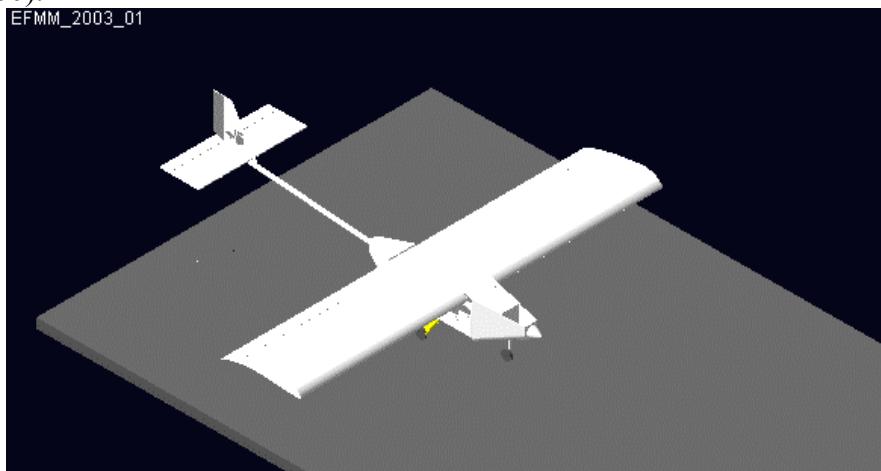


Figura 2. Modelo para simulação dinâmica, gerado no ambiente ADAMS.

Para os estudos no modelo do aeromodelo foram colocadas as forças principais atuantes durante cada situação considerada. As forças aerodinâmicas como sustentação ( $L$ ) e arrasto ( $D$ ) calculadas conforme formulações de aerodinâmicas considerando-se o fluxo de ar através da asa (SIMONS, 1994), (RAYMER, 1989) e, aplicadas no centro aerodinâmico (*c.a.*); a força peso ( $P$ ), aplicada no centro de gravidade (*c.g.*); a tração da hélice ( $T$ ), que é determinada experimentalmente, o momento de corte ( $M$ ), conforme cálculo de estabilidade e controle (PERKINS *et al*, 1949); e as forças de contato nas rodas ( $F_{c1}$ ,  $F_{c2}$  e  $F_{c3}$ ), que são calculadas no software por uma rotina fixa expressada em equação do tipo *impact* (MDI b, 1997) definida por:

$$\text{MAX}\left\{0, K(q_0 - q)^e - C \dot{q} \times \text{STEP}(q, q_0 - d, 1, q_0, 0)\right\} \quad (13)$$

Onde,

- $q$  é a variável de deslocamento;
- $\dot{q}$  é a variável de velocidade;
- $q_0$  é o “gatilho” para acionamento da variável de deslocamento;
- $K$  é o coeficiente de rigidez do elemento em choque;
- $C$  é o coeficiente de amortecimento;
- $d$  é a distância de penetração do elemento em choque.

Para as simulações, considerou-se  $q_0$  como sendo o raio da roda, a rigidez da roda muito superior à da suspensão ( $K \rightarrow \infty$ ) e um choque perfeitamente elástico, ou seja, o amortecimento desprezível ( $d \rightarrow 0$ ).

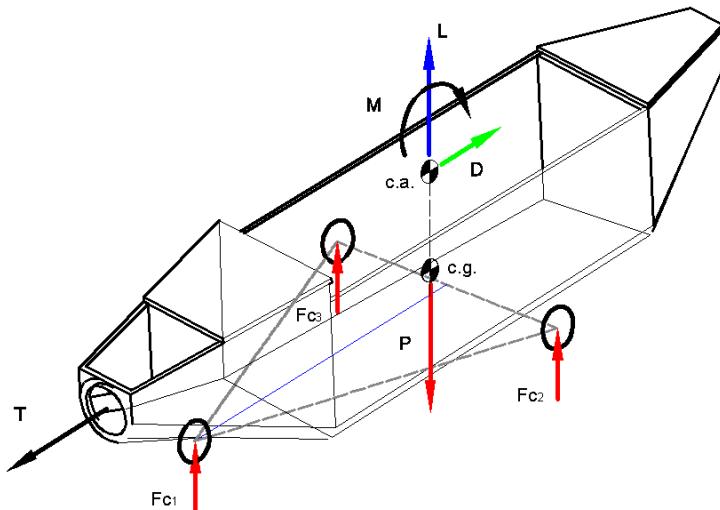


Figura 3. Representação das forças atuantes no aeromodelo.

