unesp UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

LÍGIA ANDREOTTI OGAWA

ESTUDO SOBRE QUALIDADE DE VOO NO MODO LONGITUDINAL DA AERONAVE E ANÁLISE DO CRITÉRIO DE LARGURA DE BANDA

Guaratinguetá

2015

Lígia Andreotti Ogawa

ESTUDO SOBRE QUALIDADE DE VOO NO MODO LONGITUDINAL DA AERONAVE E ANÁLISE DO CRITÉRIO DE LARGURA DE BANDA

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Victor Orlando Gamarra Rosado

Co-orientador: Reneu Luiz Andrioli Junior

Guaratinguetá

2015

Ogawa, Lígia Andreotti
O342e Estudo sobre qualidade de voo no modo longitudinal da aeronave e análise do critério de largura de banda / Lígia Andreotti Ogawa – Guaratinguetá, 2014.
58 f : il.
Bibliografia: f. 56-58

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2014.
Orientador: Prof. Dr. Victor Orlando Gamarra Rosado
Coorientador: Reneu Luiz Andrioli Junior

1. Voo – Controle de qualidade I. Título

CDU 629.7.017

unesp UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

Lígia Andreotti Ogawa

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE **"GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA"**

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Dr. VICTOR ORLANDO GAMARRA ROSADO
Orientador/UNESP-FEG

Prof. Dr. FERNANDO DE AZEVEDO SILVA
UNESP-FEG

Prof. Dr. ERICK SIQUEIRA GUIDI
UNESP-FEG

Janeiro de 2015

DADOS CURRICULARES

Lígia Andreotti Ogawa

NASCIMENTO	07.07.1990 – Assis / SP
FILIAÇÃO	Aurélio Issamu Ogawa
	Lucilene Andreotti Ogawa
2009/2014	Curso de Graduação
	Engenharia Mecânica na Faculdade de Engenharia do
	Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos amigos e família,

ao meu orientador, prof. Dr. Victor Gamarra Rosado pela orientação e auxílio.

a banca examinadora, prof. Dr. Fernando de Azevedo Silva e prof. Dr. Erick Siqueira Guidi pelo auxílio juntamente com o orientador.

ao meu co-orientador, engenheiro Reneu Luiz Andrioli Junior que me orientou na escolha do tema e no processo do desenvolvimento do trabalho.

aos meus pais Issamu e Lucilene, que sempre me apoiaram e me incentivaram nos estudos.

a república Tá-Mar, por tem me acolhido todos os anos durante a universidade.

aos colegas de trabalho, que me auxiliaram nas simulações e me incentivaram todos os dias.

“A mente que se abre a uma idéia,

jamais voltará ao seu tamanho original.”

Albert Einstein

OGAWA, L. A. **Estudo sobre qualidade de voo no modo longitudinal da aeronave e análise do critério de largura de banda**. 2014. 58 p. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2014.

RESUMO

A qualidade de voo descreve as habilidades de o piloto realizar uma dada tarefa e sua dificuldade em realizá-la. Os critérios de qualidade de voo fornecem uma referencia valiosa tanto para os projetistas durante a fase de definição de requisitos como para desenvolvê-los durante a fase de testes de voo. Esses critérios tornaram-se importante para o desenvolvimento de um sistema *Fly-by-Wire*. São vários os critérios de qualidade de voo e este trabalho visa analisar um critério no modo longitudinal, o critério de largura de banda, este é avaliado de acordo com um modelo de uma aeronave utilizando o SIMULINK/MATLAB. Além disso, o trabalho também descreve detalhadamente o que é um critério de qualidade de voo e mostra uma visão geral desse critério na aviação.

PALAVRAS-CHAVE: Qualidade de voo. Critérios de qualidade de voo. Critério de largura de banda. Sistema Fly-By-Wire.

OGAWA, L. A. **Study on quality of flight of the aircraft in the longitudinal mode and analyzing the bandwidth criterion.** 2014. 58 p. Graduate work (Graduate in Mecanical Engineering) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2014.

