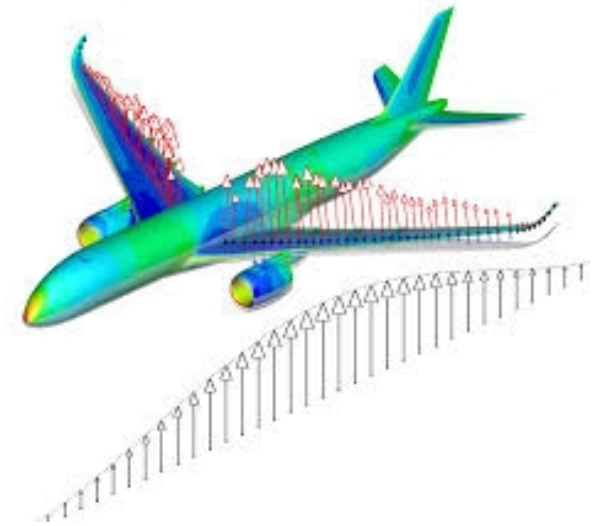


CARGAS DE RAJADA

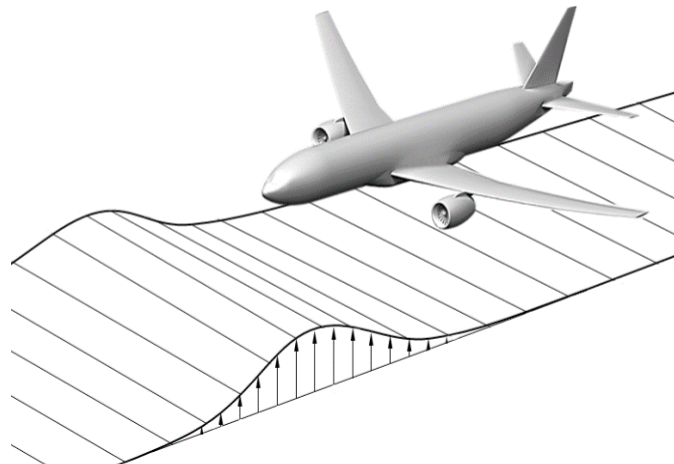
Importância e Aplicabilidade

- Para alguns componentes como Empenagem Vertical e segmentos da Fuselagem, as Cargas de Rajada constituem condição crítica de carregamento;
- Podem ter impacto importante nos Espectros de Carga para Fadiga (carregamento cíclico);
- Times dedicados ao cálculo de Cargas de Rajada nas grandes Empresas;
- Modelagem é complexa e baseada muitas vezes em dados Estatísticos e modelos Empíricos;
- Bons modelos são necessários para evitar excesso de conservadorismo → Otimização estrutural.

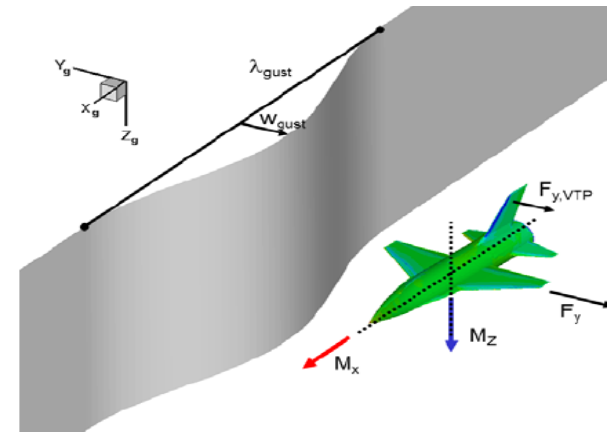


Introdução à Análise de Resposta à Rajada

- Antes de se calcular as Cargas de Rajada é necessário modelar o comportamento ou resposta da aeronave à Rajada;
- A partir da resposta da aeronave podem ser feitas análises de CFD para cálculo das Cargas Aerodinâmicas e com as acelerações podem ser obtidas as Cargas Inerciais;
- A aeronave pode passar por uma Rajada Vertical ou Lateral, tratadas normalmente de modo separado, embora algumas autoridades exijam Análise de Rajada Combinada (ex: CIS/IAC -Rússia).



Rajada Vertical



Rajada Lateral

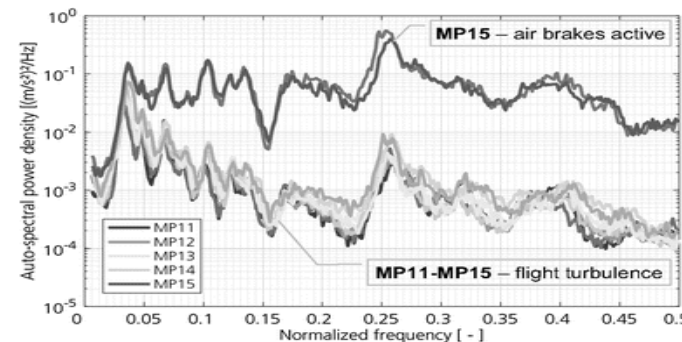
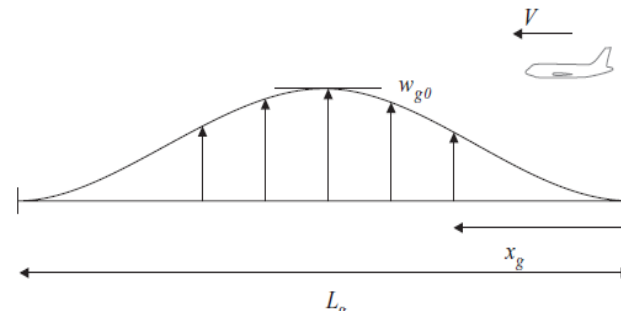
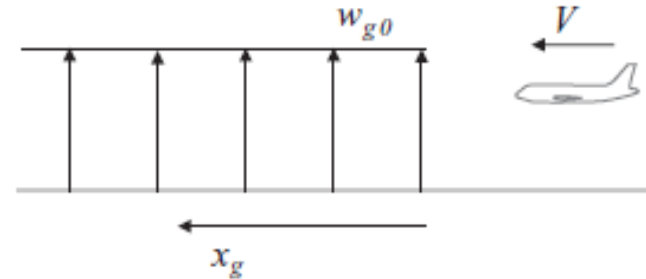
Modelos para Análise de Resposta à Rajada

Evolução dos Modelos

Sharp Edged Gust

Discrete Gust - 1-COS

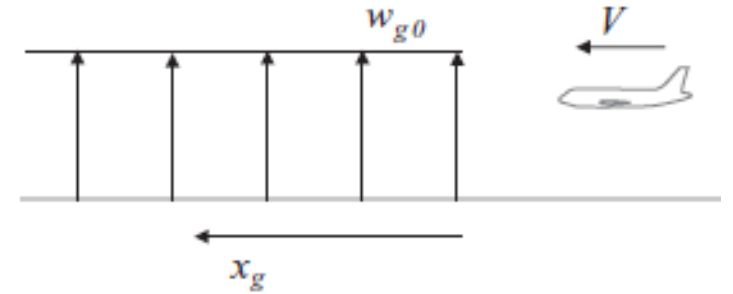
Continuous Turbulence



Domínio do Tempo

Domínio da Frequência

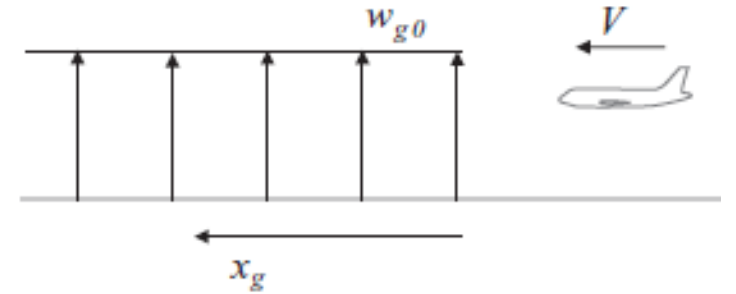
Sharp Edged Gust



Hipóteses Simplificadoras do Modelo

- Aeronave entra completamente na Rajada de modo instantâneo (Despreza-se o 'Gust Penetration Effect');
- Condição inicial: Voo reto nivelado;
- Aeronave com apenas um grau de liberdade: deslocamento vertical (Heave Motion);
- Aeronave Rígida;
- Aerodinâmica Quase-Estacionária.

Sharp Edged Gust



Perfil Uniforme de Velocidade

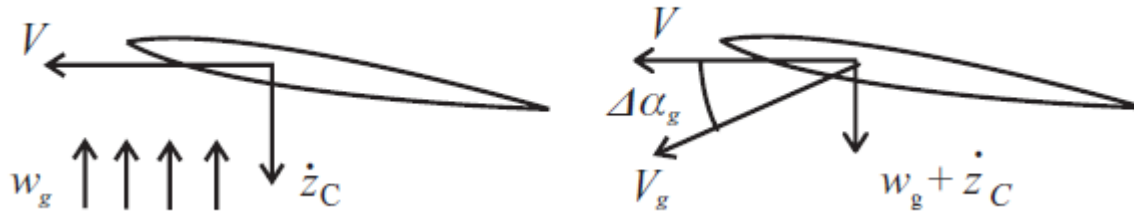
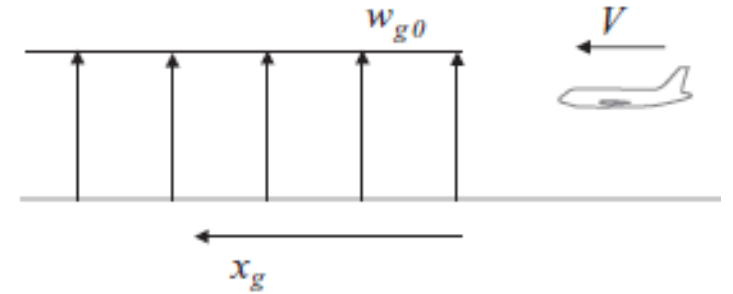
$$w_g(x_g) = \begin{cases} 0, & x_g < 0, \\ w_{g0}, & x_g \geq 0, \end{cases}$$

Wg = Velocidade de Rajada Instantânea;

$Wg0$ = Velocidade de Rajada de Projeto ou de Pico;

Sharp Edged Gust

Mudança de Incidência Devido à Rajada



$$\Delta\alpha_g \approx \frac{w_g + \dot{z}_c}{V}$$



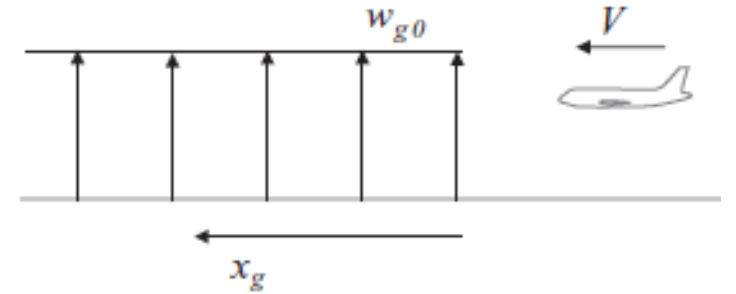
Varição Ângulo de Ataque
pela **Rajada** e **Resposta**
da Aeronave

W_g = Velocidade de Rajada Instantânea;

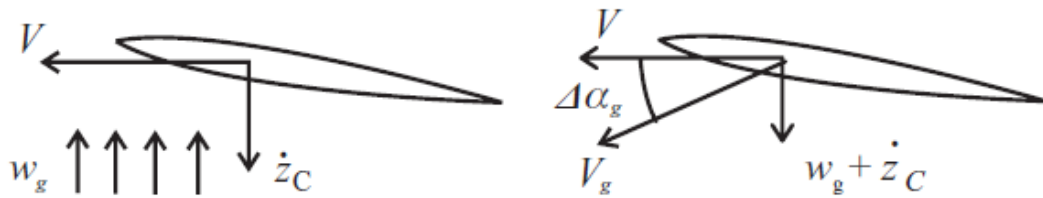
V = Velocidade de Voo (TAS);

\dot{z}_c = Velocidade Vertical da Aeronave em Reposta à Rajada (Z positivo para baixo).

Sharp Edged Gust



Incremento de Sustentação Devido à Rajada



$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wa} \left(\frac{w_g + \dot{z}_C}{V} \right) = \frac{1}{2} \rho V S_{wa} (w_g + \dot{z}_C)$$

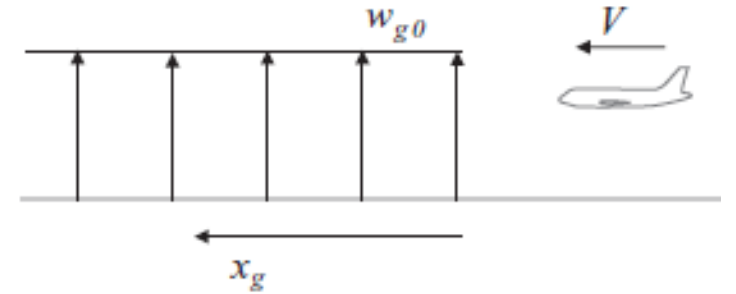
ΔL = Incremento de Sustentação Devido à Rajada;

ρ = Densidade do Ar;

S_w = Área da Asa;

a = Cl_a da Aeronave baseado na Área da Asa.

Sharp Edged Gust



Equação de Movimento para a Aeronave

$$m\ddot{z}_C = -\Delta L = -\frac{1}{2}\rho V S_{wa} (w_g + \dot{z}_C)$$

$$m\ddot{z}_C + \frac{1}{2}\rho V S_{wa}\dot{z}_C = -\frac{1}{2}\rho V S_{wa}w_g$$



$$\ddot{z}_C + \eta_g \dot{z}_C = -\eta_g w_g$$

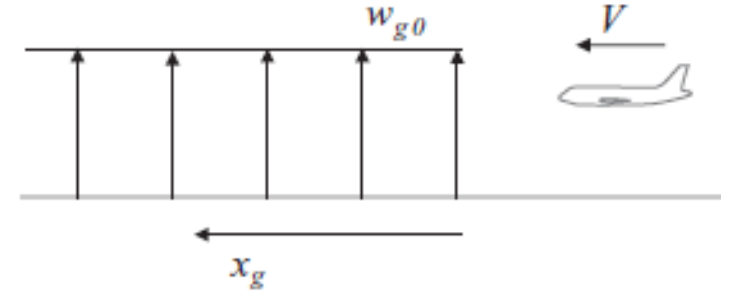
Condição Inicial: $z_C = \dot{z}_C = 0$

$$\eta_g = \rho V S_{wa} / (2m)$$

m = Massa da Aeronave;

\ddot{z}_C = Aceleração Vertical do CG da Aeronave em Resposta à Rajada (Z positivo Para Baixo);

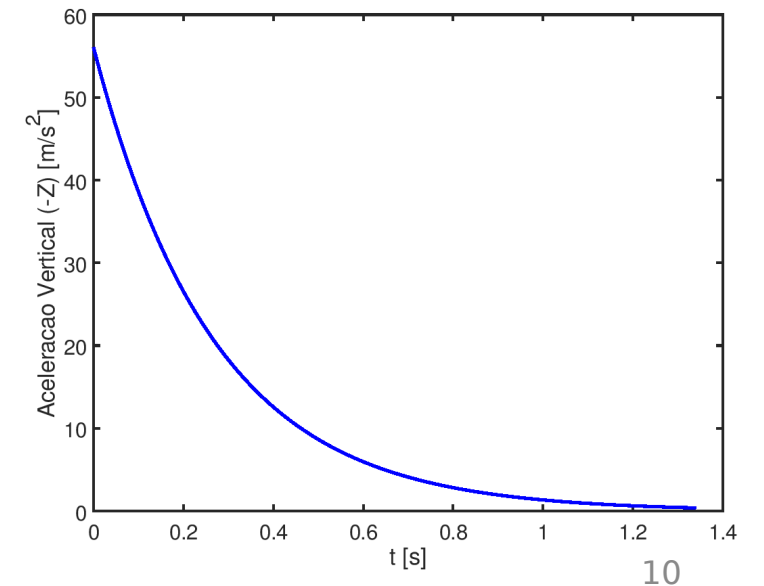
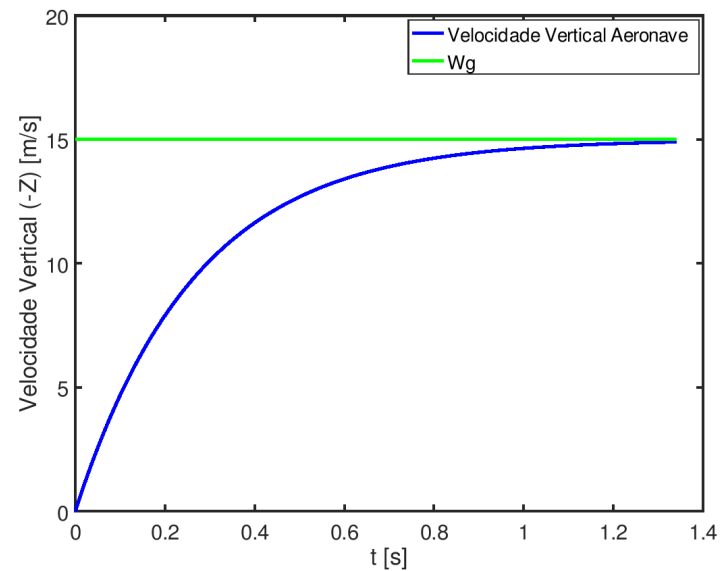
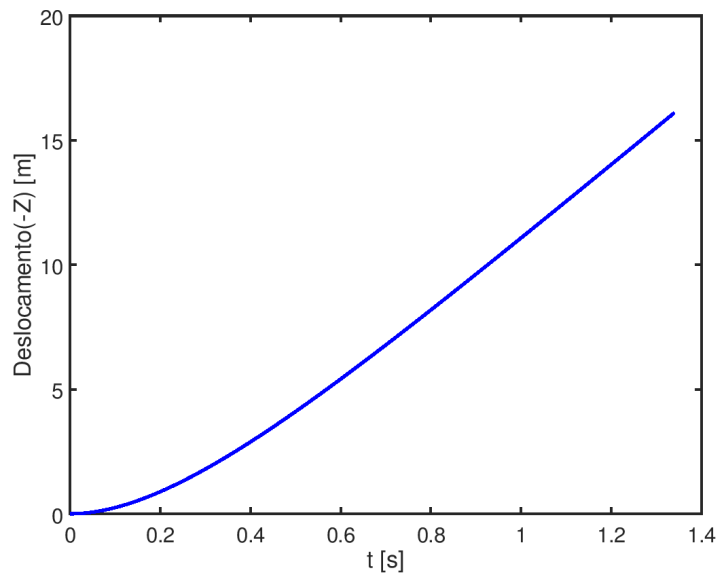
Sharp Edged Gust