## 6.2. Resultados Dos Estudos De Simulação

### 6.2.1. Estudo 1 – Decolagem

Os principais resultados deste estudo diz respeito à verificação do espaço e velocidade e dos esforços dinâmicos e aerodinâmicos durante a decolagem. As Figs. (4) e (5) mostram os resultados do espaço e velocidade de decolagem.

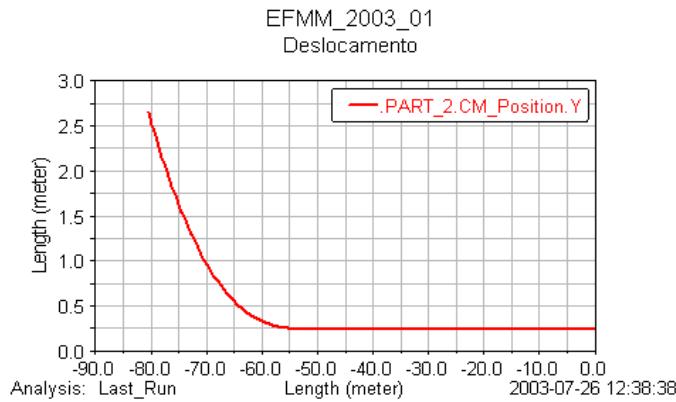


Figura 4. Deslocamento na decolagem do aeromodelo com carga.

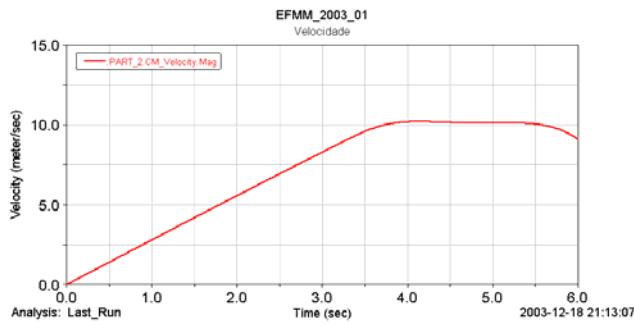


Figura 5. Velocidade de decolagem.

Nos gráficos das Figs. (6) e (7) estão mostrados respectivamente a força que é transmitida à fuselagem através da suspensão e a força aplicada à mola devido ao contato das rodas no solo durante a rolagem. Ambas as forças diminuem devido ao aumento progressivo da força de sustentação até a decolagem.

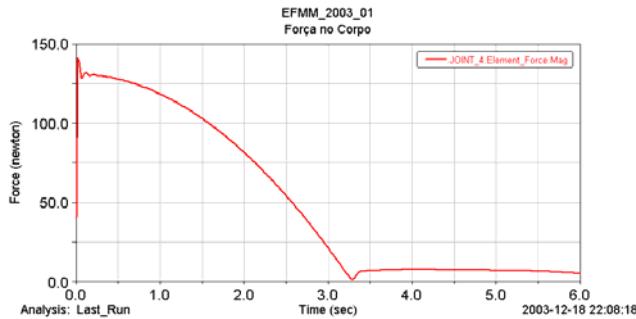


Figura 6. Força transmitida à fuselagem através da suspensão.

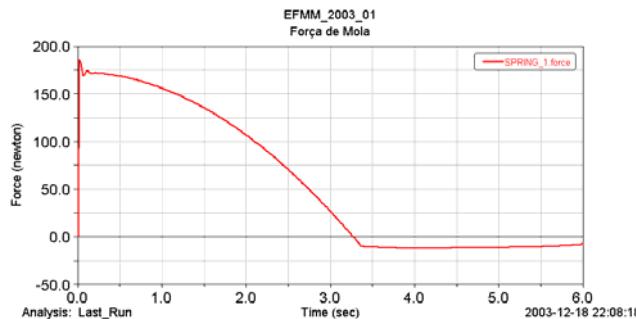


Figura 7. Força aplicada à mola devido ao contato das rodas no solo durante a rolagem.

Desses gráficos podemos concluir, que o espaço para decolagem com carga máxima é de  $x \cong 55$ metros .

