

# Análise Estatística de Energia Aplicada ao Ruído Interno de Aviões

**Laercio Gonçalves de Azevedo Filho**

[lgafilho@hotmail.com](mailto:lgafilho@hotmail.com)

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto Tecnológico de Aeronáutica

Rua da Alegria 48, Ap 73, Floradas de São José, São José dos Campos, SP, CEP 12230-086

**Luis Carlos Sandoval Góes**

[goes@ita.br](mailto:goes@ita.br)

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto Tecnológico de Aeronáutica

São José dos Campos, SP, CEP 12228-900

**Rogério Pirk**

[rogerio.pirk@iae.cta.br](mailto:rogerio.pirk@iae.cta.br)

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço

Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos – SP, CEP: 12228-904.

**Resumo:** O objetivo deste trabalho é a previsão dos níveis de pressão sonora na cavidade interna de uma aeronave. Utiliza-se a técnica da Análise Estatística Energética (SEA), já que as análises de sistemas aeronáuticos devem ser realizadas para a investigação, considerando os modos de altas ordens. Assim, utilizando-se técnicas estatísticas, pode-se obter respostas dinâmicas num espectro de freqüência mais largo, com consideráveis níveis de aceitação, sem as limitações impostas por métodos determinísticos, como por exemplo, os métodos dos elementos finitos e dos elementos de contorno.

São construídos modelos da seção de uma fuselagem onde se localiza a fixação da asa, para uma análise de sensibilidade da influência da presença de uma proteção vibroacústica nesta estrutura. Desta maneira, pode-se comparar o nível de pressão sonora do interior da cabine no dois casos.

**Palavras-chave:** Análise Estatística Energética (SEA), aeronave, fuselagem, acústica, níveis de pressão sonora.

## 1. INTRODUÇÃO

Com o passar dos tempos, o avião passou a ser um dos principais meios de transporte e vem evoluindo a cada dia. Devido às solicitações de clientes e à concorrência do mercado, soluções são verificadas para melhoria do desempenho da aeronave e, principalmente, para o conforto dos passageiros, que na aviação executiva possui uma maior influência. Com relação ao conforto dos passageiros, um cuidado muito especial vem sendo dado ao nível de ruído interno e externo de uma aeronave. O ruído externo corresponde ao nível de pressão sonora medida no ambiente externo à aeronave durante as atividades de aproximação, pouso e decolagem. Já o ruído interno corresponde ao nível de pressão sonora medida na cabine de passageiro e no “cockpit”. Para que estas metas pré-estabelecidas de nível de ruído interno sejam atingidas, métodos de isolamento passivo ou ativo de ruído são utilizados isoladamente ou em conjunto. Tais métodos de redução de ruído são inseridos em técnicas computacionais que auxiliam nas tomadas de decisões.

Protótipos virtuais, compostos de modelos acústicos e vibroacústicos, são umas das técnicas computacionais mais utilizadas. Estas técnicas são de extrema importância, pois otimizam a escolha preliminar do tipo de tratamento vibroacústico, a ser utilizada nos experimentos, e fornecer as regiões críticas em relação à transmissão do ruído. Assim, através das medições experimentais, pode-se verificar as melhorias obtidas através dos modelos e propor, ainda com o auxílio de modelos teóricos, as correções de projeto necessárias. Alguns métodos numéricos podem ser utilizados para uma estimativa dos níveis de ruído interno atingido, mas com algumas restrições. O Método dos Elementos Finitos (FEM) e o Método dos Elementos de Contorno (BEM) são os mais difundidos. Uma técnica relativamente nova – Análise Estatística de Energia (SEA) - está sendo utilizada como boa alternativa aos métodos determinísticos por ser menos custosa e não necessitar de considerável esforço computacional, mesmo em aplicações de grandes modelos vibroacústicos (ver [2]).