ABSTRACT

The flight quality describes the skills of the pilot realize a given task and its difficulty to perform it. Flight quality criteria provide a valuable reference for the designers during the requirements definitions phase and to develop them during the phase of flight testing. These criteria were taken important for the development of a *fly-by-wire* system. There are several flight quality criteria and this work analyzes the bandwidth criteria, this is evaluated according to a model an aircraft using the SIMULINK/MATLAB. In addition, the paper also describes in detail what is a flight quality criteria and shows an overview of the bandwidth criteria.

KEYWORDS: Flight quality. Flight quality criteria. Bandwidth criteria. Fly-By-Wire system.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Eixos do sistema ABC e seus componentes. 18
Figura 2 - Superfícies de controle típicas de um avião. 19
Figura 3 - Forças e momento no movimento longitudinal. 21
Figura 4 - Um período curto estável oscilando no ângulo de arfagem. 23
Figura 5 - Desenvolvimento de uma fugóide estável 25
Figura 6 - Qualidades de voo e manobra de uma aeronave convencional 27
Figura 7 - Qualidades de voo e manobra em uma aeronave FBW. 29
Figura 8 - Escala de Qualidade de manobra de Cooper-Harper 30
Figura 9 - Definição de largura de banda e atraso de fase. 34
Figura 10 - Largura de banda baseada no critério de PIO 35
Figura 11 - Período curto longitudinal - o critério de "*thumbprint*". 36
Figura 12 - Critério de Gibson 39
Figura 13 – Esquematização de simulação para obtenção da largura de banda. 42
Figura 14 – Diagrama de bode sem atraso. 45
Figura 15 – Diagrama de bode com 20 ms de atraso 45
Figura 16 - Exemplo dos diagramas de bode obtidos. 46
Figura 17 - Condição 1: Kias = 150; Alt (ft) = 0; weight (kg) = 25000; cg = 0.05. 47
Figura 18 - Condição 2: Kias = 150; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 25000; cg = 0.15. 47
Figura 19 - Condição 3: Kias = 150; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 25000; cg = 0.25. 48
Figura 20 - Condição 4: Kias = 150; Alt (ft) = 30000; weight (kg) = 25000; cg = 0.15 48
Figura 21 - Condição 5: Kias = 200; Alt (ft) = 0; weight (kg) = 30000; cg = 0.25. 49
Figura 22 - Condição 6: Kias = 200; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 35000; cg = 0.05. 49
Figura 23 - Condição 7: Kias = 200; Alt (ft) = 30000; weight (kg) = 35000; cg = 0.15. 50
Figura 24 - Condição 8: Kias = 250; Alt (ft) = 0; weight (kg) = 25000; cg = 0.25. 50
Figura 25 - Condição 9: Kias = 250; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 25000; cg = 0.25. 51
Figura 26 - Condição 10: Kias = 250; Alt (ft) = 30000; weight (kg) = 25000; cg = 0.25. 51
Figura 27 – Largura de banda 52
Figura 28 – Largura de banda com 20 ms de atraso. 53
Figura 29 – Largura de banda com resultados sem atraso e com atraso de 20 ms. 54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Níveis da qualidade de voo. 32
Tabela 2 - Dados básicos de uma aeronave para o estudo de caso. 40
Tabela 3 – Condições de voo analisadas neste trabalho. 41

LISTA DE ABREVIATURAS DE SIGLAS

CAP	*Control Antecipation Parameter*
PIO	*Pilot Induced Oscillations*
MTE	*Mission Task Element*
FBW	*fly-by-wire*
Kias	*Knots Indicated Airspeed*
QDV	Qualidade de voo

LISTA DE SÍMBOLOS

x	Eixo longitudinal
y	Eixo lateral
z	Eixo vertical
q	Taxa de perturbação no eixo y
u	Velocidade no eixo x
v	Velocidade no eixo y
w	Velocidade no eixo z
α	Angulo de ataque ou incidência
p	Taxa de arfagem
θ	Ângulo de perturbação no eixo y (ângulo de arfagem)
T	Força de tração
L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
W	Força peso
m	Momento de arfagem
ρ	Massa específica do ar
δT	Taxa referente à propulsão
δe	Taxa referente ao profundor
τ_p	Atraso de fase.
$\omega_{BW\theta}$	Trajetória de voo de largura de banda.