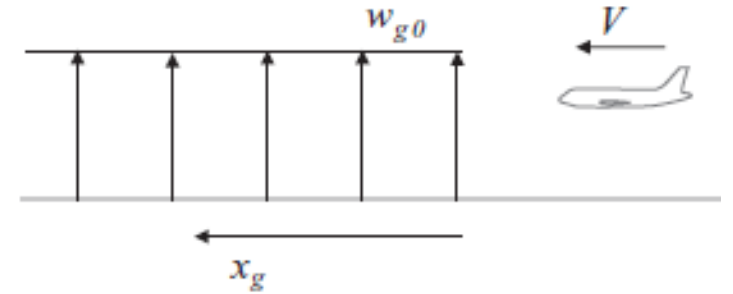
Solução da Equação de Movimento

$$z_C = \frac{1}{\eta_g} w_{g0} (1 - e^{-\eta_g t}) - w_{g0} t$$

$$\ddot{z}_C = -\eta_g w_{g0} e^{-\eta_g t}$$



Sharp Edged Gust



Incremento Fator de Carga Máximo

$$n = 1 + \frac{\Delta L}{W} = 1 + \Delta n = 1 - \frac{\ddot{z}_{C_{\max}}}{g} = 1 + \frac{\rho V w_{g0} a}{2W/S_W}$$

$$\Delta n = \frac{\rho V w_{g0} a}{2W/S_W}$$



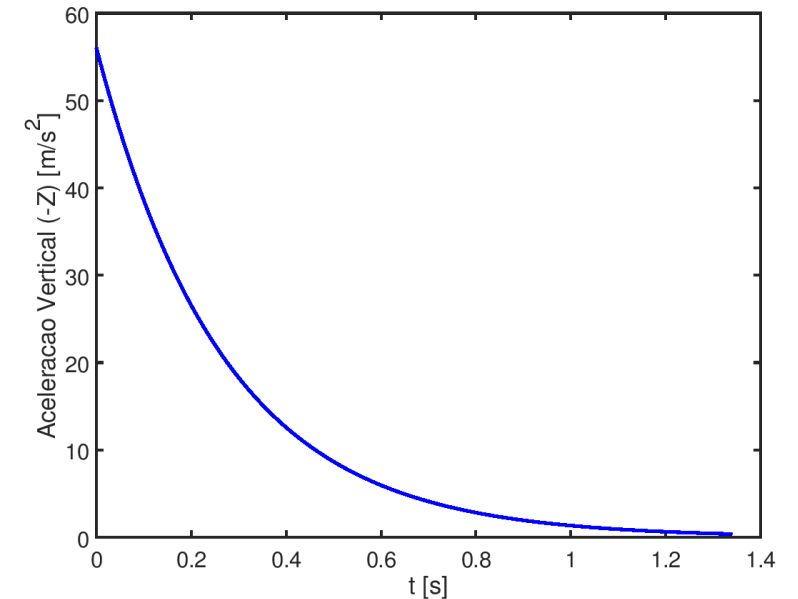
Usado no
FAR23

n = Fator de Carga (eixo $-Z$);

Δn = Incremento de Fator de Carga Devido à Rajada;

W = Peso da Aeronave.

Notar que máxima Aceleração (Fator de Carga) ocorre no instante inicial, quando a Aeronave encontra a Rajada, partindo da condição de voo reto nivelado ($n = 1$)



Fator de Alívio (Gust Alleviation Factor)

Modelo Sharp Edged Gust é bastante conservador:

- Perfil Uniforme de Velocidade
- Despreza efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária
- Despreza Efeito de Penetração na Rajada da Asa e da Empenagem (Gust Penetration Effect)

Pode ser aplicado um Fator de Alívio sobre o Incremento de Fator de Carga calculado pelo Modelo Sharp Edged Gust (Gust Alleviation Factor K_g)

$$\Delta n = K_g \frac{\rho V w_{g0} a}{2W/S_W}$$

$$K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

$$\mu_g = \frac{2m}{\rho a S_W c}$$

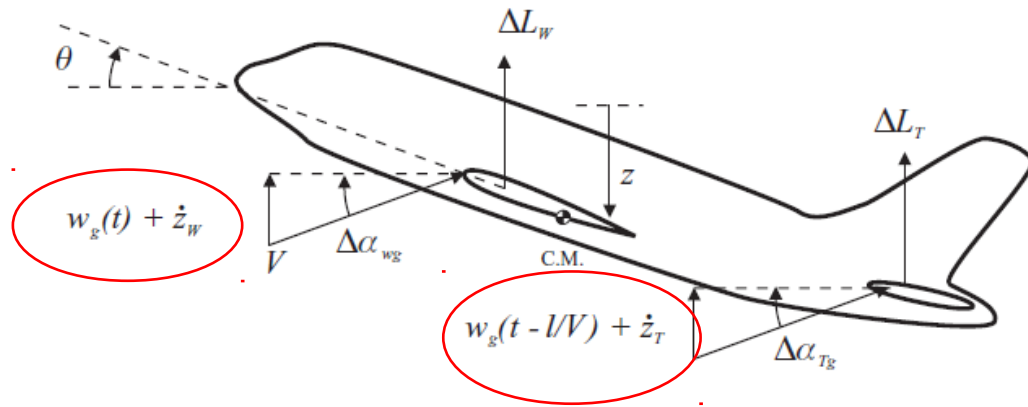
c = Corda da Asa.

Valores típicos de K_g :

0.7-0.8

Gust Penetration Effect

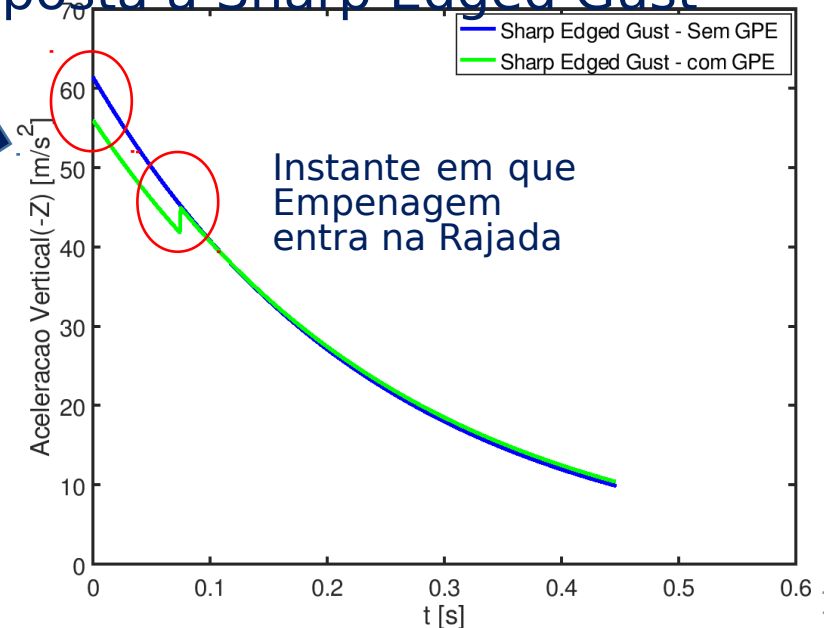
A Asa e a Empenagem entram na Rajada em momentos diferentes. Além disso, para um perfil Não-Uniforme de Velocidade de Rajada (ex '1-cos'), a velocidade da Rajada W_g na Asa e Empenagem será diferente em cada instante de tempo t . Para uma Asa enflechada uma análise similar pode ser aplicada.



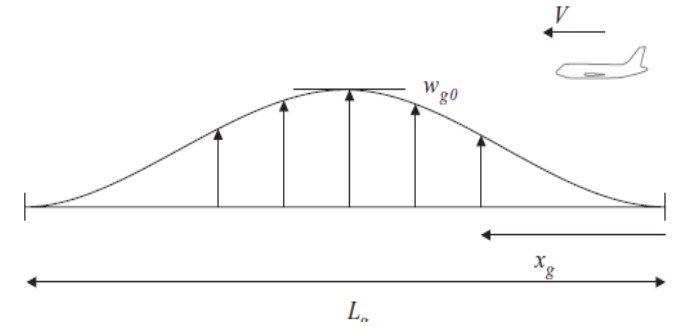
l = Distância Asa - Empenagem

Redução do Fator de Carga Máximo

Exemplo: Impacto do Gust Penetration Effect (GPE) na resposta à Sharp Edged Gust



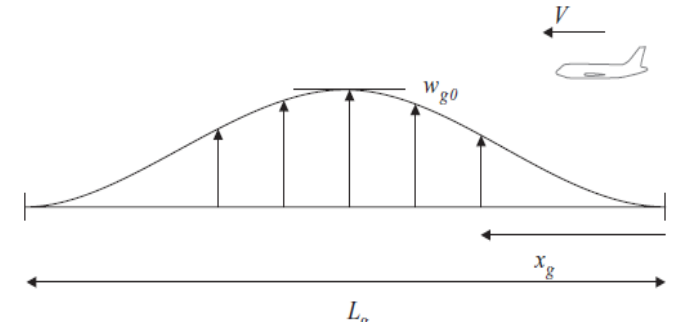
Discrete Gust - 1-cos



Hipóteses Simplificadoras do Modelo

- Leva em conta a diferença entre a Rajada atuante na Asa e na Empenagem (Gust Penetration Effect);
- Condição inicial: Voo reto nivelado;
- Aeronave com dois graus de liberdade: deslocamento vertical (Heave Motion) e giro em torno do Eixo Y (Pitch Motion);
- Aeronave Rígida;
- Aerodinâmica Quase-Estacionária.

Discrete Gust - 1-cos



Perfil 1-cos de Velocidade

$$w_g(t) = \frac{w_{g0}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi V}{L_g} t \right)$$

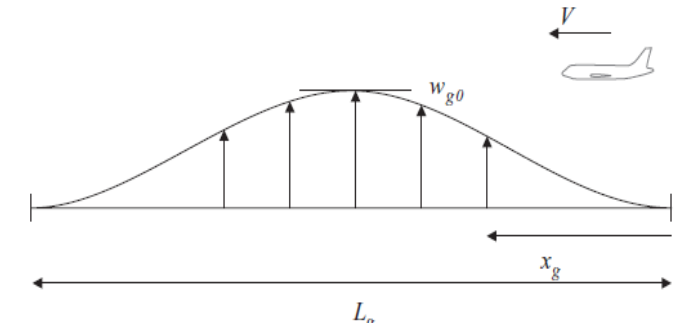
W_g = Velocidade de Rajada Instantânea;

W_{g0} = Velocidade de Rajada de Projeto ou de Pico;

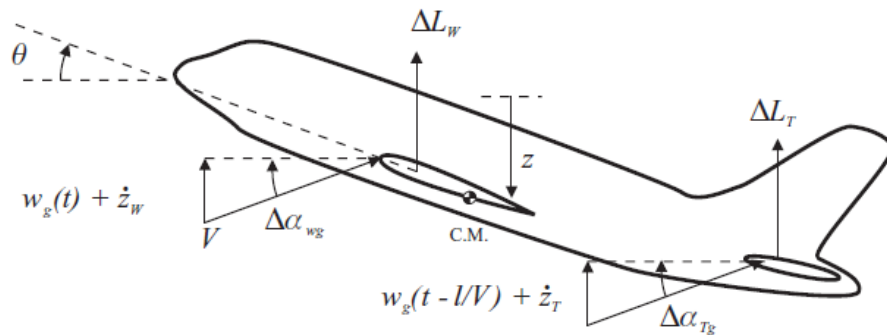
V = Velocidade de Voo (TAS);

L_g = Comprimento da Rajada.

Discrete Gust - 1-cos



Mudança de Incidência na Asa e Empenagem



$$\Delta\alpha_{Wg} = \frac{w_g(t) + \dot{z}_W}{V} + \theta$$

$$\Delta\alpha_{Tg} = \frac{w_g(t - l/V) + \dot{z}_T}{V} + \theta$$

Incidências Diferentes

Gust Penetration
Effect &
Movimento de
Pitch

$\Delta\alpha_W$ = Mudança de Incidência da Asa em Reposta à Rajada;

$\Delta\alpha_T$ = Mudança de Incidência da Empenagem em Reposta à Rajada;

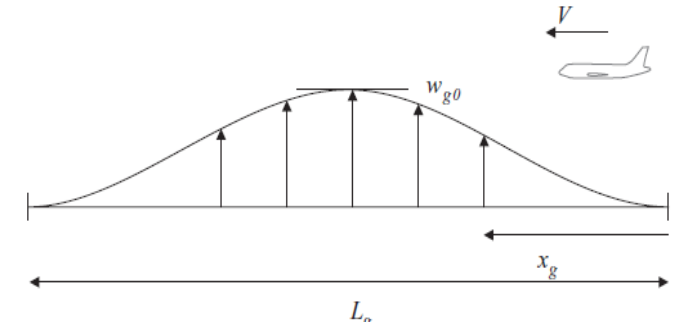
\dot{z}_W = Velocidade Vertical da Asa em Reposta à Rajada (Z positivo para baixo);

\dot{z}_T = Velocidade Vertical da Empenagem em Reposta à Rajada (Z positivo para baixo);

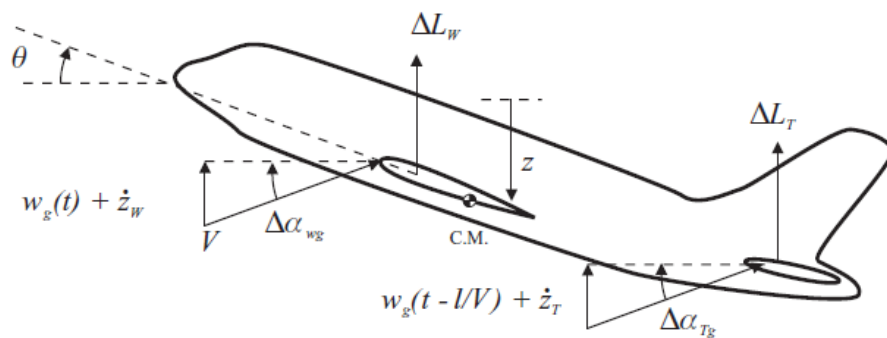
θ = Pitch (Positivo – Nariz para Cima);

l = Distância entre Asa e Empenagem.

Discrete Gust - 1-cos



Incremento de Sustentação na Asa e Empenagem



$$\dot{z}_W = \dot{z}_C - l_W \dot{\theta}$$

$$\dot{z}_T = \dot{z}_C + l_T \dot{\theta}$$

$$\Delta L_W = \frac{1}{2} \rho V^2 S_W a_W \left[\frac{w_g(t) + \dot{z}_C - l_W \dot{\theta}}{V} + \theta \right]$$

$$\Delta L_T = \frac{1}{2} \rho V^2 S_T a_T \left[\frac{w_g(t - l/V) + \dot{z}_C + l_T \dot{\theta}}{V} + \theta \right]$$

Atenção: Tem que incluir o efeito do **Downwash** da Asa na Empenagem.

$\Delta L_{W,T}$ = Incremento de Sustentação na Asa e Empenagem em Reposta à Rajada;

$S_{W,T}$ = Área da Asa e da Empenagem;

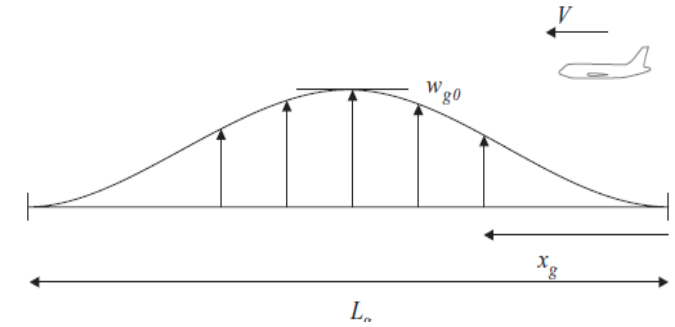
$a_{W,T}$ = Cla da Asa e da Empenagem;

$\dot{\theta}$ = Velocidade de Pitch em Reposta à Rajada (Positivo – Nariz para Cima);

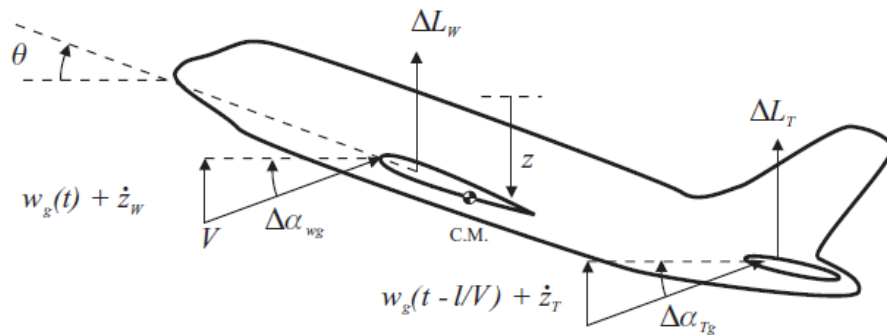
l_W = Distância do CA da Asa ao CG da Aeronave;

l_T = Distância do CG da Aeronave ao CA da Empenagem.