Este trabalho visa aplicar a técnica da Análise Estatística de Energia para previsão do nível de pressão sonora, auxiliando no tipo de tratamento acústico a ser utilizado, através do estudo do nível de ruído interno de uma seção de uma aeronave. Para tal, será feito o modelo da aeronave, assim como a modelagem dos materiais (acústico e viscoelástico) a serem utilizados, aplicando o software AutoSEA2, para estimar o nível de ruído interno do avião.

## 2. ANÁLISE ESTATÍSTICA DE ENERGIA (SEA)

A Análise Estatística de Energia (SEA), conforme descreve [1], consiste na divisão de um sistema dinâmico em subsistemas, cujos parâmetros são expressos de maneira probabilística e o estado vibracional do sistema, expresso em termos da média temporal da energia vibratória total dos subsistemas, ou seja, uma medida global, ao invés de uma medida local. Este método se diferencia dos demais que se baseiam em forças e deslocamentos. Em cada subsistema é verificada a densidade modal o que torna o método mais eficiente, diminuindo o tempo de processamento quando comparado com os tradicionais métodos determinísticos (Elementos finitos e Elementos de Contorno). Por se basear na média e variância e ter como base para metodologia a densidade modal dos subsistemas, o método SEA mostra-se mais eficiente em altas freqüências, onde se observa uma diminuição da variância dos dados com o aumento da freqüência, aumentando a confiabilidade deste método para altas freqüências (ver Figura 1). A redução da variância ocorre devido à superposição de modos.

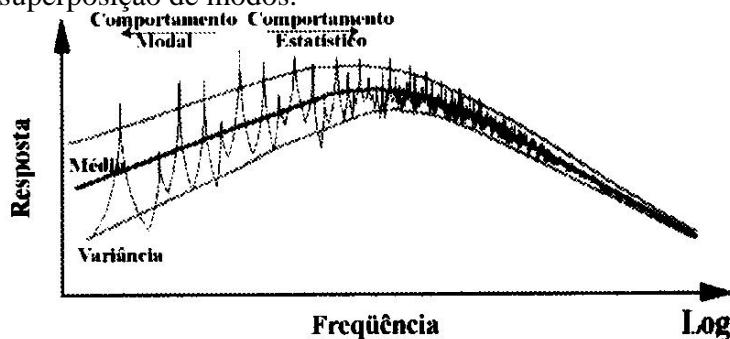


Figura 1 : Resposta da Análise Estatística de Energia.

### 2.1.1. Procedimentos SEA

Um problema de SEA possui três passos a serem analisados:

1. Definir o modelo do sistema;
2. Avaliar os parâmetros do modelo;
3. Avaliar as variáveis de resposta.

Desta maneira, a técnica SEA permite a substituição de um sistema de muito ressonante por uns poucos graus de liberdade (ver Figura 3), o que torna o método mais rápido do que os métodos determinísticos. A técnica SEA baseia-se no fluxo de energia envolvendo os subsistemas, onde se verifica o balanço de energia,

$$\Pi_{in} = \Pi_{out} + \Pi_{diss} \quad (1)$$

onde,  $\Pi_{in}$  corresponde ao fluxo de entrada de energia no subsistema,  $\Pi_{out}$  corresponde ao fluxo transmitido e  $\Pi_{diss}$ , ao fluxo dissipado.

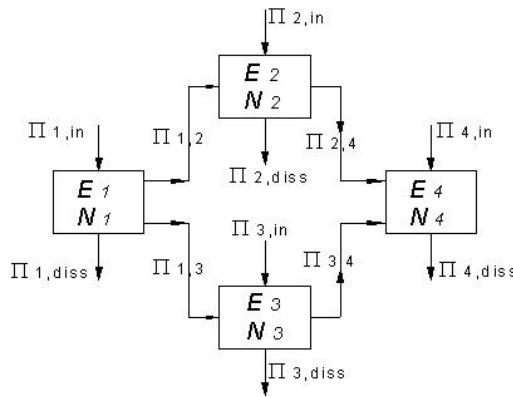


Figura 2: Fluxo de Energia para um sistema SEA de quatro graus de liberdade

A energia dissipada ( $\Pi_{diss}$ ) de cada subsistema corresponde à energia perdida e depende da quantidade de energia armazenada em cada subsistema. Este termo referente à dissipação de energia dos subsistemas é caracterizado pelo fator de perda por amortecimento e é mensurado pela equação (2).

$$\Pi_{diss} = 2\pi f n_1 E_1 \quad (2)$$

onde,  $E_1$  : Energia dinâmica total de um sistema;  $f$  : Freqüência (Hz);  $n_1$  : Fator de perda por amortecimento, que pode ser verificado experimentalmente ou numericamente.