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO 15

a. Motivação 15

b. Objetivos 16

c. Materias e métodos 16

2 FUNDAMENTOS TEÓRICOS 18

a. Equação do movimento longitudinal 20

b. Modos longitudinais 23

I. Modo de período curto 23

II. Modo de período longo (fugoide) 24

c. Atuadores primários do modo longitudinal 26

d. Conceituação de qualidade de voo 26

i. Cooper-Harper 29

ii. Definição de PIO 30

iii. Influência da variação do CG na dinâmica da aeronave 31

iv. Níveis de QDV 32

e. Critério de largura de banda 33

f. Outros critérios de qualidade de voo no modo longitudinal 35

i. Critério "*Thumbprint*" 35

ii. Critério de Gibson 38

3 METODOLOGIA 40

a. Modelo da aeronave 40

b. Análise do critério de largura de banda 41

i. Seleção das condições de voo e trimagem. 43

ii. Linearização 44

iii. Diagrama de Bode. 44

iv. Gráficos e resultados. 46

4 CONCLUSÃO E SUGESTOES PARA TRABALHOS FUTUROS.....55

5 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS 56

1 INTRODUÇÃO

Segundo COOPER & HARPER, 1969, qualidades de pilotagem são aquelas qualidades ou características que regem a facilidade e precisão com que um piloto é capaz de realizar as tarefas necessárias em apoio ao papel da aeronave.

A qualidade de voo definida por ASHKENAS, 1984, diz que as propriedades da aeronave com que o piloto pode explorar totalmente seu potencial e desenvolvimento durante uma larga gama de missões e testes, sem que os limites da aeronave produzam qualquer problema de controlabilidade na aeronave.

Através das duas citações verificou-se que enquanto as qualidades de pilotagem são dedicadas a especificar um conjunto de tarefas que assegurem a realização do papel da aeronave, a qualidade de voo se define como as propriedades da aeronave que o piloto consegue explorar durante todos os testes de voo realizados durante o desenvolvimento da aeronave.

De acordo com COOK, 2007, qualidade de voo e de manobra de uma aeronave são as propriedades que governam a facilidade e precisão que estas respondem o comando do piloto executados nos testes de voo. Embora essas propriedades sejam descritas qualitativamente e formuladas em termos da opinião do piloto, torna-se necessário encontrar alternativas quantitativas para fins analíticos mais formais.

Os critérios para avaliação da qualidade de voo foram criados para aprimorar a qualidade de voo durante o processo de desenvolvimento do avião. Melhorias foram observadas no setor aeronáutico graças ao avanço da tecnologia, em especial a computação e eletrônica. Assim os sistemas mecânicos foram substituídos por sistemas eletrônicos.

a. Motivação

A maior motivação foi buscar maior conhecimento sobra a qualidade de voo no desenvolvimento da aeronave, com o intuito de aprimorar os conhecimentos relacionados a

área de atuação no estágio. As principais fontes que foram consultadas para elaboração dos fundamentos teóricos foram: artigos, livros, *working papers* e dissertações.

O livro COOK, 2007 foi uma boa referência, pois apresenta os princípios da dinâmica de voo, interessado na provisão de bons voos e qualidades de manobra para aeronaves convencionais de pilotagem.

A dissertação da COSTA, 2012 me auxiliou no entendimento da parte teórica e no melhor entendimento do critério de largura de banda.

O *working paper* FIELD; ROSSITTO; MITCHELL, 2001 foi uma fonte bibliográfica bastante utilizada, pois fala sobre qualidade de voo e critério de qualidade de voo já existentes por mais de décadas.

b. Objetivos

O trabalho buscou apresentar a conceituação da dinâmica longitudinal do avião, apresentando a dinâmica longitudinal de uma aeronave, explicando também os modos longitudinais. E então foram apresentadas conceituações básicas sobre qualidade de voo, mostrando os níveis de qualidade de voo, e alguns dos critérios de qualidade de voo existentes. Com o objetivo de analisar o critério de largura de banda mais detalhadamente, mostrando toda a metodologia para analise desse critério e comparação dos resultados. Podendo assim verificar parte das etapas do processo do desenvolvimento do avião, tais como a seleção do processo, as características a serem estudadas, os procedimentos para análise de qualidade de voo e resposta do piloto.