Discrete Gust - 1-cos



Equações de Movimento para a Aeronave



Forças

$$m\ddot{z}_C = -\Delta L_W - \Delta L_T$$

Momentos

$$I_y\ddot{\theta} = \Delta L_W l_W - \Delta L_T l_T$$

$\Delta L_{W,T}$ = Incremento de Sustentação na Asa e Empenagem em Reposta à Rajada;

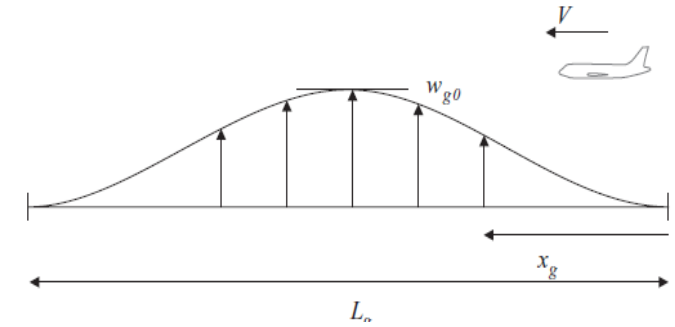
l_W = Distância do CA da Asa ao CG da Aeronave;

l_T = Distância do CG da Aeronave ao CA da Empenagem;

m = Massa da Aeronave; \ddot{z}_C = Aceleração Vertical do CG da Aeronave;

I_y = Momento de Inércia em torno do Eixo y; $\ddot{\theta}$ = Aceleração Angular em Pitch da Aeronave;

Discrete Gust - 1-cos



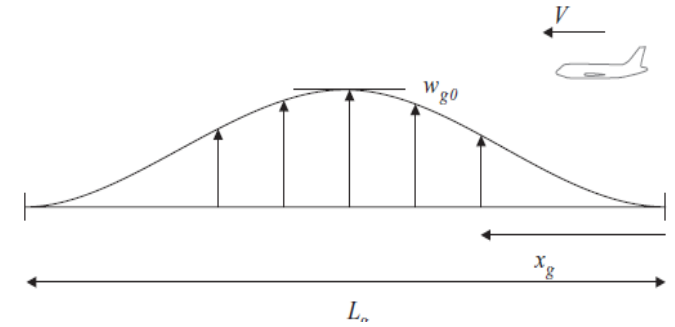
Equações de Movimento para a Aeronave

$$\begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I_y \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z}_C \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} -Z_z & -Z_q \\ -M_z & -M_q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z}_C \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha \\ 0 & -M_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z_C \\ \theta \end{Bmatrix} \\ = \begin{Bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \end{Bmatrix} w_g(t) + \begin{Bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \end{Bmatrix} w_g \left[\frac{t-l}{V} \right].$$

$$w_g(t) = \frac{w_{g0}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi V}{L_g} t \right)$$

Determinar as Derivadas Longitudinais baseando-se nos conceitos da **Dinâmica de Voo**

Discrete Gust - 1-cos



Equações de Movimento para a Aeronave

$$\begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I_y \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z}_C \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} -Z_z & -Z_q \\ -M_z & -M_q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z}_C \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha \\ 0 & -M_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z_C \\ \theta \end{Bmatrix} \\ = \begin{Bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \end{Bmatrix} w_g(t) + \begin{Bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \end{Bmatrix} w_g \left[\frac{t-l}{V} \right].$$

$$w_g(t) = \frac{w_{g0}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi V}{L_g} t \right)$$

Derivadas Longitudinais

$$Z_{gW} = -\frac{1}{2} \rho V S_W a_W$$

$$M_{gT} = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T l_T (1 - k_\varepsilon)$$

$$Z_{gT} = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T (1 - k_\varepsilon)$$

$$Z_\alpha = -\frac{1}{2} \rho V^2 [S_W a_W + S_T a_T (1 - k_\varepsilon)]$$

$$M_{gW} = \frac{1}{2} \rho V S_W a_W l_W$$

$$Z_q = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T l_T \quad M_q = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T l_T^2$$

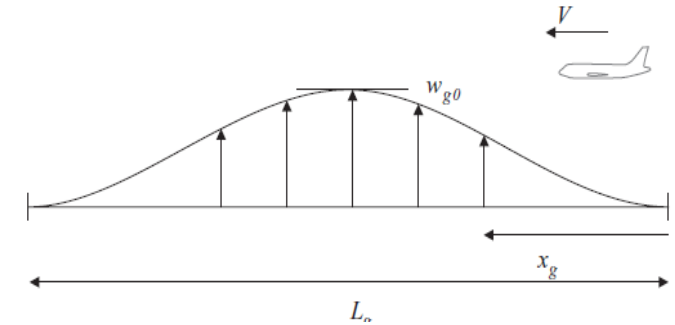
$K_\varepsilon = d\varepsilon/d\alpha$ Downwash da Asa na Empenagem

$$Z_z = -\frac{1}{2} \rho V [S_W a_W + S_T a_T (1 - k_\varepsilon)]$$

$$M_z = \frac{1}{2} \rho V (S_W a_W l_W - S_T a_T (1 - k_\varepsilon) l_T)$$

$$M_\alpha = \frac{1}{2} \rho V^2 [S_W a_W l_W - S_T a_T (1 - k_\varepsilon) l_T]$$

Discrete Gust - 1-cos



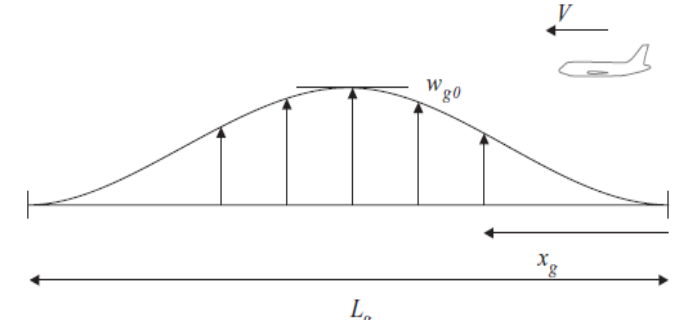
Equações de Movimento para a Aeronave

$$\begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I_y \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{z}_C \\ \ddot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} -Z_z & -Z_q \\ -M_z & -M_q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z}_C \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha \\ 0 & -M_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z_C \\ \theta \end{Bmatrix} \\ = \begin{Bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \end{Bmatrix} w_g(t) + \begin{Bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \end{Bmatrix} w_g \left[\frac{t-l}{V} \right].$$

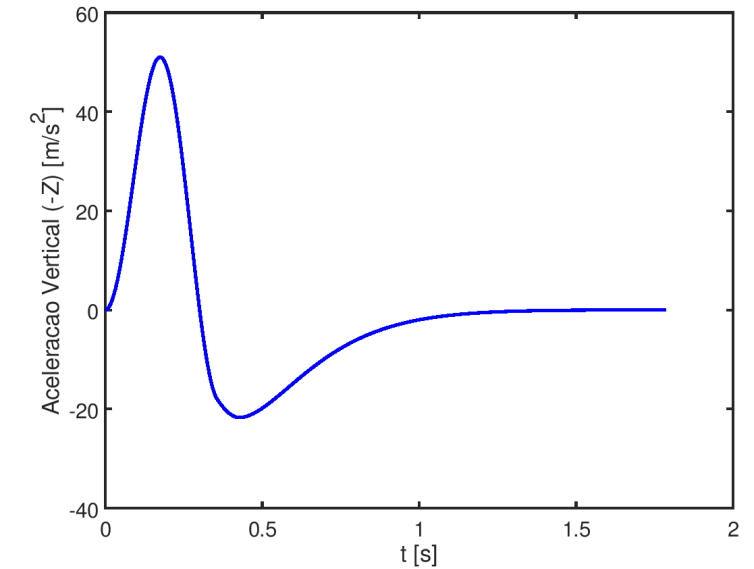
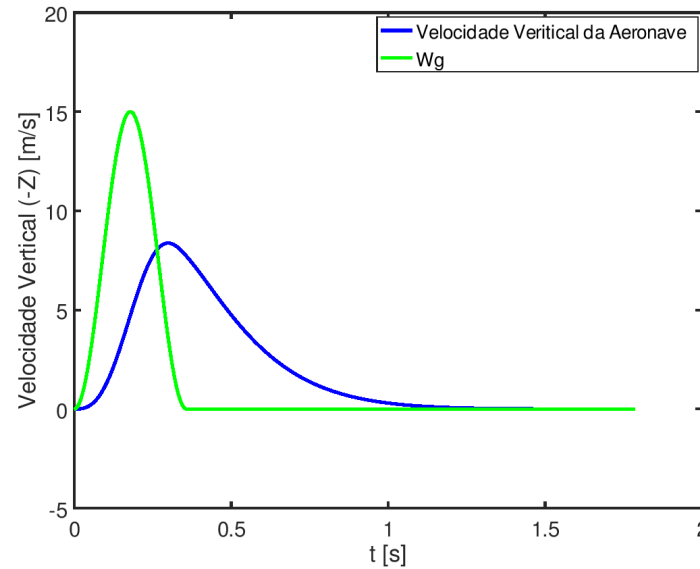
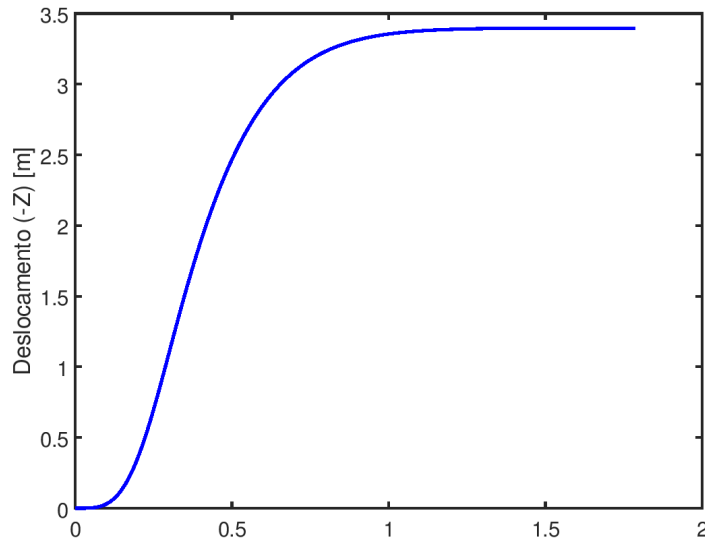
$$w_g(t) = \frac{w_{g0}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi V}{L_g} t \right)$$

A Equação de Movimento pode ser resolvida utilizando método numérico, como por exemplo, o **Método das Diferenças Finitas**

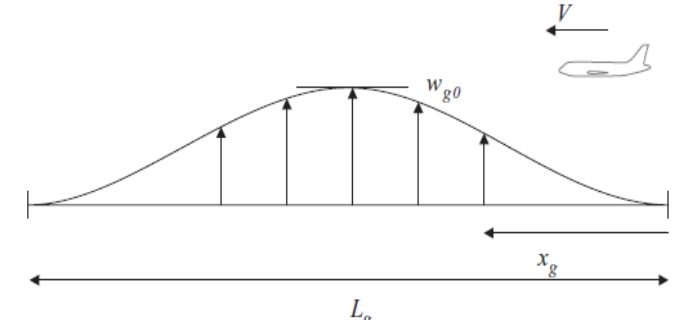
Discrete Gust - 1-cos



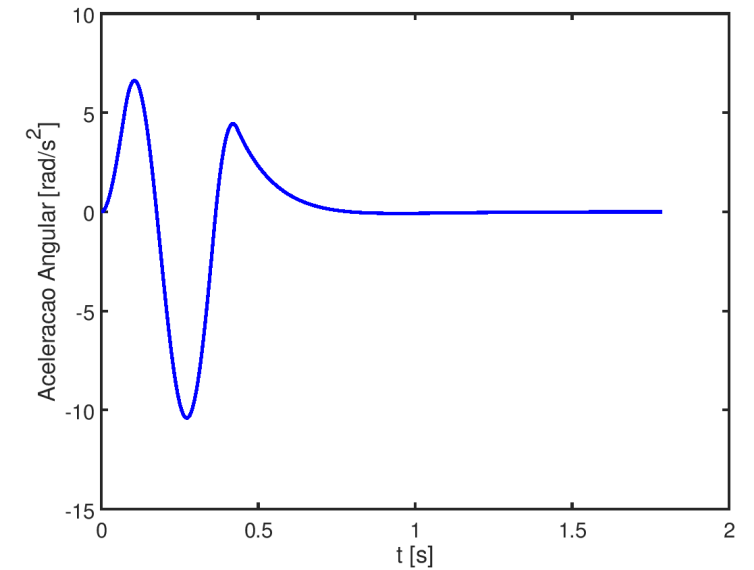
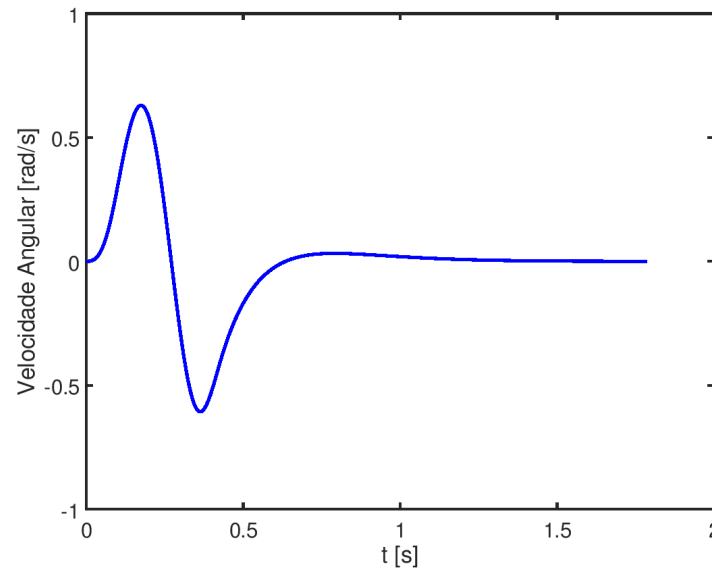
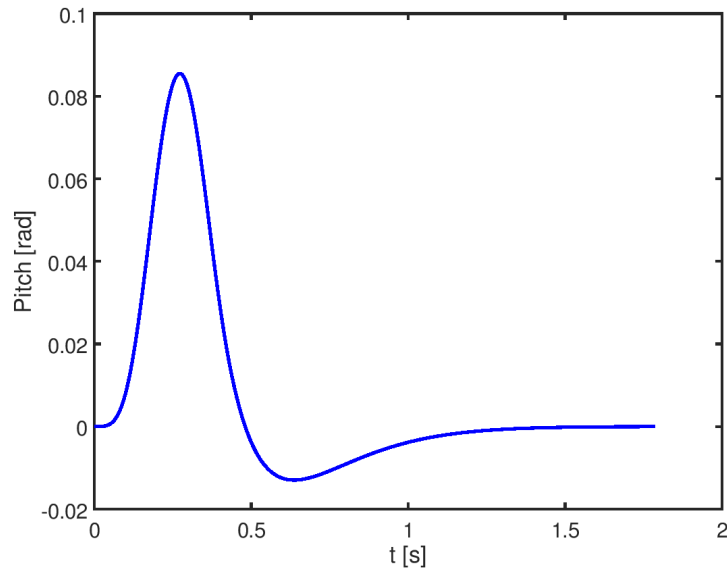
Exemplo de Solução da Equação de Movimento



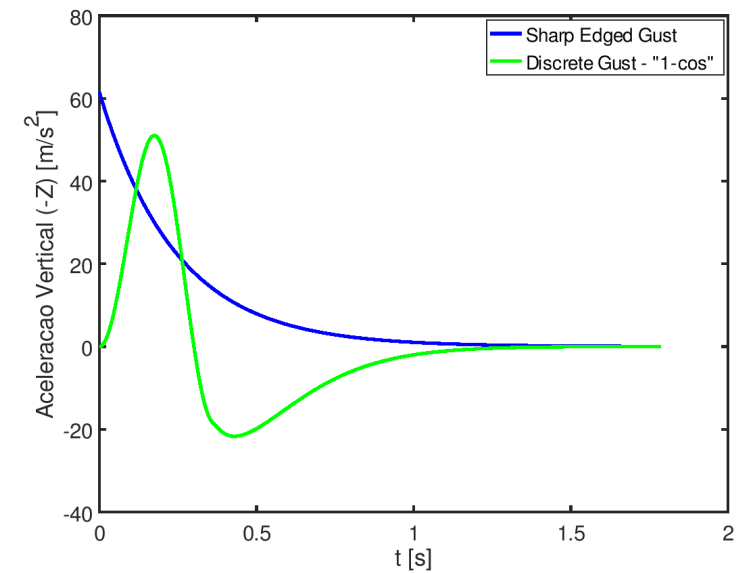
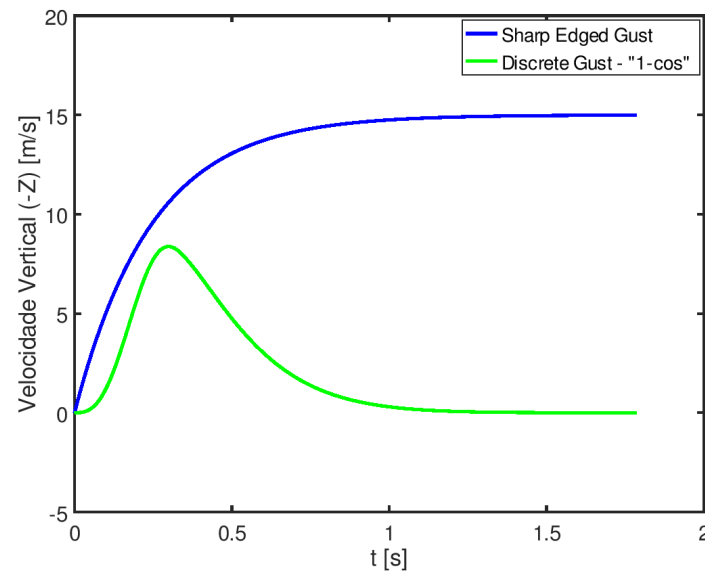
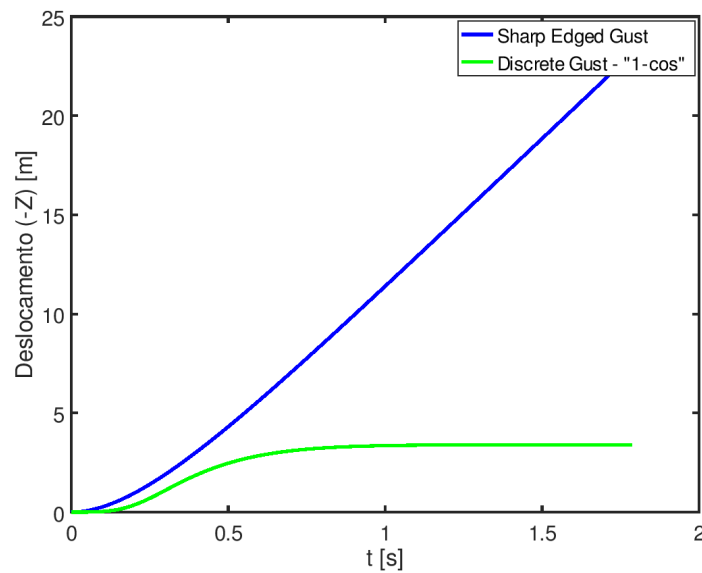
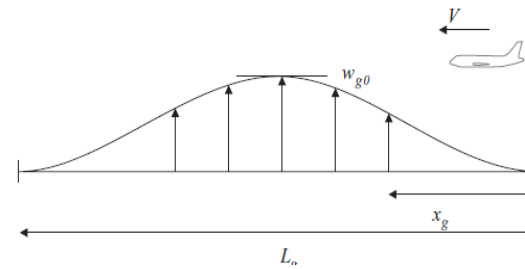
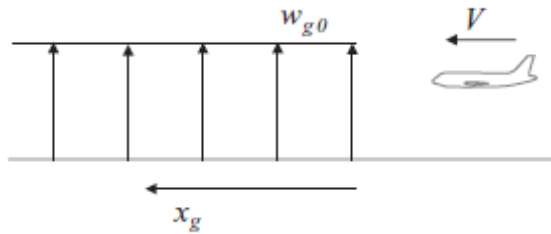
Discrete Gust - 1-cos