O cálculo da energia transferida utiliza à média quadrática da velocidade (rms),

$$E = m \langle V^2 \rangle \quad (3)$$

ou a pressão média quadrática (rms),

$$E = \frac{v}{\rho c^2} \langle p^2 \rangle \quad (4)$$

onde;  $\langle V^2 \rangle$ : Velocidade rms;  $v$  : volume;  $\langle p^2 \rangle$  : Pressão sonora rms.

A energia transmitida ( $\Pi_{out}$ ) corresponde à razão de troca de energia entre dois subsistemas. A energia transmitida entre o subsistema i e o subsistema j ( $\Pi_{i,j}$ ) é caracterizada pelos fatores de perda por acoplamento entre os subsistemas. A equação (5) descreve o fluxo de energia, que é proporcional à energia interna do sistema,

$$\Pi_{i,j} = 2\pi \Delta f \beta_{ij} (\varepsilon_i - \varepsilon_j) \quad (5)$$

onde,  $\varepsilon_i$  e  $\varepsilon_j$  : Energia por modo ( $\varepsilon = \frac{E}{N}$ );  $N$  : Número de modos;  $\Delta f$  : Banda de freqüência;  $\beta_{ji}$  : Fator de acoplamento entre o sistema j e o sistema i, que pode ser identificado de maneira experimental ou numérica. Substituindo  $\varepsilon_i$  e  $\varepsilon_j$  na equação acima:

$$\Pi_{i,j} = 2\pi f (\eta_{ij} E_j - \eta_{ji} E_i) \quad (6)$$

Obtendo-se também a relação de reciprocidade:

$$\eta_{ij} n_i = \eta_{ji} n_j \quad (7)$$

Assim, a equação do fluxo de energia para o subsistema i e j, correspondem a:

$$\Pi_{i,in} = \Pi_{i,diss} + \Pi_{i,j} = 2\pi f (\eta_i + \eta_{ij}) E_i - 2\pi f \eta_{ji} E_j \quad (8)$$

Na forma matricial, visando a utilização em um sistema mais complexo, tem-se:

$$[A] \left\{ \frac{E}{N} \right\} = \Pi_{in} \quad (9)$$

[A] matriz simétrica com fatores de amortecimento e acoplamento;  $\left\{ \frac{E}{N} \right\}$ , energia modal.

### 3. MODELAGEM SEA

A seção da fuselagem onde se localiza a fixação da asa é modelada. Esta seção foi escolhida pelo fato de ser considerada crítica tanto para análise quanto para tratamento do ruído. Isto, por se tratar de uma região afetada pelas duas principais fontes de ruído: a camada limite turbulenta e o motor. O modelo estrutural, assim como dos materiais para

tratamento do ruído e vibração, cavidades acústicas e das fontes de excitação, são construídos. A geração de modelos de características diferentes proporciona uma comparação para a verificação da eficácia dos tipos de materiais utilizados em relação ao modelo sem tratamento para diferentes faixas de frequência e fontes de excitação. O modelo analisado permite um estudo do fluxo de energia sonora através dos subsistemas e possibilita uma melhor distribuição do material ao longo da estrutura.

### 3.1. Modelagem Estrutural

A estrutura de aeronave se divide, basicamente, em piso e fuselagem, como ilustra a Figura 3. Neste trabalho, as janelas são desconsideradas, apesar destas influenciarem ligeiramente no resultado final, devendo ser consideradas nos próximos estudos.