c. Materias e métodos

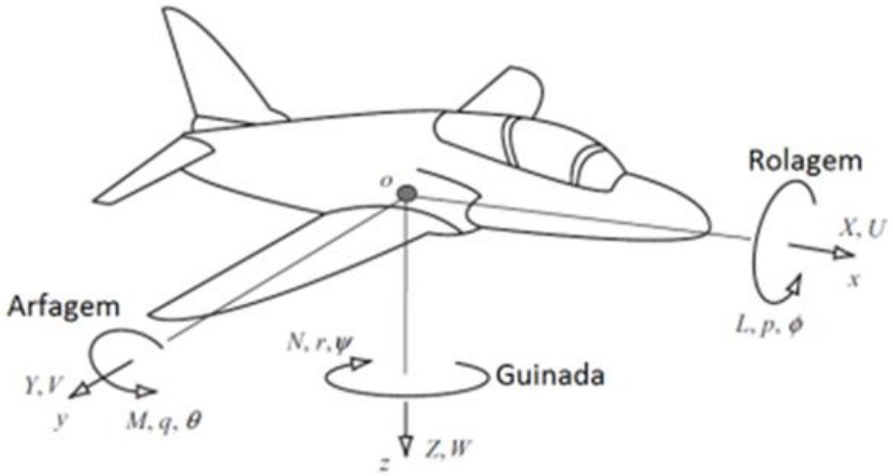
Foram selecionados 10 diferentes condições de voo em cruzeiro, analisando diferentes altitudes, Kias, peso e CG, com o intuito de comparar os diferentes resultados obtidos e realizar uma analise detalhada do critério.

Para obtenção de uma melhor qualidade de voo, inúmeras análises foram realizadas no desenvolvimento da aeronave. Para a análise deste trabalho em especifico, utilizou-se um modelo de uma aeronave para aproximadamente 70 passageiros. As ferramentas utilizadas foram o Matlab e alguns *scripts* já existentes para facilitação das análises necessárias para avaliação do critério escolhido.

2 FUNDAMENTOS TEÓRICOS

A figura 1 apresenta os eixos do sistema xyz e seus componentes, referentes ao movimento de rolagem, arfagem e guinada.

Figura 1 – Eixos do sistema xyz e seus componentes.



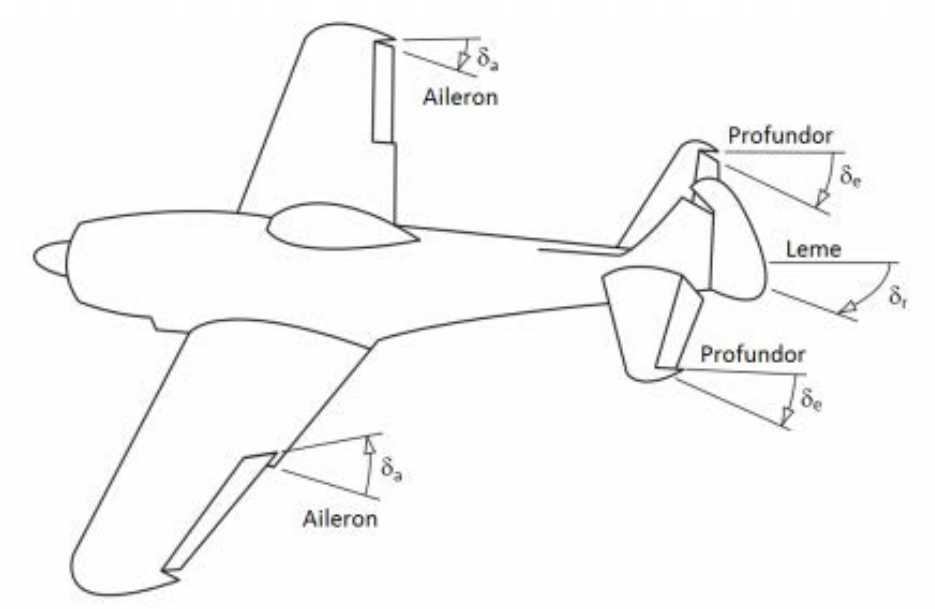
Eixos	Forças de perturbação	Velocidade média	Velocidade de perturbação	Ângulo de rotação	Velocidade angular	Momento de inércia	Momento
x	X	U	u	ϕ	p	A	L
y	Y	V	v	θ	q	B	M
z	Z	W	w	ψ	r	C	N

Fonte: (SOUZA; DANTAS, 2012).