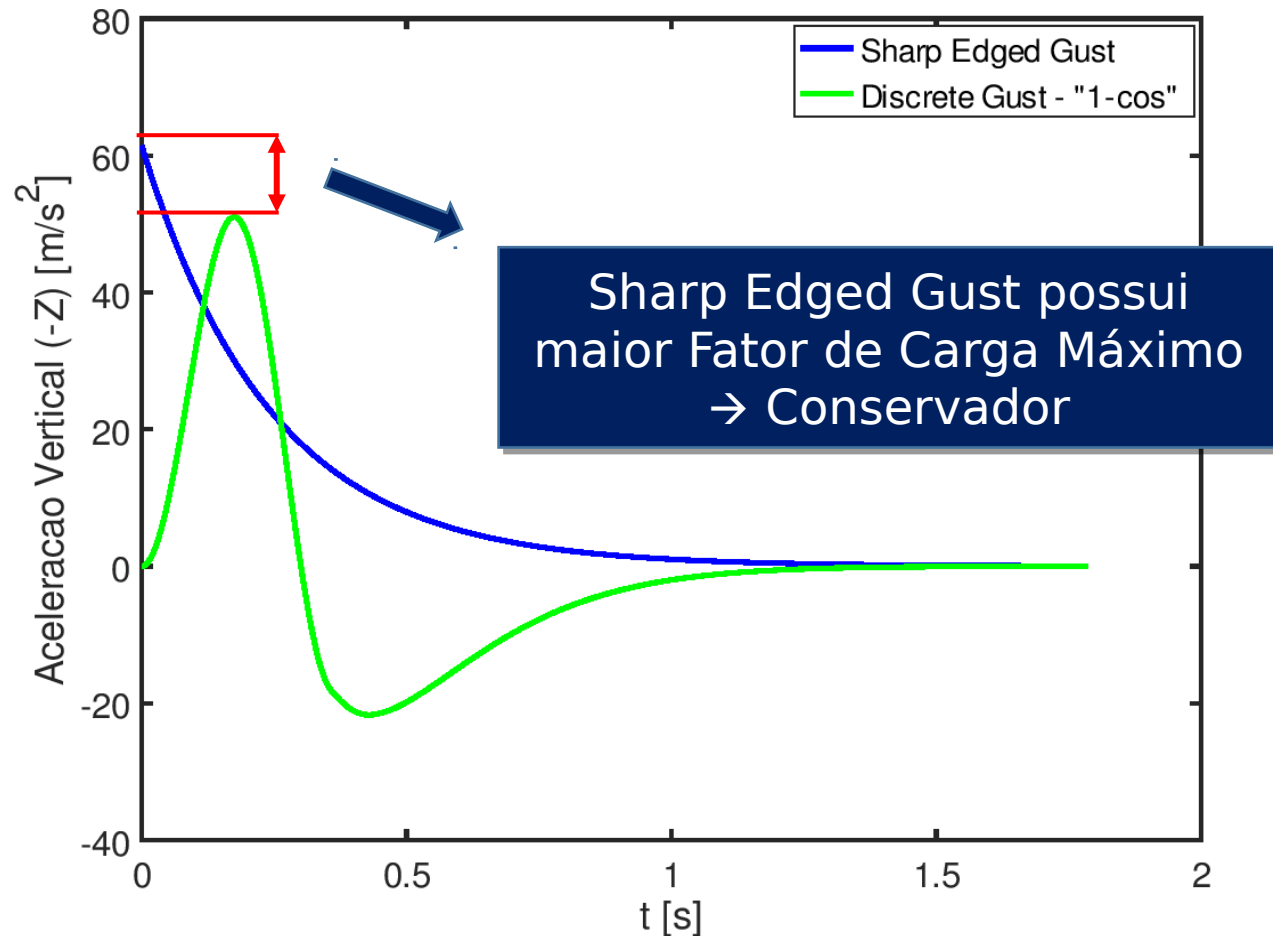
Exemplo de Solução da Equação de Movimento



Comparação entre Sharp Edged e Discrete Gust (1-cos)



Comparação entre Sharp Edged e Discrete Gust (1-cos)



Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

- Tanto o modelo de Sharp Edged quanto Discrete Gust (1-cos) apresentados consideram que a mudança de Sustentação devido à Rajada ou Resposta da Aeronave (\dot{Z}) ocorre de modo instantâneo. No entanto, na verdade existe um tempo finito entre a mudança de ângulo de incidência da superfície aerodinâmica e o estabelecimento de uma Sustentação proporcional à nova incidência;
- Vários modelos podem ser adotados para representar este efeito. No domínio da frequência pode-se utilizar a Função de Theodorsen enquanto para o domínio do tempo a Função de Wagner representa um bom modelo para a mudança de Sustentação em um aerofólio a partir de uma mudança de incidência do tipo degrau;
- A Função de Kussner modela a mudança de Sustentação ao longo do tempo quando o aerofólio é submetido a uma rajada do tipo Sharp Edged.

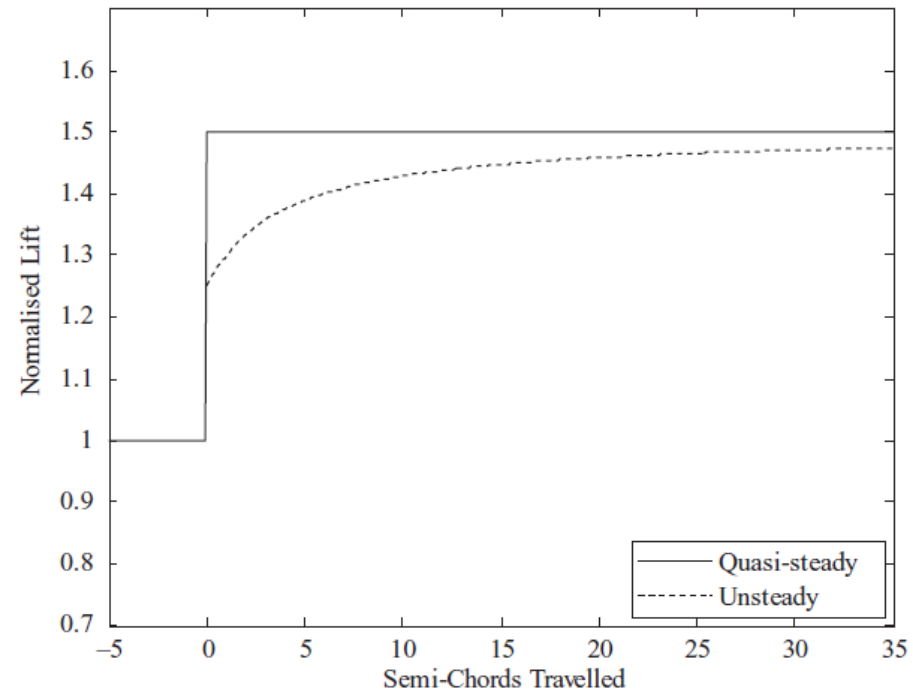
Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Função de Wagner $\Phi(\tau)$

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 c a_1 \Delta \alpha \Phi(\tau)$$

$$\Phi(\tau) = \frac{\tau + 2}{\tau + 4}$$

$$\tau = \frac{2V}{c} t$$



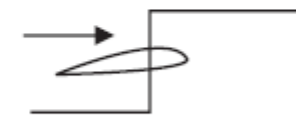
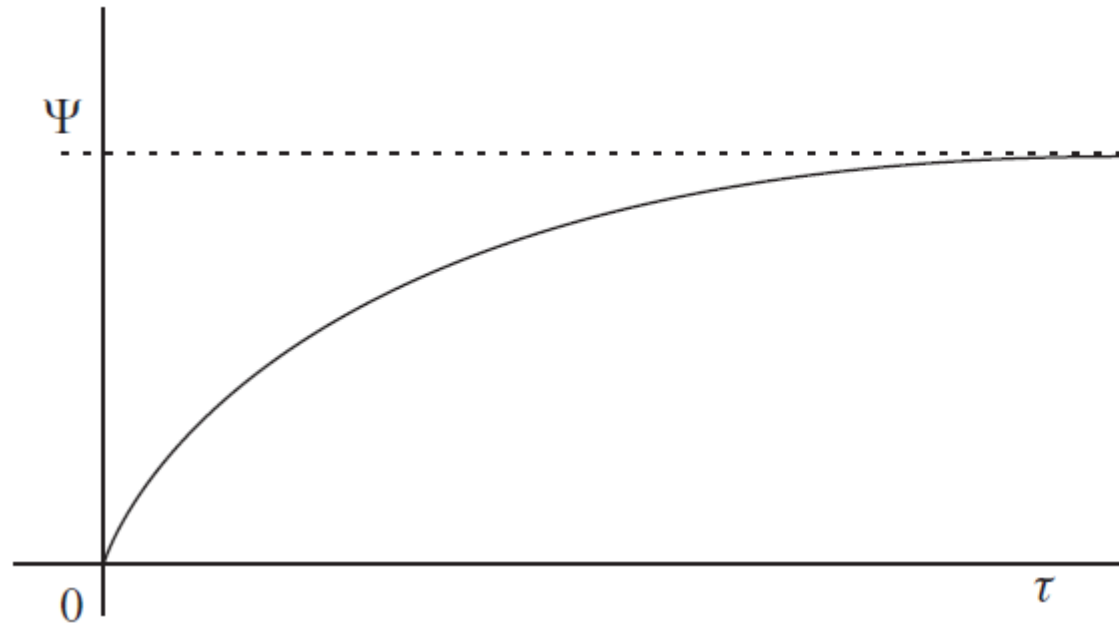
Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Função de Kussner $\Psi(t)$

$$\Delta L_{g \text{ Kussner}}(t) = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wa} \left(\frac{w_{g0}}{V} \right) \Psi(t)$$

$$\Psi(\tau) = \frac{\tau^2 + \tau}{\tau^2 + 2.82\tau + 0.80}$$

$$\tau = \frac{2V}{c} t$$



Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

- A Função de Wagner modela a mudança de sustentação ao longo do tempo para uma mudança de incidência do tipo Degrau. No entanto, a Resposta da Aeronave (\dot{Z}) não terá uma forma do tipo Degrau. Além disso, a Função de Kussner modela a Resposta a uma Rajada do tipo Sharp Edged, mas é necessário obter um modelo aplicável para outros perfis de Rajada, como por exemplo $1-\cos$;
- Pode-se então utilizar o conceito da Integral de Duhamel, que basicamente estabelece que, se resposta de um sistema à uma entrada do tipo Impulso é conhecida, então a resposta do sistema à uma entrada qualquer pode ser obtida pela soma (integral) das respostas a Impulsos de intensidade igual a da entrada desejada em cada instante de tempo;
- Uma vez que as funções de Wagner e Kussner modelam a resposta a uma entrada do tipo Degrau, então a derivada destas funções modelam a resposta a uma entrada tipo Impulso.

Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Aplicando portanto o conceito da Integral de Duhamel às funções de Wagner e Kussner tem-se:

$$\Delta L_{z \text{ Wagner}}(\tau) = \frac{1}{2} \rho V S_W a \frac{2V}{c} \int_{\tau_0=0}^{\tau} \frac{dz_C}{d\tau}(\tau_0) \Phi'(\tau - \tau_0) d\tau_0.$$

$$\Delta L_{g \text{ Kussner}}(\tau) = \frac{1}{2} \rho V S_W a \int_{\tau_0=0}^{\tau} w_g(\tau_0) \Psi'(\tau - \tau_0) d\tau_0$$

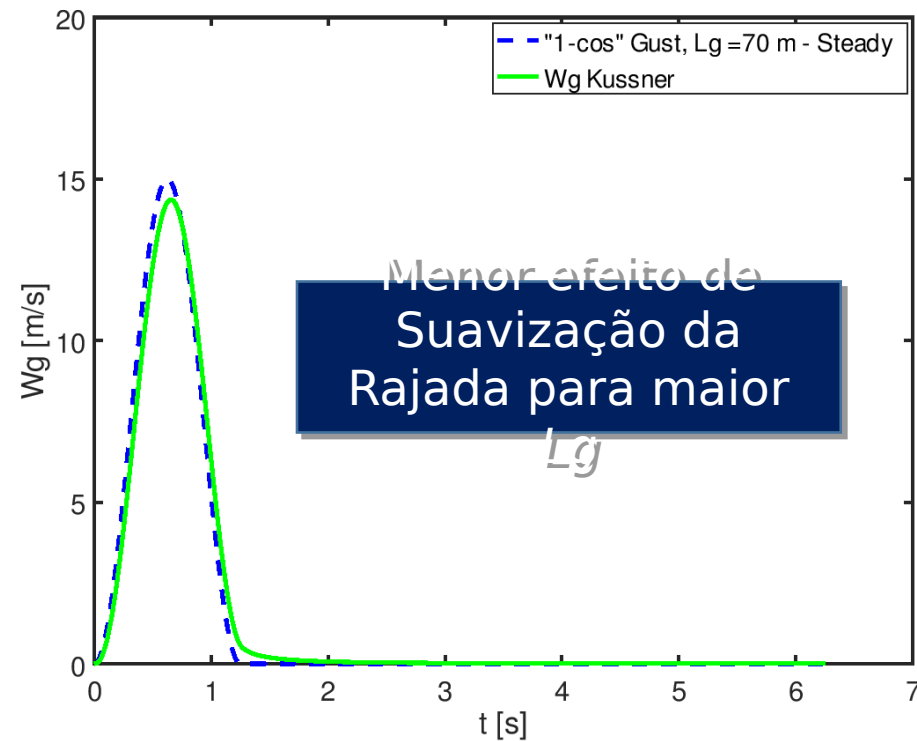
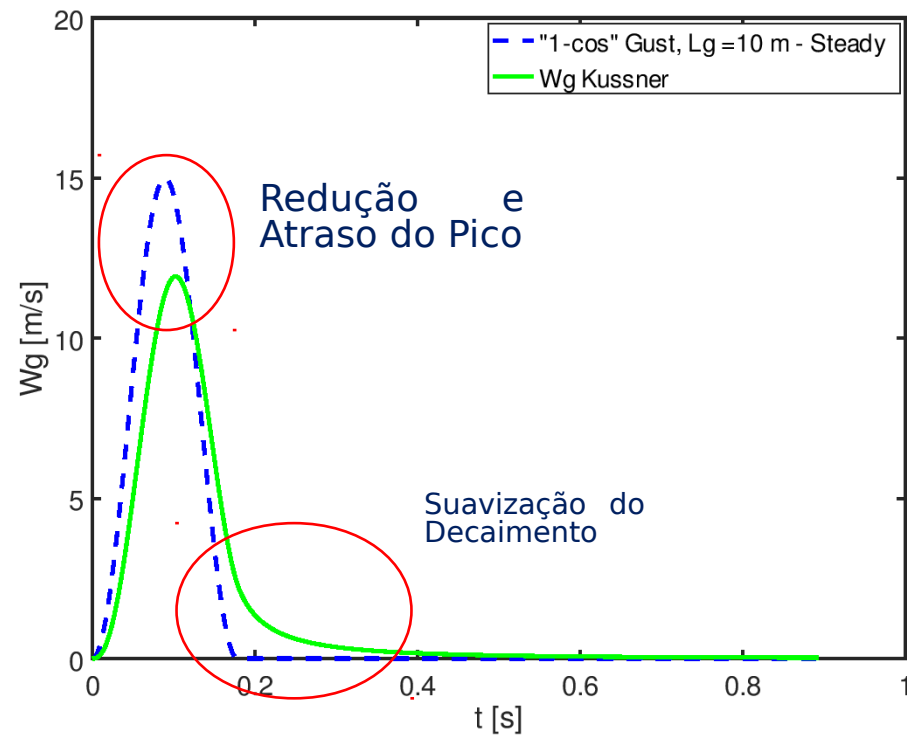
Observando a equação anterior pode-se obter uma Rajada Equivalente que aplicada às superfícies aerodinâmicas de modo Estacionário gera o mesmo incremento de $\Delta L_{g \text{ Kussner}}(\tau)$ Rajada original quando se leva em conta os

efeitos da não-estacionariedade

$$w_{g \text{ Kussner}}(\tau) = \int_{\tau_0=0}^{\tau} w_g(\tau_0) \Psi'(\tau - \tau_0) d\tau_0$$

Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Pode-se então calcular a Rajada Equivalente à uma Rajada do tipo 1-cos a partir da equação anterior. Vale notar que quanto maior o Comprimento da Rajada L_g



Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

A aplicação da Função de Wagner torna a solução da equação relativamente complexa. Desta forma, um método alternativo e menos conservador que os modelos anteriores que desprezam a Aerodinâmica Não-Estacionária, ^{w_g Kussner} utilizar os modelos Estacionários e aplicar como entrada a Rajada Equivalente ().