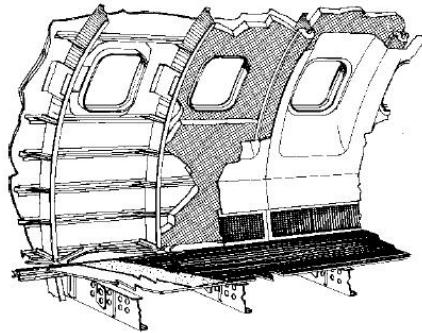


Figura 3: Ilustração de uma fuselagem

As modelagens do piso e da fuselagem são feitas separadamente, já que são subsistemas distintos. Na modelagem do piso da aeronave leva-se em consideração a placa plana, reforçadores e material visco-elástico. Já para modelagem da fuselagem, além dos elementos descritos para a modelagem do piso, encontram-se outros elementos, como placas, janelas, reforçadores, cavernas e material de controle acústico. As placas, tanto do piso quanto da fuselagem, são modeladas como placas tipo “ribbed”, contidas no programa AutoSEA 2. Este tipo de placa é utilizado para esta modelagem por possibilitar a inclusão das cavernas e dos reforçadores no modelo, junto com suas características estruturais, como geometria e propriedades dos materiais. A Figura 4 ilustra este subsistema.

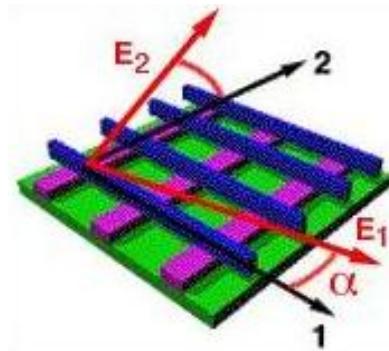


Figura 4 : Placa tipo “ribbed”

Os reforçadores são vigas de alumínio de perfil Z e distantes em 20 mm entre si. As cavernas também de alumínio são de perfil U e mais espaçadas - 30 mm. As placas de alumínio possuem uma espessura de 1,8 mm.

### 3.2.Tratamento acústico

O tratamento acústico está aplicado à fuselagem da aeronave no segundo modelo simulado com o objetivo de verificar a influência da sua aplicação para a redução do nível de ruído interno. Abaixo, descrevem-se as características dos materiais utilizados na proteção.

#### Primeira camada: “Light Glass Wool”

Densidade: 16 Kg/m<sup>3</sup>  
 Resistência ao fluxo: 9000 Kg/(m<sup>3</sup> s)  
 Porosidade: 0.99  
 Tortuosidade: 1  
 Viscosidade CI: 0.000192 m  
 Coeficiente térmico CI: 0.000384 m

#### Segunda camada: Borracha rígida

Densidade: 1100 Kg/m<sup>3</sup>  
 Módulo de Elasticidade (E): 2.3e+009 ksi  
 Módulo de Elasticidade Transversal (G): 7.72e+008 ksi  
 Coeficiente de Poisson (v): 0.4896

### 3.3.Cavidades Acústicas

As cavidades acústicas são determinadas segundo a posição dos reforçadores, cavernas, placas, que revestem a fuselagem, e o piso, e pelo tamanho da seção de fuselagem a ser analisada. Da mesma forma que a modelagem estrutural, as cavidades devem ser modeladas considerando o ambiente fluido em estudo, no caso, o ar.

Características	Valores
Viscosidade	1,5 e-005
Densidade	1,21(kg/m <sup>3</sup> )
Velocidade do som (c <sub>0</sub> )	343 m/s
Specific heats ratio	1,4

Tabela 1: Características do ar

A Figura 5 ilustra as cavidades acústicas, geradas no AutoSEA2.