### 6.2.2. Estudo 2 - Vôo Linear

Os gráficos da Fig. (8) mostram a velocidade máxima de vôo, na condição de carga máxima, e o tempo para atingi-la, após a decolagem. Os resultados obtidos são:  $V_t = 12,65 \text{ m/s}^2$  e  $D = T = 31\text{N}$ .

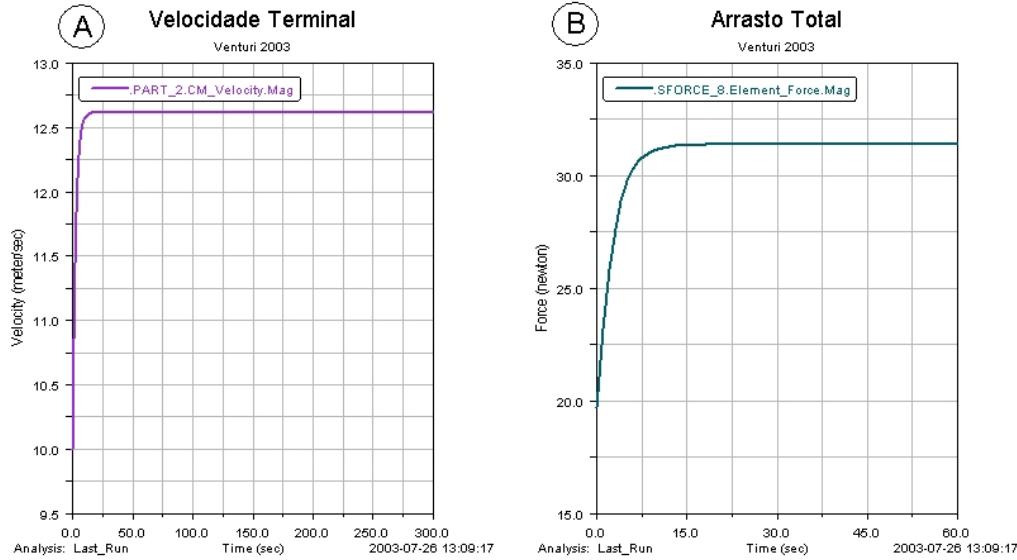


Figura 8. Plotagem da simulação de vôo para velocidade terminal (A) e arrasto total (B).

### 6.2.3. Estudo 3 – Aterrissagem

Estes resultados, mostrados na Fig. (9), são relativos aos esforços críticos na aterrissagem. A força de contato no momento do impacto com o solo será usada posteriormente para dimensionar o trem de pouso, sendo  $F_{cd} = 77,4\text{N}$ .

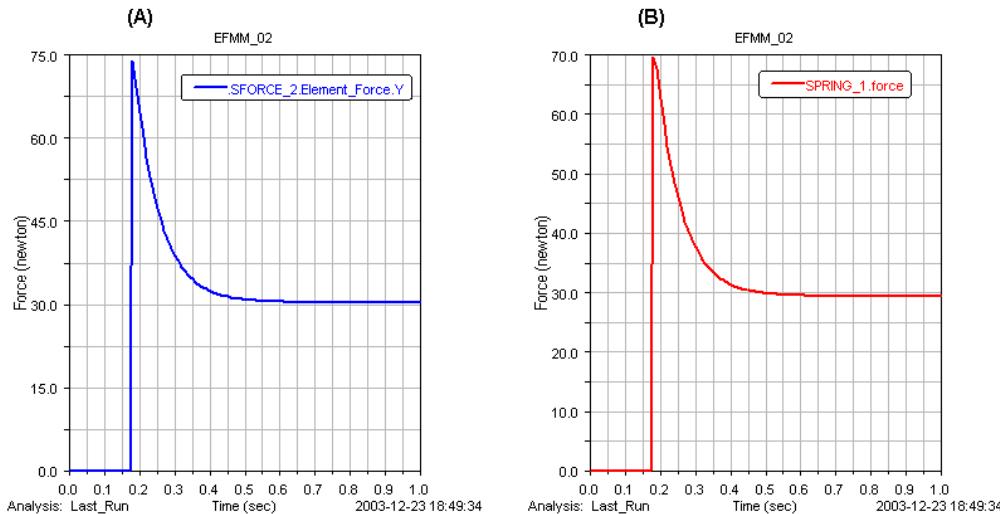


Figura 9. Reações máximas na decolagem. (A) – Na suspensão dianteira (B) – na fuselagem.