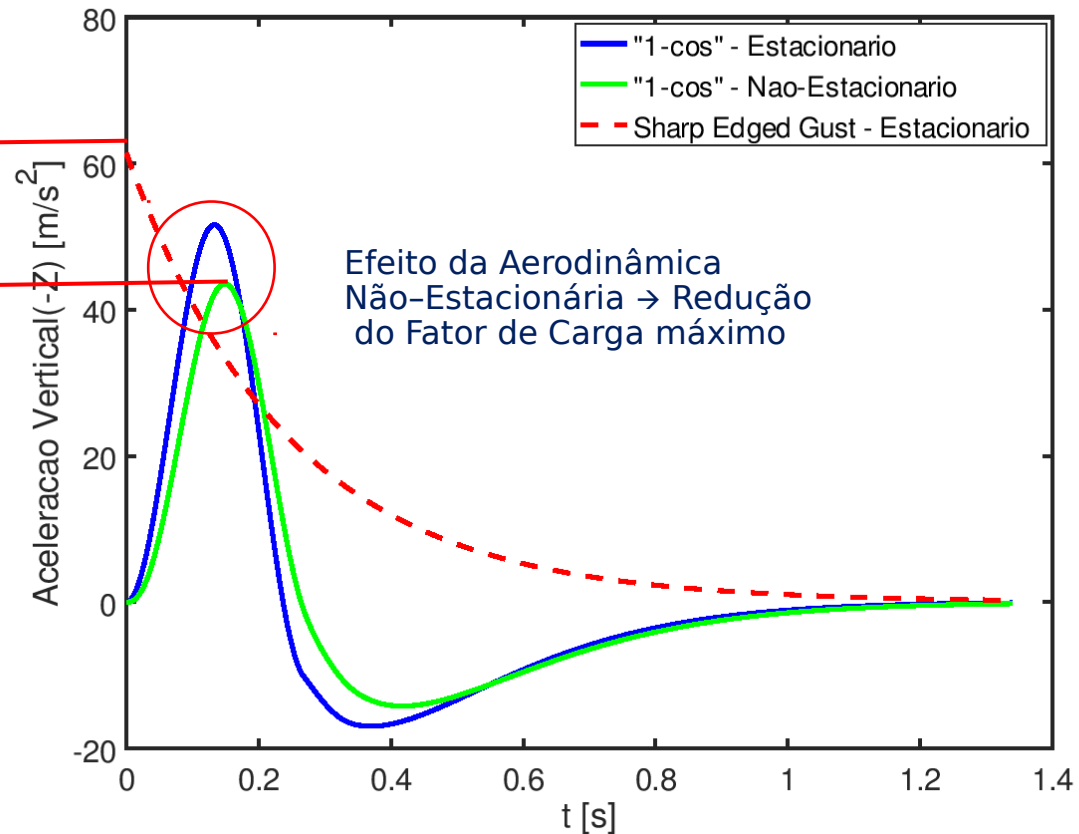
$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I_y \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{z}_C \\ \ddot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} -Z_z & -Z_q \\ -M_z & -M_q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z}_C \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha \\ 0 & -M_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z_C \\ \theta \end{Bmatrix} \\ = \begin{Bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \end{Bmatrix} w_g(t) + \begin{Bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \end{Bmatrix} w_g \left[\frac{t-l}{V} \right]. \end{aligned}$$

Substituir pela **Rajada Equivalente**

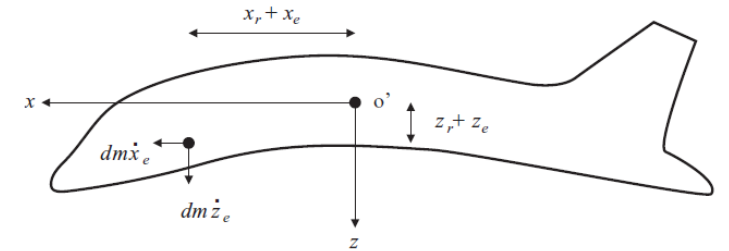
Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Exemplo de Solução da Equação de Movimento com a Rajada Equivalente

~ Gust Alleviation Factor



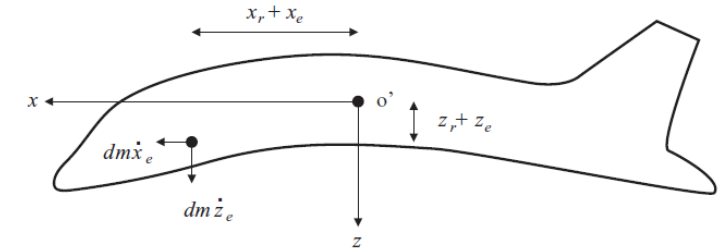
Discrete Gust - Aeronav



Hipóteses Simplificadoras do Modelo

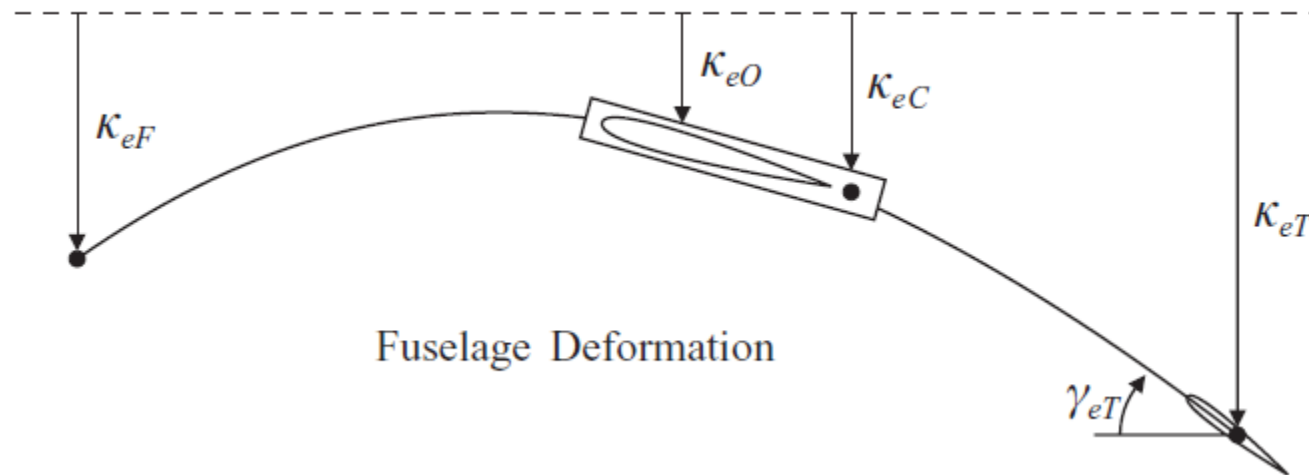
- Leva em conta a diferença entre a Rajada atuante na Asa e na Empenagem (Gust Penetration Effect);
- Condição inicial: Voo reto nivelado;
- Aeronave com três graus de liberdade: deslocamento vertical (Heave Motion), giro em torno do Eixo Y (Pitch Motion) e deformação modal (q_e);
- Aeronave Flexível com apenas um Modo de Deformação;
- Aerodinâmica Quase-Estacionária.

Discrete Gust - Aeronav



Modos de Flexibilidade

Fuselagem: Flexão



k_{eF} = Deslocamento Modal da parte Frontal da Fuselagem;

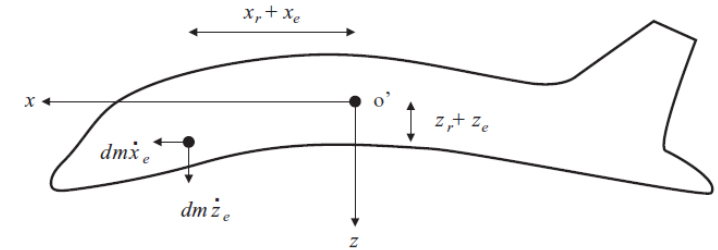
k_{eO} = Deslocamento Modal da Fuselagem na posição do Eixo Elástico da Asa;

k_{eC} = Deslocamento Modal da Fuselagem na posição do CG da Aeronave;

k_{eT} = Deslocamento Modal da Fuselagem na Cauda;

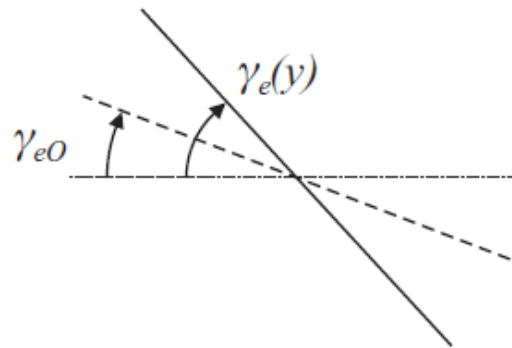
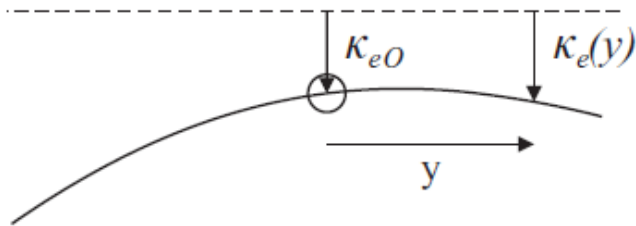
γ_{eT} = Giro Modal da Fuselagem na Cauda;

Discrete Gust - Aeronav



Modos de Flexibilidade

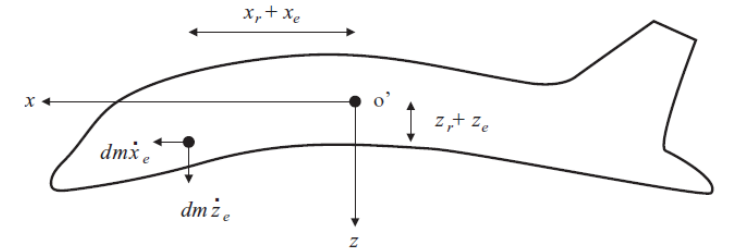
Asa: Flexão e Torção



$k_e(y)$ = Deslocamento Modal do Eixo Elástico da Asa em função da Posição ao longo da Envergadura - Flexão;

$\gamma_e(y)$ = Giro Modal da Asa em torno do Eixo Elástico em função da Posição ao longo da Envergadura - Torção;

Discrete Gust - Aeronav



Equação de Movimento - Aeronave

Flutuação

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & m_e \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{z}_C \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{q}_e \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \begin{bmatrix} -Z_z & -Z_q & -Z_e \\ -M_z & -M_q & -M_e \\ -Q_z & -Q_q & c_e - Q_e \end{bmatrix} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{z}_C \\ \dot{\theta} \\ \dot{q}_e \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha & -Z_e \\ 0 & -M_\alpha & -M_e \\ 0 & -Q_\alpha & k_e - Q_e \end{bmatrix} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} z_C \\ \theta \\ q_e \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \\ Q_{gW} \end{Bmatrix} w_g(t) + \begin{Bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \\ Q_{gT} \end{Bmatrix} w_g \left[t - \frac{l}{V} \right]$$

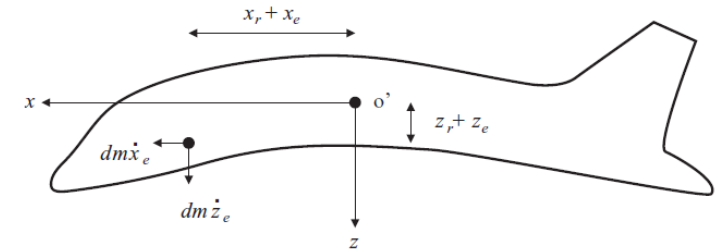
$$w_g(t) = \frac{w_{g0}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi V}{L_g} t \right)$$

m_e = Massa Generalizada ou Modal, tal que a Energia Cinética associada a uma taxa de deformação modal \dot{q}_e é dado por $m_e(\dot{q}_e)^2/2$;

c_e = Amortecimento Generalizado ou Modal, tal que a dissipação de energia do sistema é proporcional a $c_e \dot{q}_e$

k_e = Rigidez Generalizada ou Modal, tal que a Energia Potencial Elástica associada a uma deformação modal q_e é dado por $k_e(q_e)^2/2$;

Discrete Gust - Aeronav



Derivadas Longitudinais – Aeronave Flexível

$$Z_e = \frac{1}{2} \rho V^2 [-S_W a_W J_1 - S_T a_T \gamma_{eT}]$$

$$Z_{\dot{e}} = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T \kappa_{eT}$$

$$M_e = \frac{1}{2} \rho V^2 [S_W a_W l_W J_1 - S_T a_T l_T \gamma_{eT}]$$

$$M_{\dot{e}} = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T l_T \kappa_{eT}$$

$$Q_{gW} = -\frac{1}{2} \rho V S_W a_W J_2$$

$$Q_{gT} = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T (1 - k_\varepsilon) \kappa_{eT}$$

$$Q_\alpha = \frac{1}{2} \rho V^2 [-S_W a_W J_2 - S_T a_T (1 - k_\varepsilon) \kappa_{eT}]$$

$$Q_z = \frac{1}{2} \rho V [-S_W a_W J_2 - S_T a_T (1 - k_\varepsilon) \kappa_{eT}]$$

$$Q_q = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T l_T \kappa_{eT}$$

$$Q_e = \frac{1}{2} \rho V^2 [-S_W a_W J_3 - S_T a_T \gamma_{eT} \kappa_{eT}]$$

$$Q_{\dot{e}} = -\frac{1}{2} \rho V S_T a_T \kappa_{eT}^2$$

Asa

$$J_1 = \frac{1}{s} \int_{y=0}^s \gamma_e dy$$

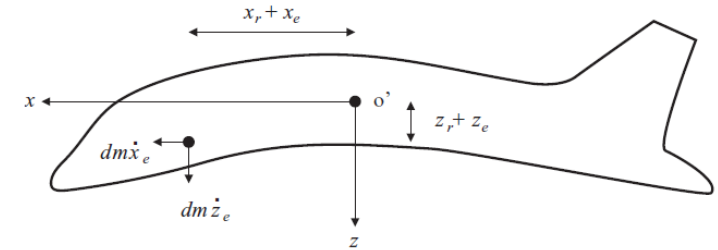
$$J_2 = \frac{1}{s} \int_{y=0}^s (\kappa_e - l_A \gamma_e) dy$$

$$J_3 = \frac{1}{s} \int_{y=0}^s (\kappa_e - l_A \gamma_e) \gamma_e dy$$

l_A = distância do CA ao Eixo Elástico da ASA

Derivadas podem ser obtidas utilizando o **Princípio dos Trabalhos Virtuais** e **Equação de Lagrange**

Discrete Gust - Aeronav



Considerações sobre a Solução da Equação de Movimento

- De modo análogo ao caso rígido, o Método das Diferenças Finitas pode ser aplicado para solução numérica da equação;
- Uma forma alternativa para se levar em conta os efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária é aplicar a Rajada Equivalente (Kussner);
- Comparando-se a solução para a Aeronave Flexível com a Aeronave Rígida, a resposta pode ser mais ou menos crítica, a depender de uma série de fatores como Forma do Modo (modo de deformação predominante), Frequência Natural do Modo, Comprimento da Rajada, entre outros;
- A Flexão da Fuselagem e Torção da Asa geram oscilações na resposta com frequência igual à Frequência Natural do Modo, que se combinam com as oscilações de Curto Período (corpo rígido);
- A Flexão da Asa tem pouca influência na Resposta Global da Aeronave;
- A Flexão e a Torção da Asa geram acelerações significativas na ponta da Asa → Cuidado com Cargas Inerciais de dispositivos presos na ponta da Asa.

Introdução ao Domínio da Frequência

Transformada de Fourier

Sinal Contínuo Infinito

$$X(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t)e^{i\omega t} dt$$

Sinal Contínuo de Duração Finita T

$$X(\omega) = \frac{1}{T} \int_0^T x(t)e^{i\omega t} dt$$

Sinal Randômico



Combinação de Senos e Cossenos

Introdução ao Domínio da Frequência

Função de Resposta em Frequência (FRF)

$$H(\omega) = \frac{X(\omega)}{F(\omega)} = \frac{\text{Fourier transform of } x(t)}{\text{Fourier transform of } f(t)}$$

Relação entre **Saída** e **Entrada** no Domínio da Frequência

Introdução ao Domínio da Frequência

Power Spectral Density (PSD)

Double-Sided PSD ($-\infty < \omega < \infty$)

$$S_{xx}(\omega) = \frac{T}{2\pi} X(\omega)^* X(\omega) = \frac{T}{2\pi} |X(\omega)|^2$$

Single-Sided PSD ($0 < \omega < \infty$)

$$\Phi_{xx}(\omega) = 2S_{xx}(\omega)$$

PSD é utilizado para representar o espectro da **Turbulência**

Introdução ao Domínio da Frequência

Power Spectral Density (PSD)

Relação entre o PSD para Entrada e Saída

$$X(\omega) X^*(\omega) = H(\omega) F(\omega) H^*(\omega) F^*(\omega) = |H(\omega)|^2 F(\omega) F^*(\omega)$$

$$S_{xx}(\omega) = |H(\omega)|^2 S_{FF}(\omega).$$

PSD & RMS (Root Mean Square)

$$\overline{x^2} = \int_0^{+\infty} \Phi_{xx}(\omega) d\omega \quad \text{ou} \quad \overline{x^2} = \int_{-\infty}^{+\infty} S_{xx}(\omega) d\omega$$

Continuous Turbulence

Definição da Turbulência

Variação randômica de velocidade do ar normal à direção de voo, com distribuição Gaussiana de média zero.

PSD da Velocidade de Turbulência Φ_{gg} – Modelo de Von Karman

$$\Phi_{gg}(\Omega) = \sigma_g^2 \frac{L}{\pi} \frac{1 + (8/3)(1.339\Omega L)^2}{[1 + (1.339\Omega L)^2]^{11/6}}$$

$$\Phi_{gg}(\omega) = \Phi_{gg}(\Omega) \cdot \frac{1}{V}, \quad \Omega = \omega/V$$

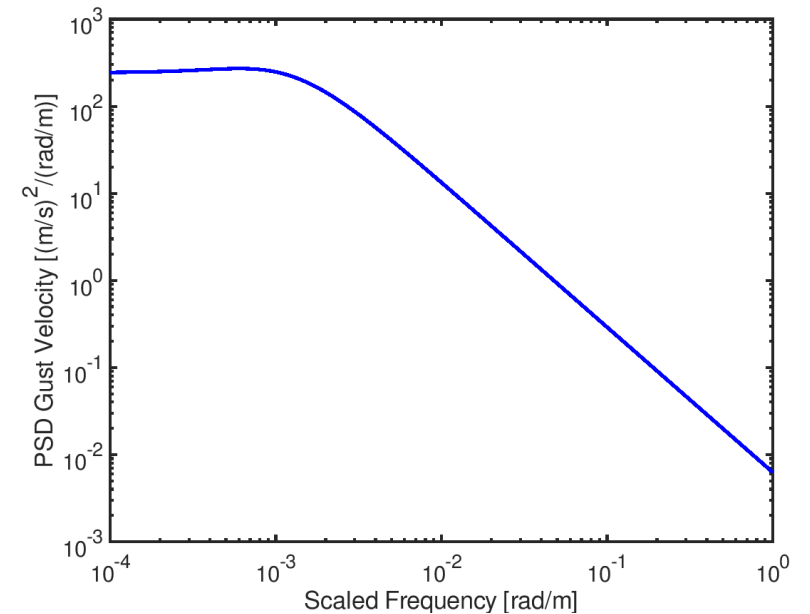
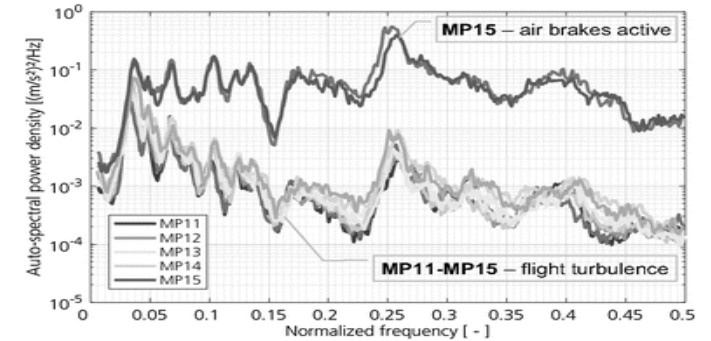
$$\Phi_{gg}(f) = \Phi_{gg}(\Omega) \cdot \frac{2\pi}{V}, \quad \Omega = 2\pi f/V$$

$\Omega = \omega/V$ – Scaled Frequency;

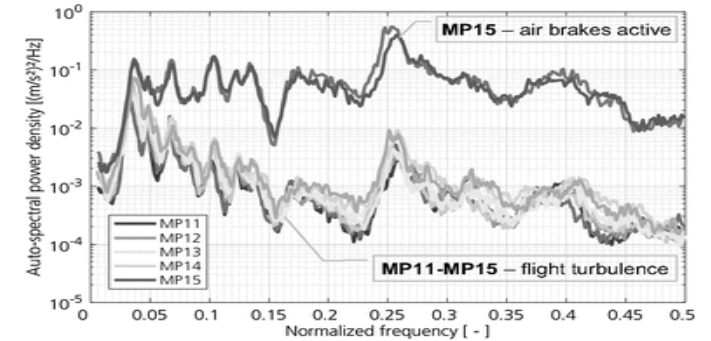
σ_g = RMS da Velocidade de Turbulência (TAS);

V = Velocidade de Voo (TAS);

L = Comprimento de Onda Característico da Turbulência (usualmente 762m ou 2500 ft).