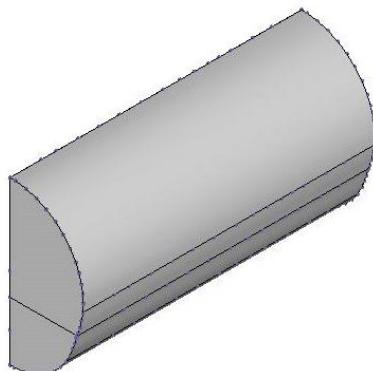


Figura 5: Cavidades Acústicas

### 3.4. Fonte de Excitação

A fonte de excitação está relacionada com as características aerodinâmicas e com os sistemas da aeronave. A fonte de excitação é modelada a partir da camada limite turbulenta (TBL) e do ruído oriundo do motor (“air-borne” e “structure-borne”). Outras fontes como o APU, a máquina de ar condicionado, o sistema hidráulico e os equipamentos elétricos, não são consideradas neste trabalho.

O motor que integra a aeronave apresenta potência entre 17 a 23 mil libras. Dados sobre o nível de pressão sonora (excitação “air-borne”), oriunda deste motor não são fornecidos pelo fabricante, tendo assim, que serem estimados. Para tal, foi adotada o modelo proposto pelo ESDU 98008, levando em consideração distância entre o motor e a fuselagem (3,62 metros) e o ângulo de incidência do ruído varia de 80 graus até 120 graus. Outros valores foram utilizados com dados de entrada para o programa ESDU 98008 que estão descritos na tabela 2, em faixas de terça de oitava.

Freqüência	dB
50	53.1
63	57.9
80	62.9
100	67.5
125	72.0
160	76.8
200	80.9
250	84.9
315	88.8
400	92.6
500	96.0
630	98.6

Freqüência	dB
800	101.5
1000	104.2
1250	105.6
1600	107.6
2000	109.3
2500	110.5
3150	111.6
4000	119.5
5000	113.2
6300	113.6
8000	114.9
10000	113.7

Tabela 2: Nível de excitação acústica gerada pelo motor

O motor também excita a estrutura da asa da aeronave que é transmite energia para a fuselagem (“structure-borne noise”). Esta excitação tem origem no deslocamento das pás do “fan” e do núcleo da turbina (N1 e N2), possuindo freqüências discretas.

A TBL é oriunda da perturbação do ar devido à presença da aeronave, que gera uma flutuação de pressão ao longo da aeronave. Esta variação de pressão é de tal intensidade que induz a formação de ruído interno na aeronave.

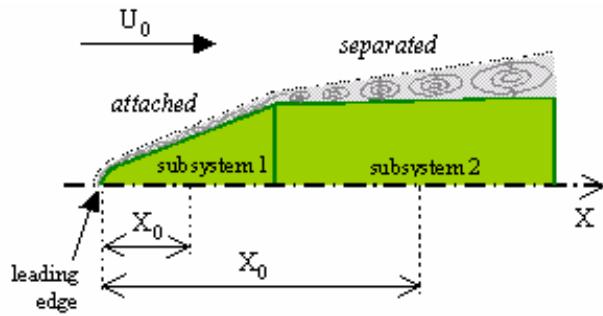


Figura 6: Camada limita turbulenta (TBL)

#### 4. RESULTADOS

Abaixo, são ilustrados os gráficos das respostas devido às excitações simuladas em análise, utilizando o software AutoSEA2. Os gráficos 1 e 2 ilustram o NPS global, em dBA, na cavidade superior e inferior da aeronave, respectivamente. Já o gráfico 3 mostra o NPS em terça de oitava. Nesta simulação, foi adotada a configuração estrutural básica da aeronave.