O movimento de arfagem, executado na dinâmica longitudinal da aeronave, é provocado pelas superfícies de comando localizadas na extremidade posterior da aeronave (empenagem ou cone de cauda) denominada leme horizontal ou profundor. O acionamento do profundor é feito movendo o manche na direção do eixo longitudinal, para frente ou para trás (LÔBO, 1970).

As variáveis de controle no plano longitudinal são aquelas que determinam a estabilidade da aeronave nesse plano, ou seja, a posição do profundor (δe) e manete de potência (δT). Essas duas variáveis serão condições necessárias junto com o ângulo de ataque (α) para atingir a condição de equilíbrio para uma aeronave em qualquer altitude e velocidade. A figura 2 apresenta as superfícies de controle típicas de um avião, em especial o profundor, atuador responsável pela dinâmica longitudinal.

Figura 2 - Superfícies de controle típicas de um avião.



Fonte: (SOUZA; DANTAS, 2012).

A condição de equilíbrio de um sistema dinâmico são condições em que o sistema recebe valores de entradas constantes e seus estados permanecem fixos em seus valores iniciais.

A posição de equilíbrio de uma aeronave é a posição onde dada uma velocidade e uma altitude, a aeronave consegue permanecer sem alterar sua velocidade e altitude e mantendo ângulo de trajetória nulo. Para o caso do estudo do comportamento longitudinal, adota-se uma altitude de equilíbrio (H_e) e velocidade de equilíbrio (V_e) qualquer, e assim encontra-se as condições de equilíbrio para os valores de ângulo de ataque (α_{eq}), deflexão de profundor (δe_{eq}) e posição da manete de potência (δT_{eq}) que mantenham as derivadas do vetor de estados nulas. As condições de equilíbrio garantem que os valores de V_e e H_e serão valores alcançados ao longo do tempo.

Linearização do processo é o método usado para analisar o comportamento linear local de um sistema dinâmico ao redor de um ponto de interesse. Utiliza-se a linearização para a análise da estabilidade dinâmica da aeronave, pois através da linearização do sistema dinâmico em torno das condições de equilíbrio se consegue verificar o comportamento das variáveis de estado em torno da posição de equilíbrio.

Através do método de linearização da expansão das séries de Taylor tem-se que a perturbação no valor de uma variável de estado pode ser descrito como sendo o somatório das derivadas parciais dos estados multiplicados pelo valor das variações dos respectivos estados mais as derivadas parciais em relação às entradas multiplicadas pelas variações nas entradas.

Através da linearização é possível obter o comportamento dinâmico do sistema através dos autovalores da matriz A, ou seja, definir se o sistema será estável ou não, e aplicar métodos de controle para alterar a dinâmica do sistema.

a. Equação do movimento longitudinal

Para definir as equações de movimento longitudinal da aeronave, deve-se obter a descrição dos modelos aerodinâmicos e propulsores, obtendo assim as forças e momento de arfagem que atuam sobre a aeronave.