Continuous Turbulence



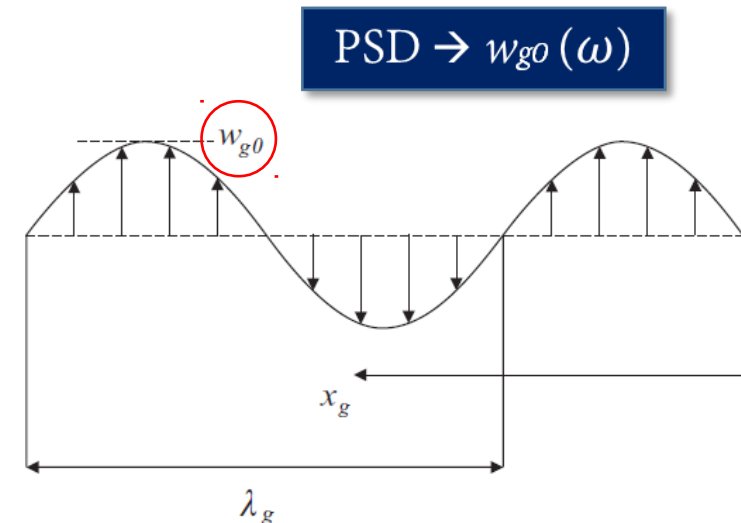
Rajada Harmônica

A análise da resposta da aeronave à uma Turbulência no domínio da Frequência pode ser feita tratando cada Frequência separadamente por meio da resposta à uma Rajada Harmônica.

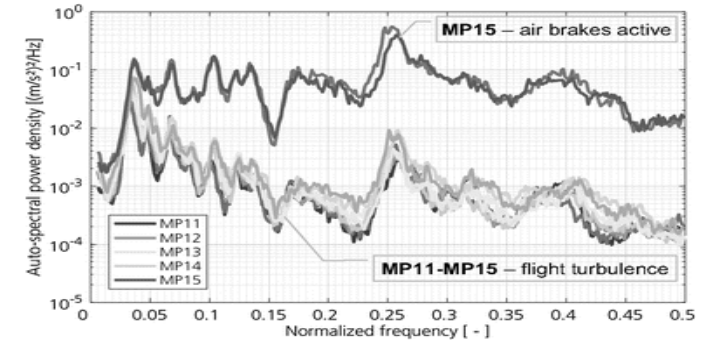
Perfil de Velocidade

$$w_g(t) = w_{g0} \sin \frac{2\pi V}{\lambda_g} t = w_{g0} \sin \omega t = w_{g0} \exp(i\omega t)$$

$$\omega = 2\pi V / \lambda_g$$



Continuous Turbulence



PSD para Resposta da Aeronave a uma Turbulência

O PSD (Φ_{rr}) para um parâmetro de Resposta da Aeronave (r) pode ser obtido a partir do PSD para a Velocidade de Turbulência Φ_{gg} e da FRF H_{rg} :

$$\Phi_{rr}(\omega) = |H_{rg}(\omega)|^2 \Phi_{gg}(\omega)$$

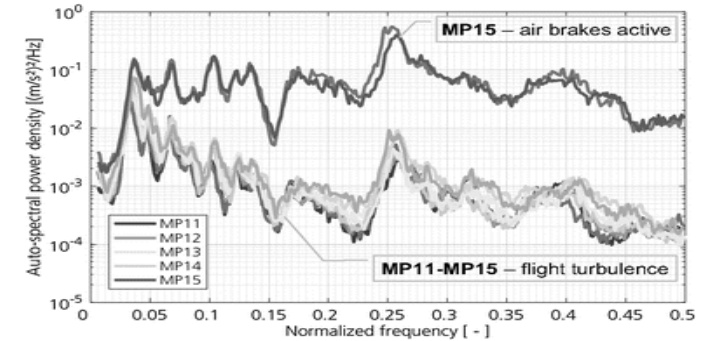


Determinar a **FRF**

O valor RMS para o parâmetro (r) pode ser calculado por:

$$\sigma_r = \sqrt{\int_0^{\omega_{\max}} \Phi_{rr}(\omega) d\omega}$$

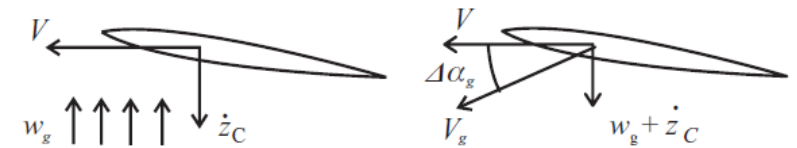
Continuous Turbulence



FRF – Aeronave Rígida – Heave Motion

Conforme especificado para o Domínio do tempo, para a Aeronave apenas em movimento Vertical (Heave Motion) a equação de Movimento pode ser definida por:

$$m\ddot{z}_C + \Delta L_z(t) = -\Delta L_g(t)$$

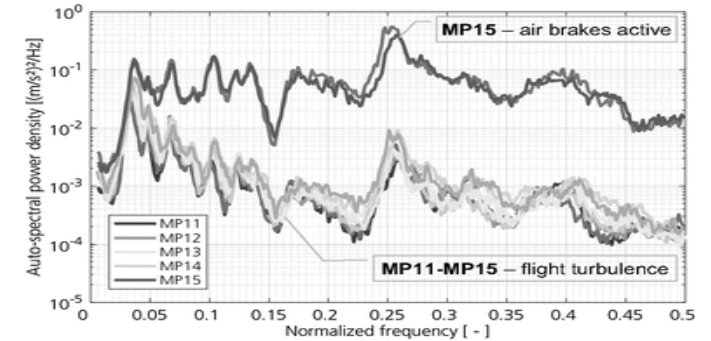


Adotando-se como entrada uma Rajada Harmônica,

$$m\ddot{z}_C + \frac{1}{2}\rho V S_w a \dot{z}_C = -\frac{1}{2}\rho V S_w a w_{g0} e^{i\omega t}$$

Despreza o Gust Penetration Effect

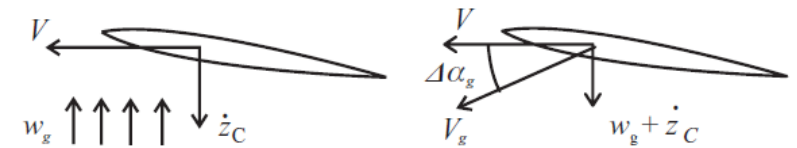
Continuous Turbulence



FRF – Aeronave Rígida – Heave Motion

A Resposta da Aeronave também será Harmônica, com mesma frequência mas podendo estar defasada em relação à entrada:

$$z_C(t) = \tilde{z}_C e^{i\omega t} \quad \tilde{z}_C \text{ é complexo (módulo e fase)}$$



Pode-se então reescrever a Equação de Movimento

$$\left(-\omega^2 m + i\omega \times \frac{1}{2} \rho V S_w a \right) \tilde{z}_C = -\Delta \tilde{L}_g = -\frac{1}{2} \rho V S_w a w_{g0}$$

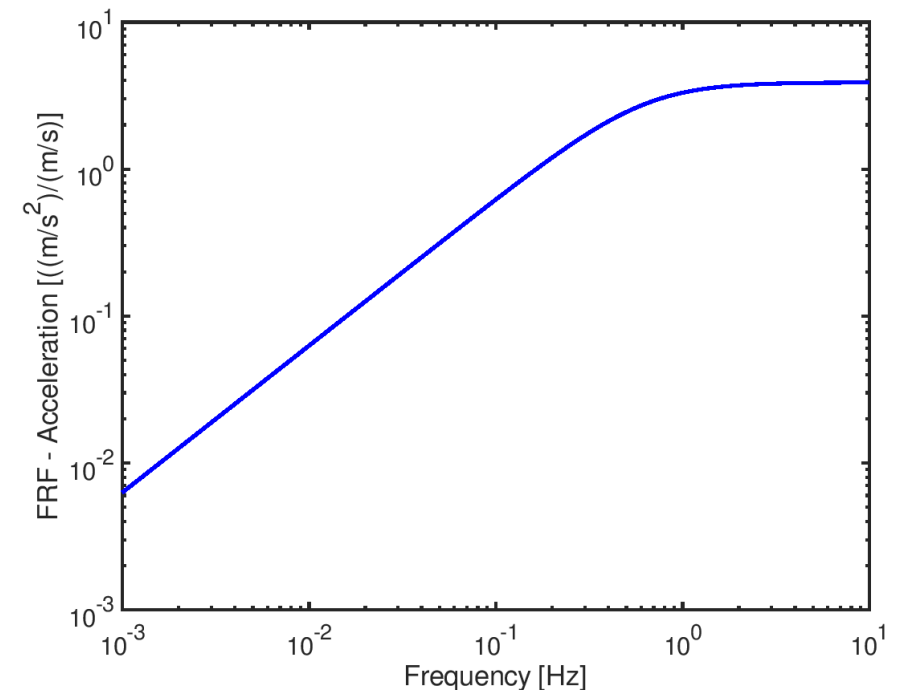
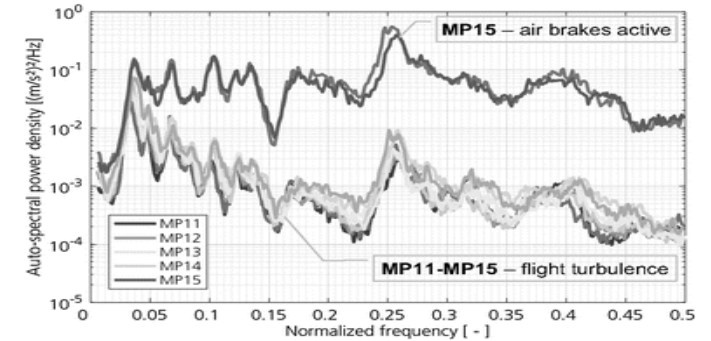
Continuous Turbulence

FRF – Aeronave Rígida – Heave Motion

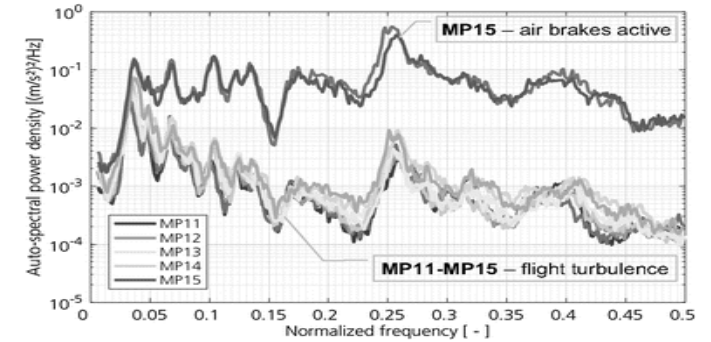
FRF é definida como:

$$H_{zg}(\omega) = \frac{\tilde{z}_C}{w_{g0}} = \frac{-\frac{1}{2}\rho V S_W a}{-\omega^2 m + i\omega \frac{1}{2}\rho V S_W a}$$

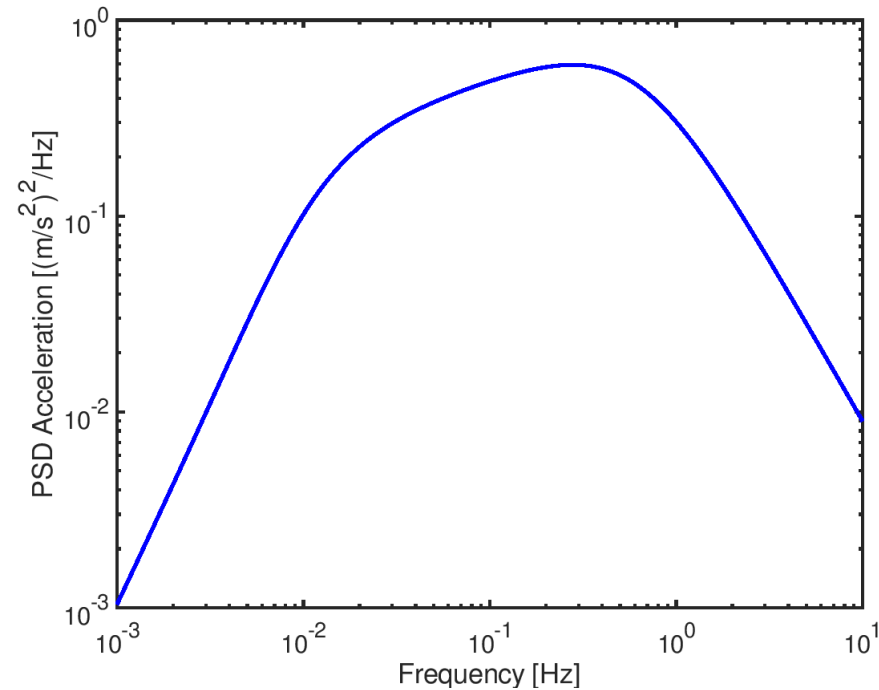
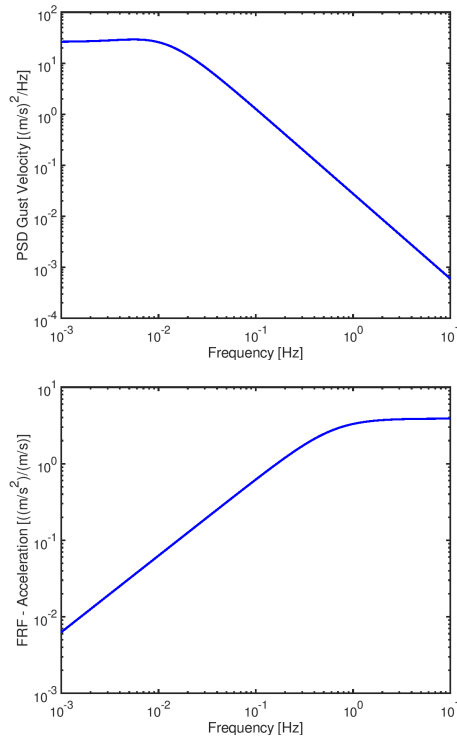
No âmbito de Cargas, é interessante determinar a FRF para a Aceleração. Para isso, basta multiplicar a FRF acima por $-\omega^2$.



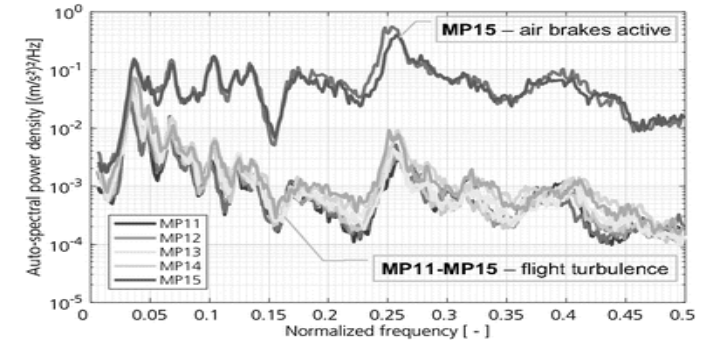
Continuous Turbulence



Exemplo de PSD para Aceleração do CG
- Aeronave Rígida - Heave Motion



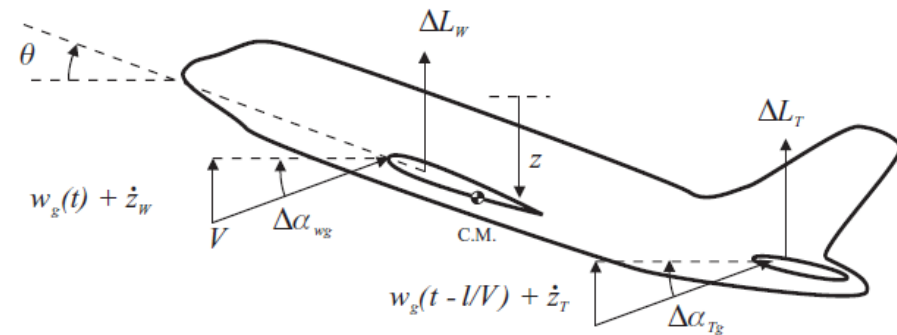
Continuous Turbulence



FRF – Aeronave Rígida – Heave & Pitch Motion

Adotando mesmo procedimento, pode-se aplicar uma Rajada Harmônica ao modelo para Resposta da Aeronave Rígida considerando Heave and Pitch Motion. Neste caso, o Deslocamento $\hat{z}_c = \tilde{z}_c e^{i\omega t}$ Pitch $\hat{\theta} = \tilde{\theta} e^{i\omega t}$ são dados por:

Mesma Frequência da Rajada, podendo estar Defasado



Continuous Turbulence

FRF – Aeronave Rígida – Heave & Pitch Motion

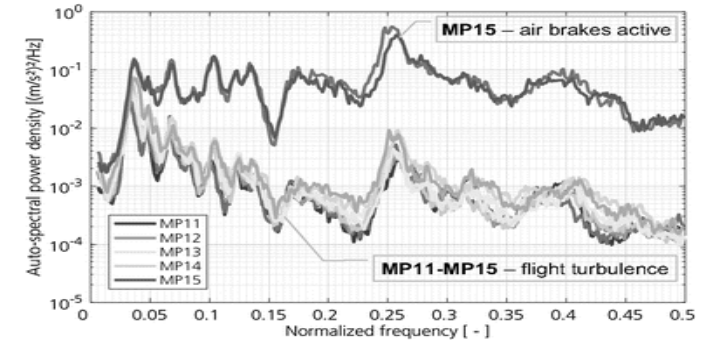
A Equação de Movimento pode ser escrita como:

$$\left\{ -\omega^2 \begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I_y \end{bmatrix} + i\omega \begin{bmatrix} -Z_z & -Z_q \\ -M_z & -M_q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha \\ 0 & -M_\alpha \end{bmatrix} \right\} \begin{Bmatrix} \tilde{z}_c \\ \tilde{\theta} \end{Bmatrix}$$

$$= \begin{Bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \end{Bmatrix} w_{g0} + \begin{Bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \end{Bmatrix} w_{g0} e^{-\frac{\omega l}{V}},$$