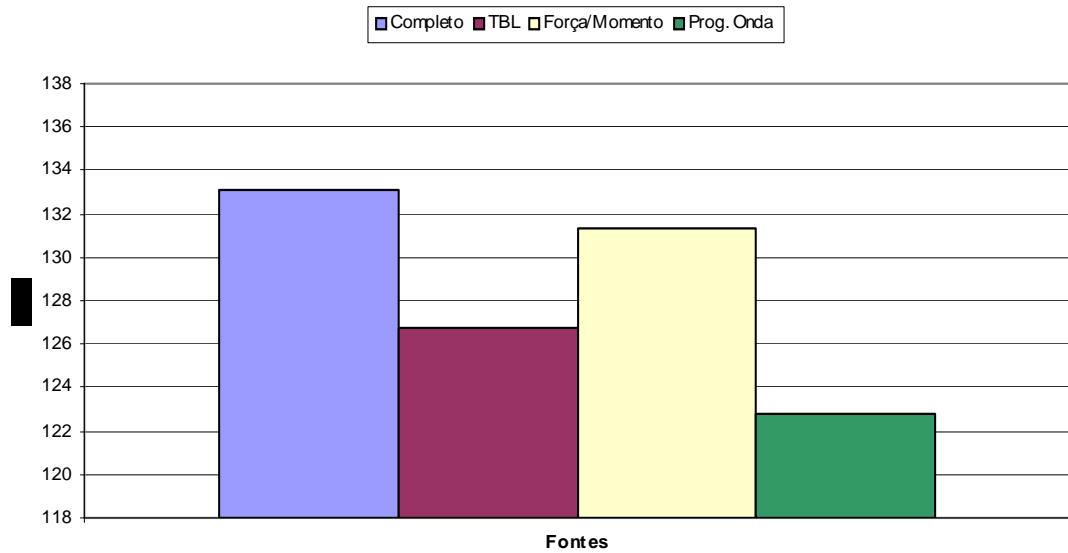


Gráfico 1 : NPS global na cavidade superior em função da fonte de excitação

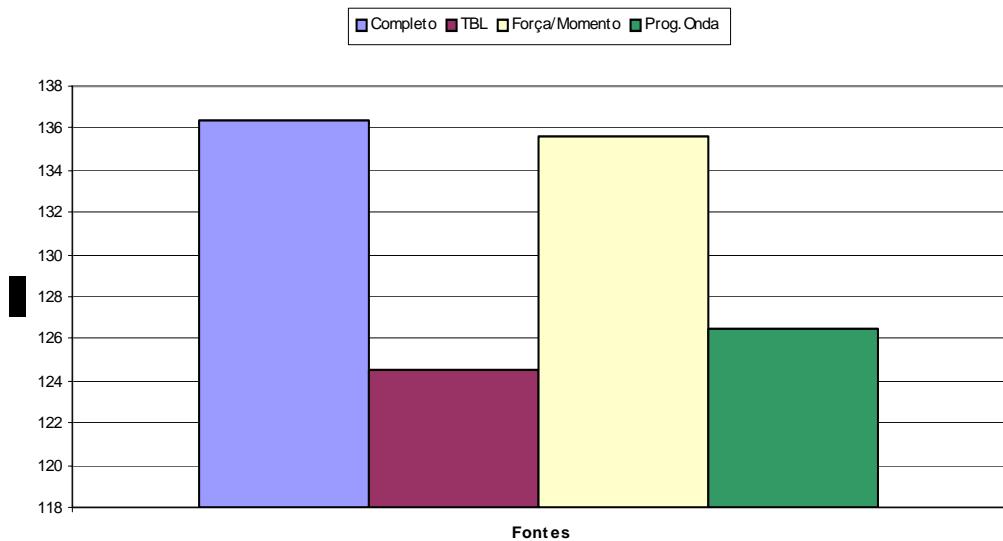


Gráfico 2 : NPS global na cavidade inferior em função da fonte de excitação

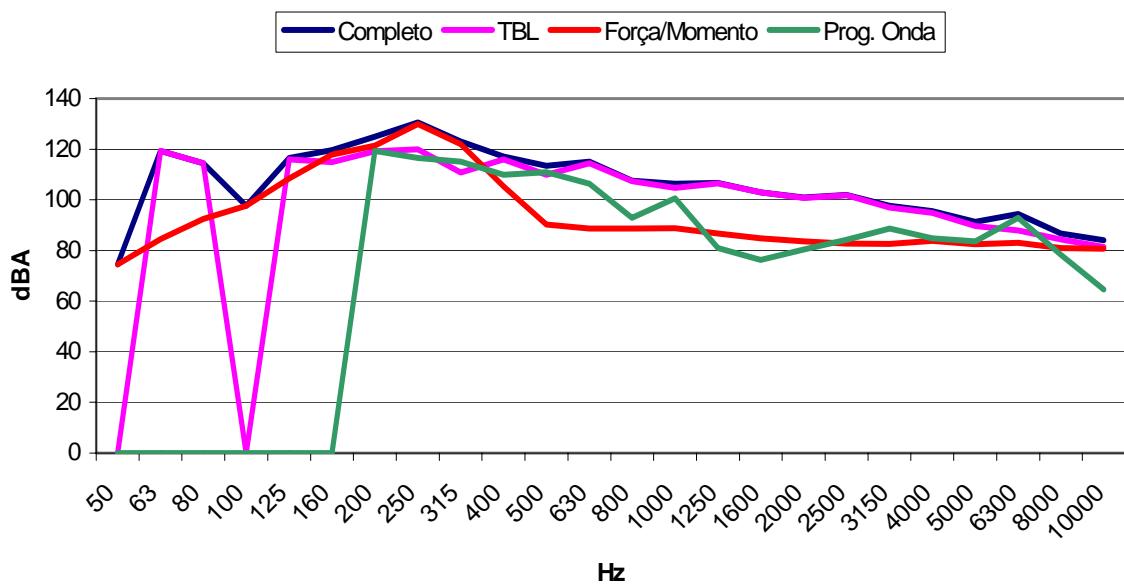


Gráfico 3 : NPS em 1/3 de Oitava na cavidade superior em função da fonte de excitação

## 5. COMENTÁRIOS

Observe nos gráficos 1 e 2 que a maior contribuição da excitação para o elevado nível de ruído deste modelo, é proveniente da vibração do motor (amarelo), tanto na cavidade superior quanto na inferior. Ou seja, na combinação de todas as excitações, o motor apresenta aproximadamente 132 dB(A) e 136 dB(A), para as cavidades superior e inferior, respectivamente. As parcelas referentes a TBL e a propagação da onda acústica,

apesar apresentarem valores inferiores, comparadas com os valores do motor, também devem ser consideradas, já que os níveis acima de 120 dBA são de significativa importância nas análises de sistemas vibroacústicos.

## 5. CONCLUSÕES

A técnica da SEA foi aplicada para a análise vibroacústica de uma estrutura aeronáutica, fornecendo resultados coerentes, com relativa facilidade de modelagem e eficiência computacional, mesmo nas análises em altas freqüências.