Dos gráficos da Fig. (10) pode-se calcular um fator de transmissibilidade  $\beta$  a Eq. (14), que representa a taxa entre as acelerações dinâmicas máximas do trem de pouso dianteiro,  $a_{TPD}$ , e da fuselagem,  $a_F$  (KENEDI *et al*, 2002). Tem-se, portanto  $\beta = 0,4$ .

$$\beta = a_F/a_{TPD} \quad (14)$$

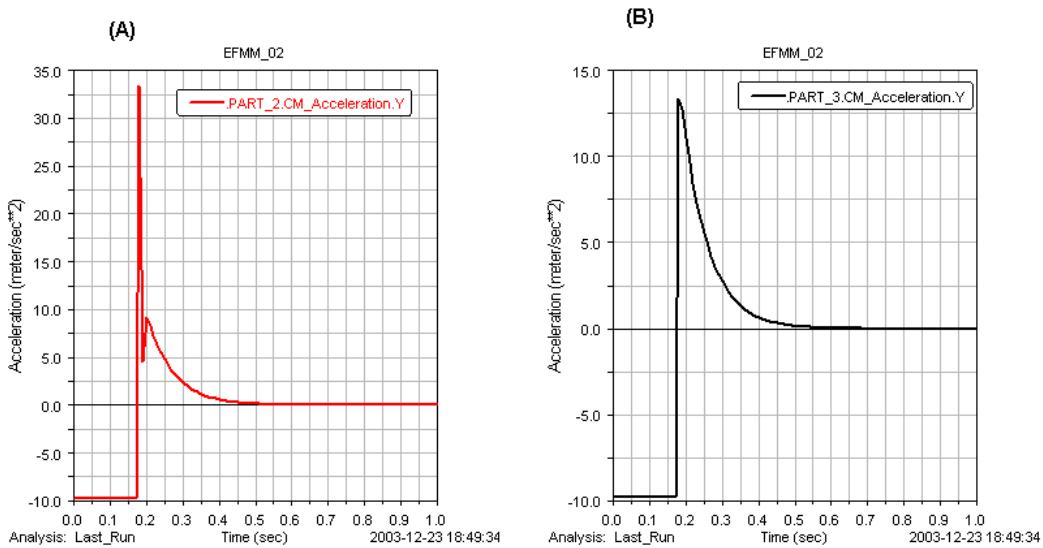


Figura 10. Acelerações máximas na decolagem. (A) – Na suspensão dianteira,  $a_{\text{máx}} = 33,4 \text{m/s}^2$ . (B) – na fuselagem,  $a_{\text{máx}} = 13,3 \text{m/s}^2$ .

As constantes  $k$  e  $c$  foram estimados partindo-se dos valores iniciais calculados na seção anterior, por meio de iterações onde se procurou ajustar os parâmetros para uma melhor resposta. Os valores adotados são: trem de pouso dianteiro,  $k = 3.000 \text{ N/m}$  e  $c = 50 \text{ Ns/m}$ ; trem de pouso traseiro,  $k = 15.000 \text{ N/m}$  e  $c = 70 \text{ Ns/m}$ .

Estes valores fixados representam uma base para se especificar os sistemas de amortecimento para proceder-se a sua compra ou fabricação. Para fazer a verificação do sistema físico de acordo com os dados de projetos, um procedimento experimental deve ser empregado.

## 7. CONSIDERAÇÕES FINAIS DO PROJETO DINÂMICO

Depois de realizado todos os procedimentos, poderá ocorrer de o valor definido para o coeficiente de amortecimento ser muito grande e difícil de ser obtido devido a restrições de materiais. Cabe neste caso se fazer um estudo criterioso entre os diversos meios de amortecimento disponíveis, os requerimentos de resposta (como por exemplo, o valor de  $A$ ), e os valores aceitáveis da massa  $m$  e da rigidez  $k$ . Por outro lado, para se obter um projeto robusto, deve-se procurar utilizar um valor de rigidez tal que não propicie mudança drástica no comportamento dinâmico da suspensão dentro da faixa de massa que se espera operar com o aeromodelo. Este valor de  $k$  é obtido pelo refinamento do modelo através da seqüência de simulações numéricas.