Rajada na Empenagem
defasada em relação à

Asa



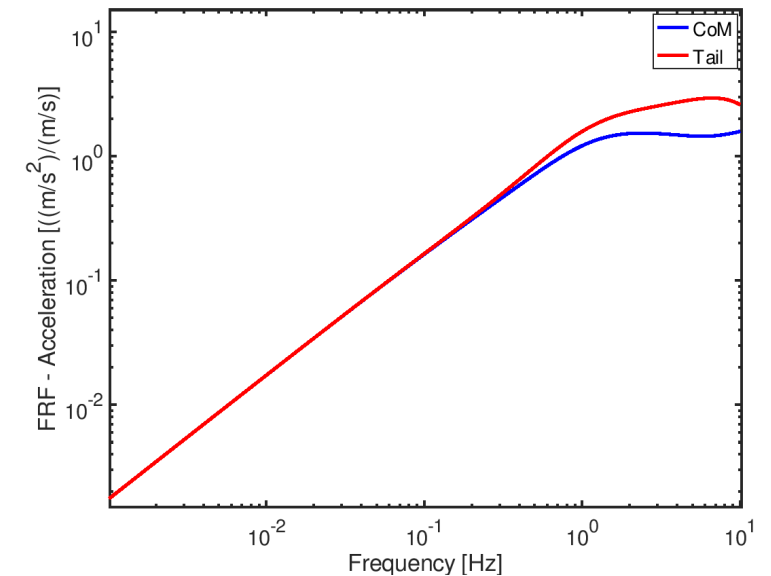
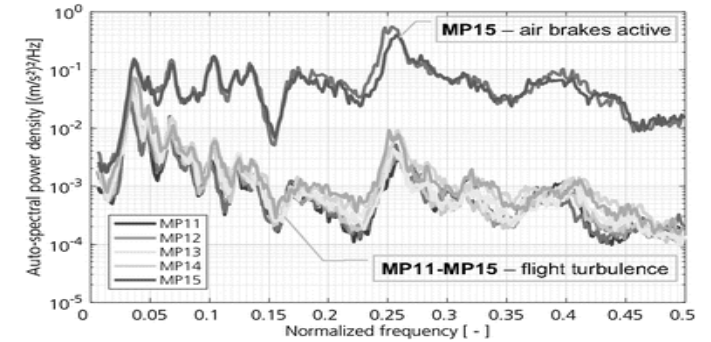
Continuous Turbulence

FRF – Aeronave Rígida – Heave & Pitch Motion

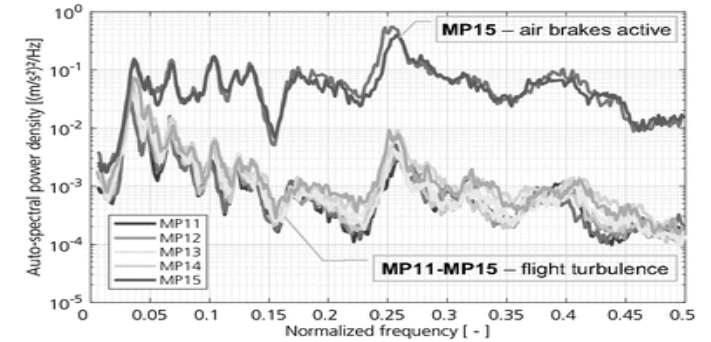
$$\tilde{q} = \begin{Bmatrix} \tilde{z}_C \\ \tilde{\theta} \end{Bmatrix} = \left[-\omega^2 \begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I_y \end{bmatrix} + i\omega \begin{bmatrix} -Z_z & -Z_q \\ -M_z & -M_q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha \\ 0 & -M_\alpha \end{bmatrix} \right]^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \end{bmatrix} \exp\left(-\frac{\omega l}{V}\right) \right\} w_{g0} = \mathbf{H}_{qg} w_{g0},$$

$$\tilde{z}_{T \text{ Acc}} = -\omega^2 \begin{Bmatrix} 1 & l_T \end{Bmatrix} \mathbf{H}_{qg} w_{g0} = \mathbf{H}_{T \text{ Acc } g} w_{g0}$$

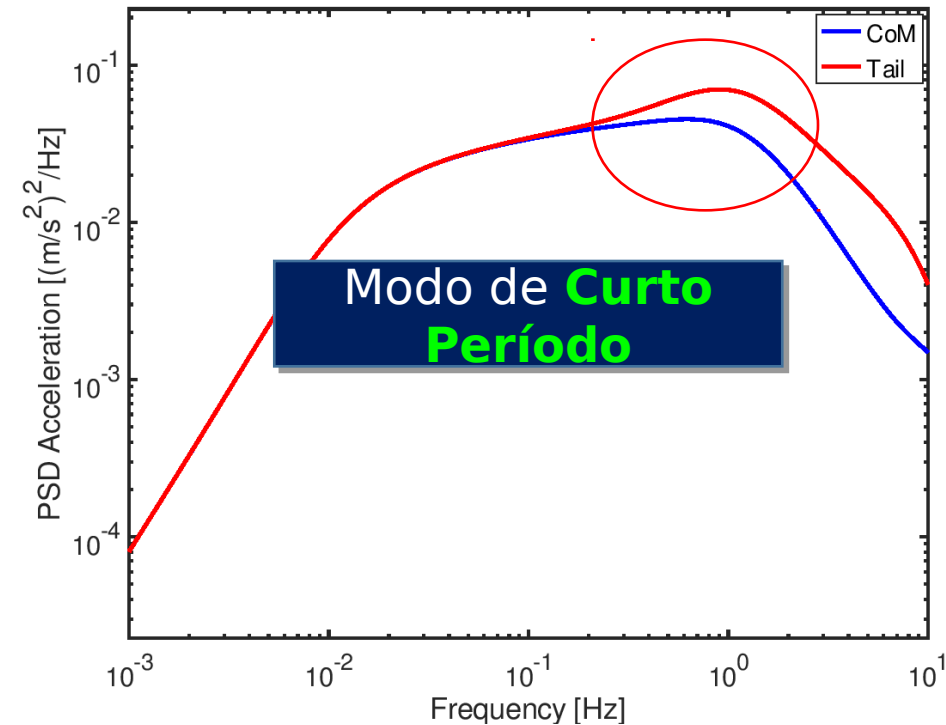
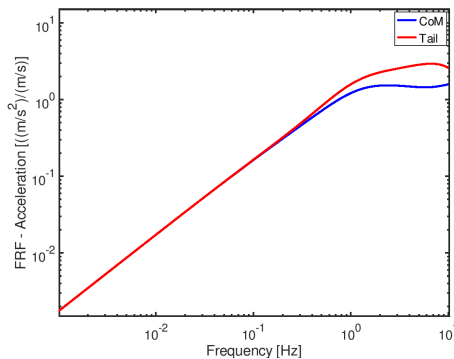
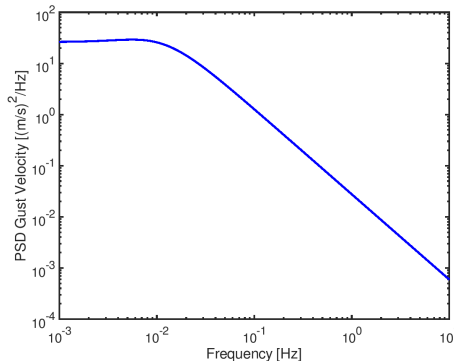
penagem é dada



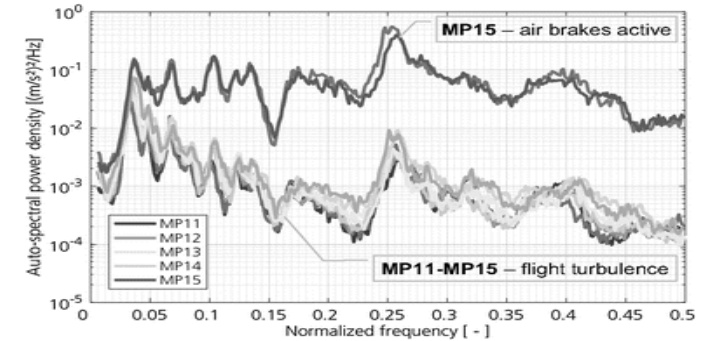
Continuous Turbulence



Exemplo de PSD para Aceleração do CG e Empenagem – Aeronave Rígida – Heave & Pitch



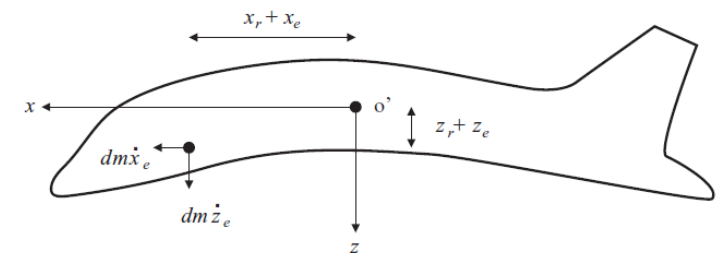
Continuous Turbulence



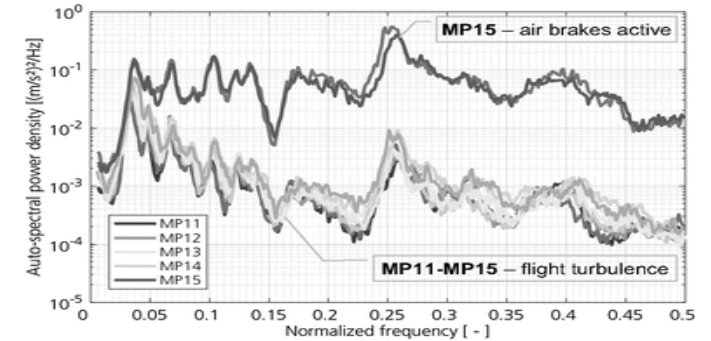
FRF – Aeronave Flexível – Heave & Pitch Motion

Adotando mesmo procedimento, pode-se aplicar uma Rajada Harmônica ao modelo para Resposta da Aeronave Flexível considerando Heave and Pitch Motion. Neste caso, o Deslocamento do C^{\sim} $z_c = \tilde{z}_c e^{i\omega t}$ de Pitch $\theta = \tilde{\theta} e^{i\omega t}$ a Def $q_e = \tilde{q}_e e^{i\omega t}$ Modal s dados por:

Mesma Frequência da Rajada, podendo estar Defasado



Continuous Turbulence



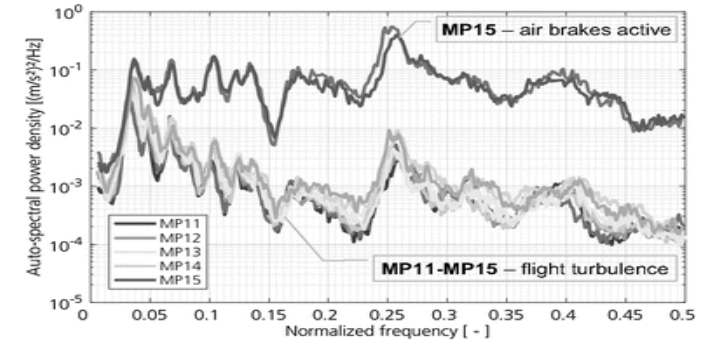
FRF – Aeronave Flexível – Heave & Pitch Motion

$$\tilde{q} = \begin{Bmatrix} \tilde{z}_C \\ \tilde{\theta} \\ \tilde{q}_e \end{Bmatrix} = \left[-\omega^2 \begin{array}{cc|c} m & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & m_e \end{array} \right] + i\omega \begin{array}{cc|c} -Z_z & -Z_q & -Z_e \\ -M_z & -M_q & -M_e \\ \hline -Q_z & -Q_q & c_e - Q_e \end{array} + \left[\begin{array}{cc|c} 0 & -Z_\alpha & -Z_e \\ 0 & -M_\alpha & -M_e \\ \hline 0 & -Q_\alpha & k_e - Q_e \end{array} \right]^{-1} \\ \times \left\{ \begin{array}{l} \begin{Bmatrix} Z_{gW} \\ M_{gW} \\ Q_{gW} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} Z_{gT} \\ M_{gT} \\ Q_{gT} \end{Bmatrix} \exp\left(-\frac{\omega l}{V}\right) \end{array} \right\} w_{g0} = H_{qg} w_{g0}$$

A
p

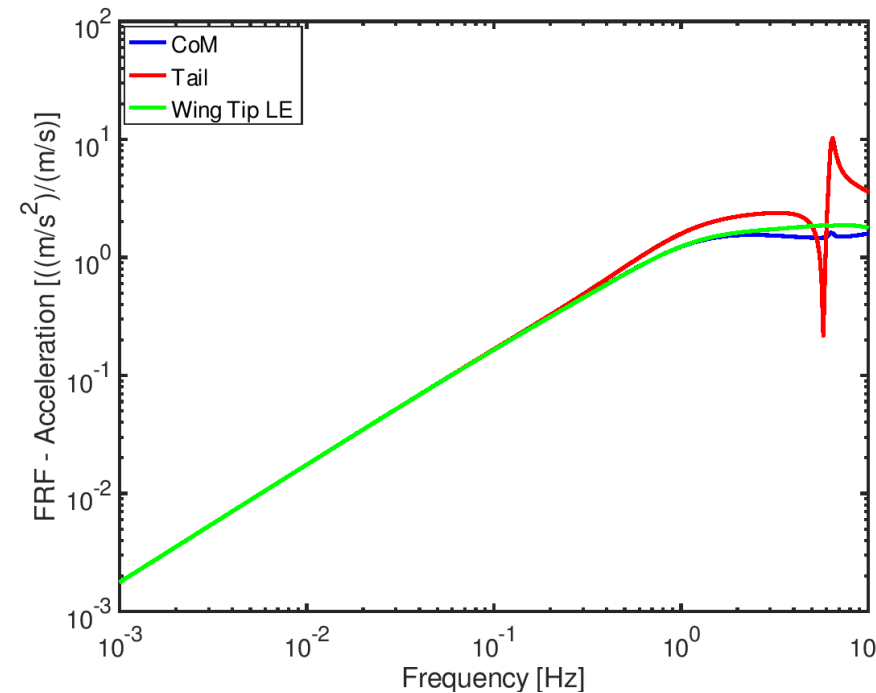
$$\tilde{z}_{TAcc} = -\omega^2 \left\{ 1 \quad l_T \quad \kappa_{eT} \right\} \tilde{H}_{qg} w_{g0} = H_{TAccg} w_{g0} \quad \text{gem é dada}$$

Continuous Turbulence



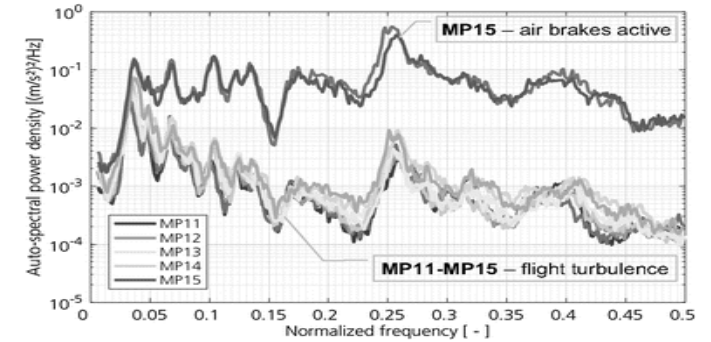
FRF - Aeronave Flexível - Heave & Pitch Motion

Exemplo de FRF par 'Fuselage Bending':

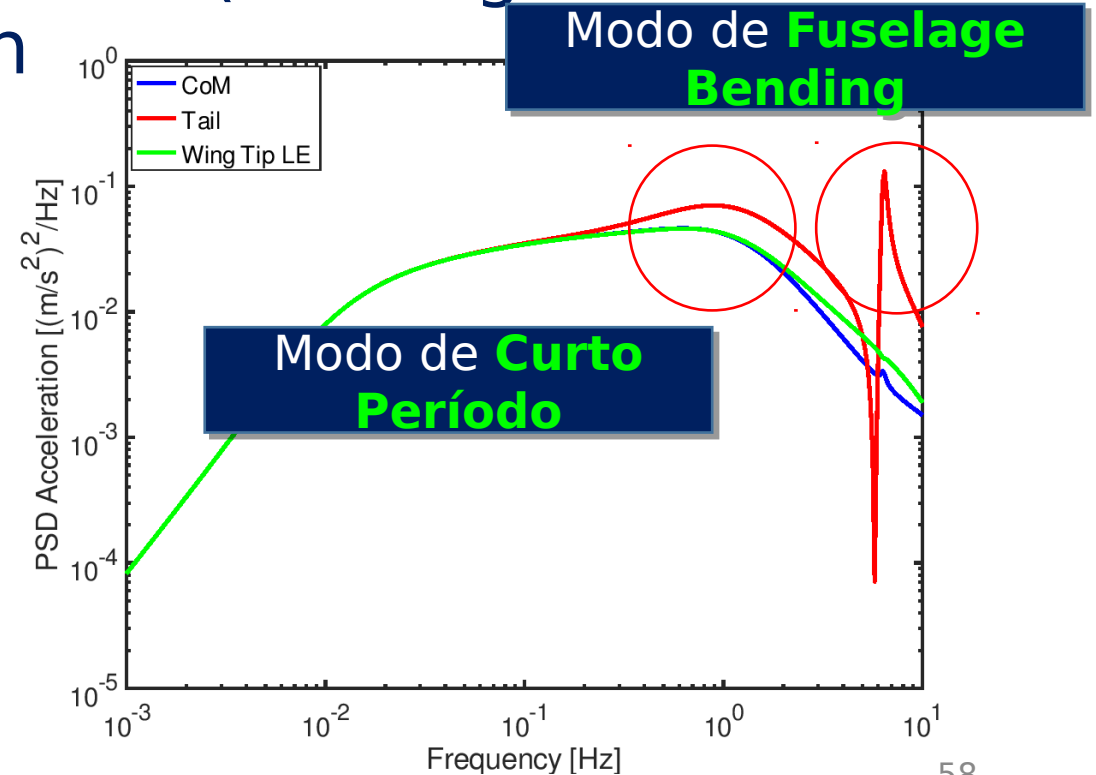
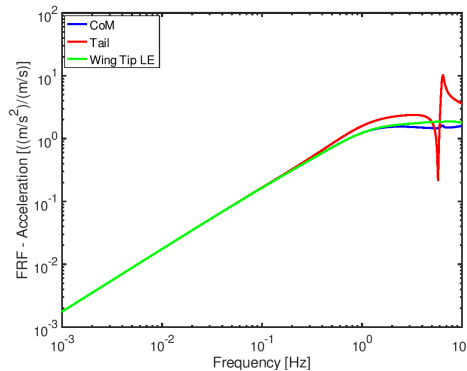
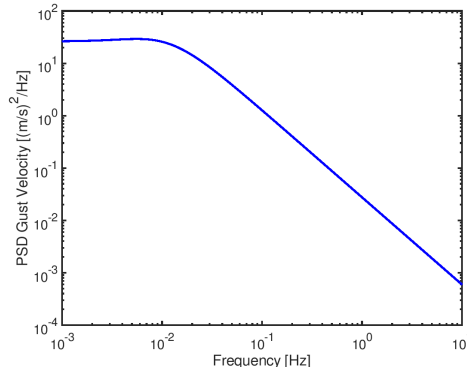


o de

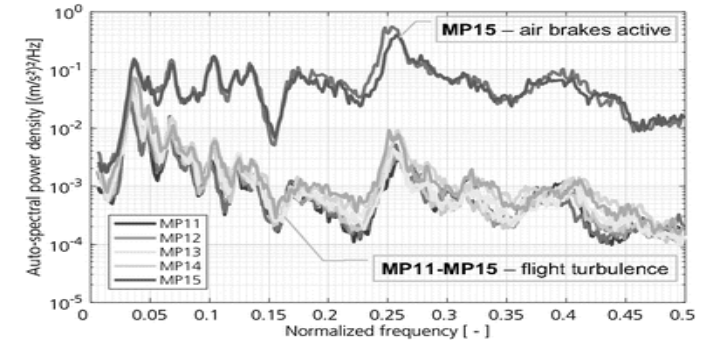
Continuous Turbulence



Exemplo de PSD para Aceleração do CG e Empenagem – Aeronave Flexível (Fuselagem & Pitch Motion)