Para desenvolvimentos futuros, deve-se refinar o modelo vibroacústico, considerando as fontes de excitação negligenciadas, assim como as janelas e vidros que são partes estruturais da fuselagem de uma aeronave. Deve-se ainda determinar as características de materiais para isolamento vibroacústico e implementar no programa AutoSEA2, para análises de sensibilidades de diferentes modelos, considerando a interação fluido-estrutura.

## 6. REFERÊNCIAS

- 
- [1] Lyon e DeJong, Theory and Application of Statistical Energy Analysis, Second Edition, 1995.
  - [2] Pirk, R. & Góes, L.C.S., Introdução à Acústica Numérica, Notas de Aula, Brasil, 2003.
  - [3] Gerges, S.N.Y., Ruído – Fundamentos e Controle, 2<sup>a</sup> Edição, NR Editora, Brasil, 2000.
  - [4] Lyon, R.H. & DeJong, R.G., Theory and Application of Statistical Energy Analysis, Butterworth-Heinemann, Newton, 1995.
  - [5] ESDU 98008, Prediction of Noise Generated by Fans and Compressors in Turbojet and Turbofan Engines, ESDU International plc, London, April 1998.
  - [6] AutoSEA 2 User Guide, Vibro-Acoustic Sciences, Inc., Revision 4, August 2002.
  - [7] Help AutoSea, Vibro-Acoustic Sciences, Inc., Revision 4, August 2002