## 8. CONCLUSÃO

Os resultados obtidos são importantes para dar continuidade aos planos educacionais em disseminar esta metodologia em um universo mais amplo de estudantes. Por outro lado, o procedimento empregado contribui para otimizar este e futuros projetos, pois permite a redução do emprego de caros e complexos passos experimentais, bem como demorados ou imprecisos métodos analíticos, através do uso de simulação numérica confiável.

## 9. REFERÊNCIAS

Anônimo; 2000; Disponível em: <[http://amber.aae.uiuc.edu/~mselig/ads/coord\\_database.html](http://amber.aae.uiuc.edu/~mselig/ads/coord_database.html)>;  
Acesso em: 24 maio 2002.

Braga, E. G. S., Ferreira, F. M., Costa, M. V. B., Algamis, M. S., Análise de Componentes Críticos de um Aeromodelo para Competição, 2003, 68p. Projeto Final (Engenharia Mecânica) – Centro

- Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca – 2003.
- Inman, D. J.; 1996, *Engineering Vibrations*, Ed. Prentice Hall.
- Kenedi, P.P., Pacheco, P.M.C.L., Jorge, J.C.F. Vieira, R.D., e Danninger, W.; “Dynamic Experimental Analysis of a Mini-Baja Vehicle Front Suspension”, *SAE2001 - 10º Congresso e Exposição Internacionais de Tecnologia da Mobilidade - SAE*, São Paulo, Novembro de 2001.
- MDI a; *Using ADAMS/View*; Release 11; 1997.
- MDI b; Using the ADAMS/View Function builder; Release 11; 1997.
- Nasg, Nihon, 2002, University – Aero Studies Group. Tokyo, 2002. Disponível em: <<http://www.nasg.com>>. Acesso em: 26 ago.
- Perkins, C. D.; Hage, R. E. 1949, *Airplane Performance Stability and Control*, John Wiley & Sons.
- Prodonoff, V.; 1990 Vibrações Mecânicas – Simulação e Análise; Ed. Maity.
- Raymer, D. P.; 1989, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*; AIAA Education Series.
- SAE BRASIL; 2003. *Regulamento da V Competição Aerodesign*; SAE; São Paulo.
- Simons, M.; 1994, *Model Aircraft Aerodynamics*; 3<sup>a</sup> ed.; London; Nexus;
- Solidworks, 2002, “User Guide”.

## 10. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

## OPTIMIZATION OF DYNAMICAL DESIGN AN AIRPLANE THROUGH THE USE OF NUMERICAL SIMULATION

**Fabio Magalhães Ferreira**

CEFET/RJ - Departamento de Engenharia Mecânica, [kalabiyaw@yahoo.com.br](mailto:kalabiyaw@yahoo.com.br)

**Hector Reynaldo Meneses Costa**

CEFET/RJ - Departamento de Engenharia Mecânica, [hectorey@ig.com.br](mailto:hectorey@ig.com.br)

**Ricardo Alexandre Amar de Aguiar**

CEFET/RJ - Departamento de Engenharia Mecânica, [raaguiar@cefet-rj.br](mailto:raaguiar@cefet-rj.br)

*Abstract. Design optimization requires avoiding the use of highly conservative criteria, as well the risk of under-dimensioning the components, both consequences of a poor-refined model. Defining precisely design variables as loads, mechanical materials, physical properties, operating conditions and geometry is essential to generate refined models. Regarding to that, it tried to apply such concept in an airplane project in radio-controlled scale, using more realistic data obtained by experimental tests and for virtual models generated starting from analytic studies and for numeric simulations using package computational ADAMS. In the dynamic analysis it was studied the movement in airplane take-off with several load and boundary conditions. The simulation results allowed to present the principal relative critical efforts due to the landing in relation to the stress distribution and the contact force in the moment of the impact with the ground that will later be able to be used for dimensioning both rear and front landing gear. This study already allowed the optimization of the production of the airplane with a model that was shown safe for static and dynamic loadings in the conditions for flight, making possible a larger structural integrity in all the use conditions designated in the project.*

**Keywords:** *Dynamical Analysis, Numerical Analysis, Airplane, Aerodesign, SAE*