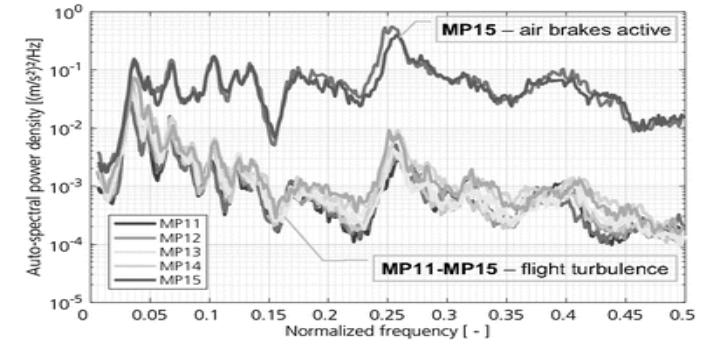
Continuous Turbulence



Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

- Deve-se levar em conta os efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária, de modo similar ao caso do Domínio do Tempo;
- Para a componente de Sustentação dependente da Resposta, a Função de Theodorsen é utilizada;
- Já para a componente de Sustentação associada à velocidade de Rajada, a Função de Sears pode ser empregada. Tal função representa uma versão no Domínio da Frequência da Função de Kussner;
- No Domínio da Frequência a aplicação das funções associadas à Aerodinâmica Não-Estacionária é mais simples, envolvendo apenas multiplicações.

Continuous Turbulence



Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Função de Sears $\phi(k)$

$$|\phi(k)|^2 = \frac{d + k}{d + (\pi d + 1)k + 2\pi k^2}$$

$$k = \frac{\omega c}{2V}$$

$$d = 0.1811$$

Frequência Reduzida

$$k \leq 0.61, \quad \angle\phi(k) = -48.095k^5 + 87.297k^4 - 61.470k^3 + 21.917k^2 - 3.664k$$

$$k > 0.61, \quad \angle\phi(k) = 0.982k - 0.597.$$

Incremento Sustentação devido à Rajada

$$\tilde{\Delta}L_{Wg} = \frac{1}{2}\rho V S_W a w_{g0} \phi(k) = \frac{1}{2}\rho V S_W a w_{g0} \phi\left(\frac{\omega c}{2V}\right)$$

Para casos com mais de um grau de liberdade, multiplicar as Derivadas Longitudinais associadas à Rajada por $\phi(k)$

Continuous Turbulence

Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Função de Theodorsen $C(k)$

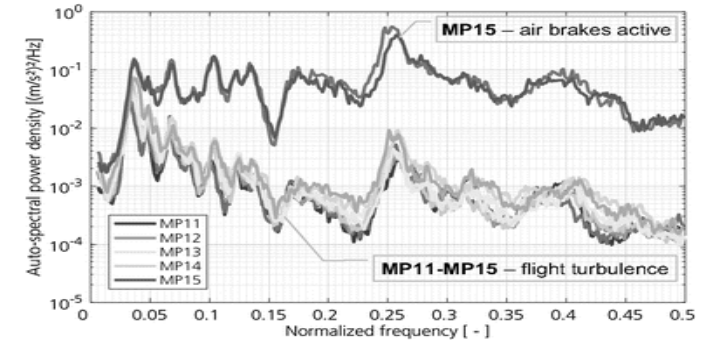
$$C(k) = 1 - \frac{0.165}{1 - \frac{0.045}{k}i} - \frac{0.335}{1 - \frac{0.30}{k}i}, \quad k \leq 0.5$$
$$= 1 - \frac{0.165}{1 - \frac{0.041}{k}i} - \frac{0.335}{1 - \frac{0.32}{k}i}, \quad k > 0.5$$

$$k = \frac{\omega c}{2V}$$

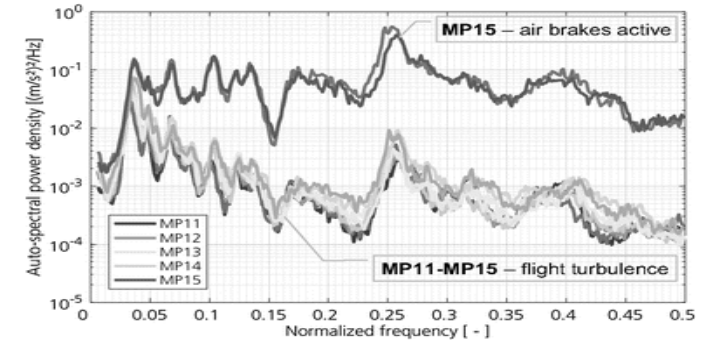
Incremento Sustentação devido à Resposta da Aeronave

$$\tilde{\Delta}L_z = \frac{1}{2}\rho V S_w a i \omega \tilde{z}_c C\left(\frac{\omega c}{2V}\right)$$

Para casos com mais de um grau de liberdade,
multiplicar as Derivadas Longitudinais
associadas à Resposta por $C(k)$

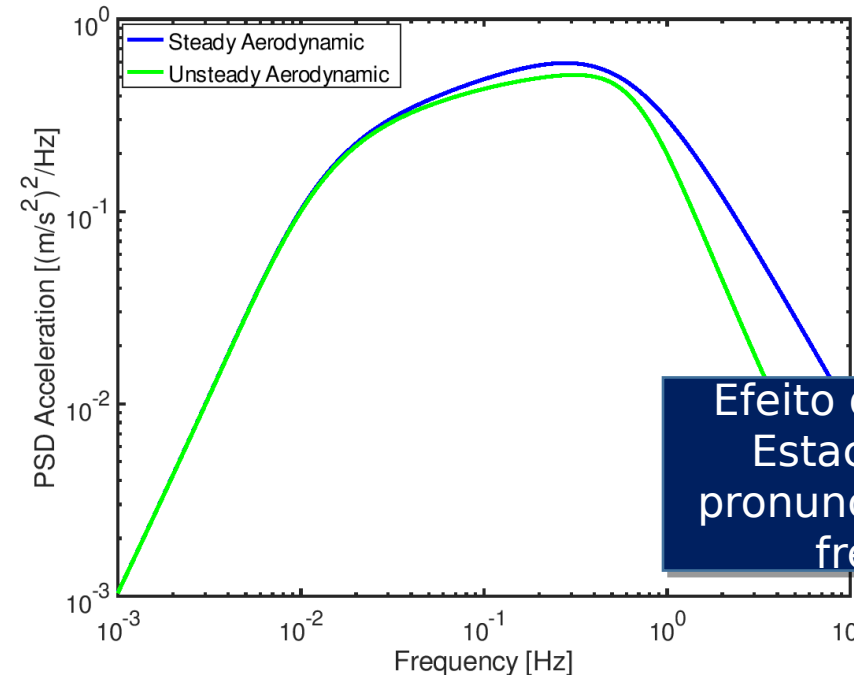
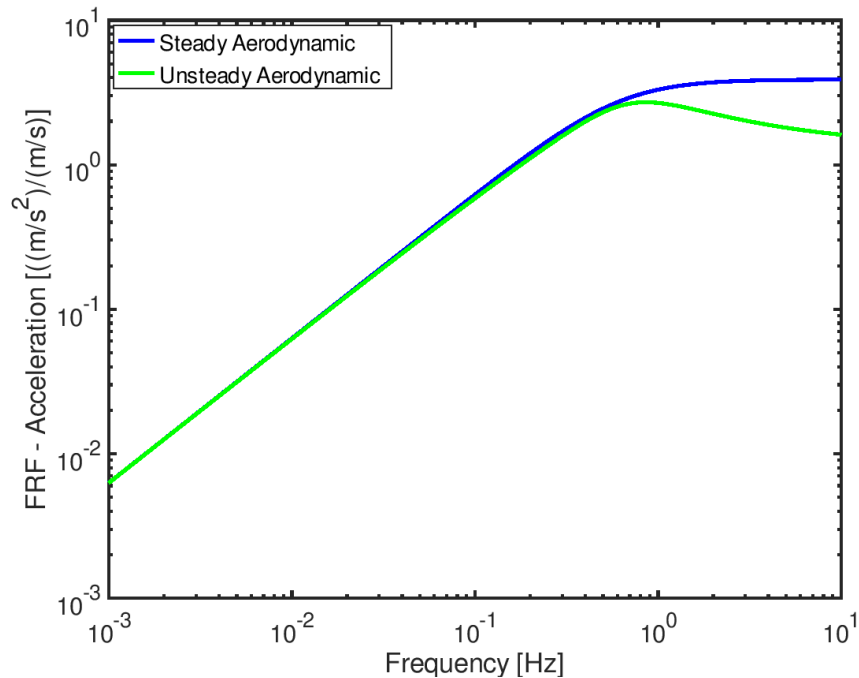


Continuous Turbulence



Efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária

Exemplo: Aplicação da Aerodinâmica Não-Estacionária no modelo de Aeronave Rígida com Heave Motion



Efeito da Aerod. Não-Estacionária mais pronunciados em altas frequências

Requisitos para Cargas de Rajada

Para Categoria **LSA**, aplica-se requisito similar

FAR Part 23 – Sharp Edged Gust (23.341(c))

Na ausência de análise mais racional, adotar o incremento de Fator de Carga pela Rajada dado por:

$$\Delta n = K_g \frac{\rho V_{Wg0} a}{2W/S_W} \quad K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad \mu_g = \frac{2m}{\rho a S_W c}$$

De acordo com a parágrafo 23.333(c):

- Para V_C adotar W_{g0} igual a 50 ft/s (EAS) até 20000 ft. W_{g0} deve ser reduzido linearmente de 50 ft/s (EAS) em 20000 ft até 25 ft/s (EAS) em 50000 ft;
- Para V_D adotar W_{g0} igual a 25 ft/s (EAS) até 20000 ft. W_{g0} deve ser reduzido linearmente de 25 ft/s (EAS) em 20000 ft até 12.5 ft/s (EAS) em 50000 ft;
- Somente para categoria 'Commuter': Para V_B adotar W_{g0} igual a 66 ft/s (EAS) até 20000 ft. W_{g0} deve ser reduzido linearmente de 66 ft/s (EAS) em 20000 ft até 38 ft/s (EAS) em 50000 ft;
- O fator de Carga varia linearmente com a velocidade entre V_C e V_D .

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Discrete Gust 1-cos (25.341(a))

- Rajada Unidimensional (Vertical ou Lateral);
- *Reference Gust Velocity* (U_{ref}): Representa a variação da intensidade da Rajada com a altitude, baseada em dados estatísticos;

- Para V entre V_B e V_C :

$$U_{ref} = 56 \text{ ft/s (EAS) - nível do mar}$$

U_{ref} varia linearmente com a altitude entre 56 ft/s (EAS) ao nível do mar e 44 ft/s (EAS) em 15000 ft

U_{ref} varia linearmente com a altitude entre 44 ft/s (EAS) a 15000 ft e 20.86 ft/s (EAS) em 60000 ft

- Entre V_C e V_D , U_{ref} varia linearmente com a velocidade entre o valor especificado para V_C metade deste valor em V_D .

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Discrete Gust 1-cos (25.341(a))

- *Flight Profile Alleviation Factor (Fg)*: Leva em conta a probabilidade da aeronave voar em uma dada altitude entre o nível do mar e a máxima altitude operacional. Varia linearmente com a altitude entre o valor para nível do mar e 1.0 na máxima altitude operacional. Para o nível do mar tem-se:

$$Fg = 0.5 (Fgz + Fgm)$$

$$Fgz = 1 - \frac{Zmo}{25000}, \quad Zmo = \text{Máxima Altitude Operacional}$$

$$Fgm = \sqrt{R2 \cdot \tan(\pi R1/4)}, \quad R1 = \frac{MLW}{MTOW}, \quad R2 = \frac{MZFW}{MTOW}$$

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Discrete Gust 1-cos (25.341(a))

• *Gust Gradient Distance (H)*: Deve-se considerar Rajadas com gradiente H ($H = Lg/2$) variando entre 30 ft e 350 ft de modo a se determinar as cargas críticas. Utilizar um intervalo de variação de H adequado (geralmente 10 a 20 pontos) para assegurar que os valores críticos da quantidade de interesse (máximo e mínimo) são obtidos;

• *Design Gust Velocity* (U_{ds}): velocidade de projeto ou de pico a ser utilizado no cálculo de cargas de rajada em função da altitude e do *Gust Gradient Distance (H)*.

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{350} \right)^{1/6}$$

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Discrete Gust 1-cos (25.341(a))

Round-The-Clock Gust

- Componentes em que a combinação de Rajada Vertical e Lateral é significativa. Como exemplo tem-se: Empenagem Horizontal com alto diedro ($>10^\circ$) e componentes fixos em superfícies sustentadoras (Cauda em T, Winglet);
- Assume-se que a Rajada Vertical e Lateral possuem mesmo Gradiente (H) e iniciam-se no mesmo instante;
- Para modelo linear da Aeronave, a resposta a uma Rajada Round-The-Clock pode ser obtida pela combinação linear das respostas das componentes Vertical e Lateral, avaliadas separadamente;
- As Cargas Críticas são obtidas variando-se o ângulo da Rajada e o Gradiente (H). O incremento de Carga devido à Rajada deve ser combinado com as Cargas para condição 1g;

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Continuous Turbulence (25.341(b))

- A resposta dinâmica da Aeronave para Continuous Turbulence Vertical e Lateral devem ser levadas em conta;
- As análises devem contemplar os efeitos da Aerodinâmica Não-Estacionária e graus de liberdade estruturais significativos, incluindo modos de Corpo Rígido;
- As Cargas Limites devem ser determinadas para todas as altitudes, pesos e distribuição de peso (CG) críticos e todas as velocidades críticas entre V_B e V_D .
- As não-linearidades de um sistema automático que afetam de modo significativo a resposta dinâmica da Aeronave devem ser levadas em conta de maneira racional ou conservadora;

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Continuous Turbulence (25.341(b))

- A Turbulência Atmosférica é modelada a partir do PSD para a Velocidade de Turbulência de Von Karman, adotando-se σ_g unitário e $L = 2500$ ft:

$$\Phi_I(\Omega) = \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3} (1.339\Omega L)^2}{[1 + (1.339\Omega L)^2]^{11/6}}$$

- A Velocidade de Projeto da Rajada U_σ é dada pela Intensidade de Turbulência de Referência $U_{\sigma ref}$ e o Fator de Alívio F_g : $U_\sigma = U_{\sigma ref} \cdot F_g$;
- O Fator de Alívio F_g é o mesmo do caso de Discrete Gust, apresentado anteriormente.

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Continuous Turbulence (25.341(b))

- *Reference Turbulence Intensity ($U_{\sigma ref}$)*: Representa a variação da intensidade da Turbulência com a altitude, baseada em dados estatísticos. Está relacionado ao valor da Intensidade RMS σ_g e à relação entre o valor RMS e o de pico;

- Para V entre V_B e V_C :

$$U_{\sigma ref} = 90 \text{ ft/s (TAS) – nível do mar;}$$

$U_{\sigma ref}$ varia linearmente com a altitude entre 90 ft/s (TAS) ao nível do mar e 79 ft/s (TAS) em 24000 ft;

$U_{\sigma ref}$ mantém-se constante em 79 ft/s (TAS) entre 24000 ft e 60000 ft;

- Entre V_C e V_D , $U_{\sigma ref}$ varia linearmente com a velocidade entre o valor especificado para V_C metade deste valor em V_D .

Requisitos para Cargas de Rajada

FAR Part 25 – Continuous Turbulence (25.341(b))

- A componente de Carga i pode ser obtida somando-se a Carga para condição 1g com o incremento de Carga devido à turbulência:

$$P_{Li} = P_{(1g)i} \pm P_{Ii}$$
$$= P_{(1g)i} \pm U_{\sigma} \bar{A}_i$$

Levar em conta
Incremento de
Carga **Positivo** e
Negativo

Onde:

$$\bar{A}_i = \left[\int_0^{\infty} |h_i(\Omega)|^2 \Phi_I(\Omega) d\Omega \right]^{1/2}$$



Relação entre o valor RMS para a
componente de Carga i e σ_g (unitário)

Referências Bibliográficas

- [1] Wright, Jan R.; Cooper, Jonathan E.; Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads, 1.ed, England: Wiley, 2007;
- [2] Hoblit, Frederic M.; Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications, 1.ed, AIAA, 1988;
- [3] Advisory Circular AC25.341-1 – Dynamic Gust Loads, FAA, 2014.