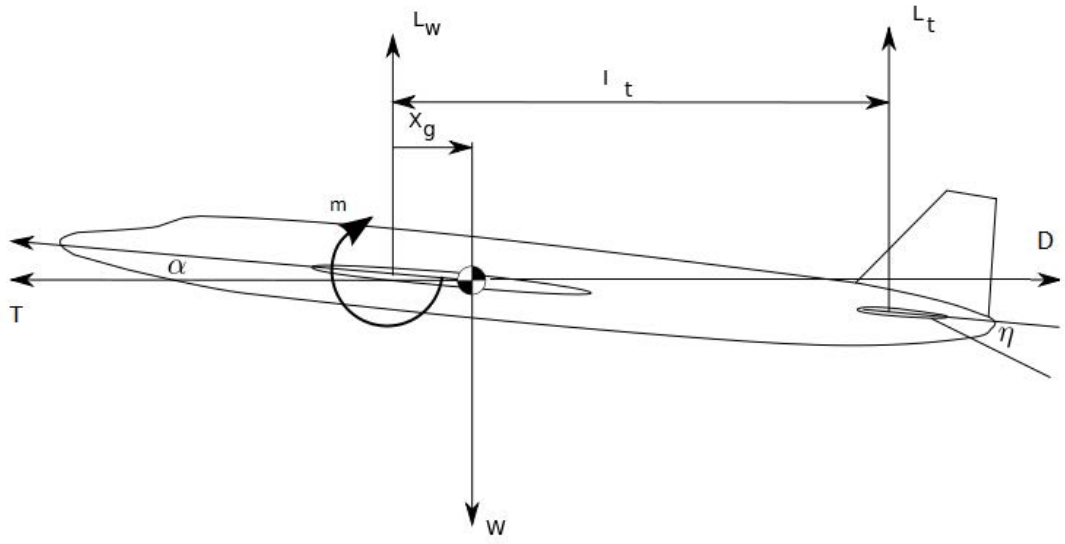
A figura 3 mostra as forças e momento que estão sendo aplicados na aeronave. Cujas forças são: força de tração (T), sustentação (L), arrasto (D) e peso (W). E em relação ao momento tem-se o momento de arfagem (m). As equações aerodinâmicas que representam cada uma das forças são representadas a seguir:

$$L = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_L \tag{1}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_D \tag{2}$$

$$m = \frac{1}{2}\rho V^2 S c C_m \tag{3}$$

Figura 3 - Forças e momento no movimento longitudinal.



Fonte: (http://en.wikipedia.org/wiki/Longitudinal_static_stability).

Onde se admite que os coeficientes C_L e C_D são funções lineares do ângulo de ataque, deflexão do profundor, taxa de arfagem (q) e taxa de variação do ângulo de ataque ($\dot{\alpha}$). O coeficiente de arrasto é função apenas do coeficiente de sustentação, que pode ser obtido através da polar de arrasto quadrática.

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta p}\delta p + C_{Lq}\left(q\frac{c_{rerf}}{V_{ref}}\right) \tag{4}$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta p}\delta p + C_{mq}\left(q\frac{c_{rerf}}{V_{ref}}\right) + C_{m\dot{\alpha}}\left(\dot{\alpha}\frac{c_{rerf}}{V_{ref}}\right) \tag{5}$$

$$C_D = C_{D0} + k_1 C_L + K_2 C_L^2 \tag{6}$$

No modelo propulsor são analisadas todas as forças e momentos relacionados à tração da aeronave. A tração do motor varia com a massa específica do ar (ρ), velocidade aerodinâmica (V) e posição da manete de potência (π). Pode-se representar a força de tração por:

$$F = \pi F_{\max,i}\left(\frac{\rho}{\rho_i}\right)^{n\rho}\left(\frac{V}{V_i}\right)^{n_V} \tag{7}$$

Onde $F_{\max,i}$ é a tração máxima obtidas nas condições ρ_i e V_i.

Já as constantes n_V, n_ρ representam os coeficientes de ajuste para tipos de propulsão de motores e densidades do ar em relação à altura respectivamente.

Valores para n_V são:

- Aeronaves como motor a pistão: $n_V = -1$;
- Aeronaves turbofan ou jato subsônico: $n_V = 0$;
- Jato supersônico: $n_V = 1$;

Valores para n_ρ são:

- Altitudes até 11000 metros: $0.7 < n_\rho < 0.8$;
- Altitudes maiores que 11000 metros: $n_\rho = 1$.

Caso o motor não esteja alinhado com o centro de gravidade da aeronave, deve se considerar o efeito do momento propulsivo sobre a aeronave que pode ser descrito por:

$$M_F = F\cos(\alpha_F)z_F + F\sin(\alpha_F)x_F \tag{8}$$

A equação matricial do movimento longitudinal deve ser escrita da seguinte maneira:

$$\dot{x} = A_{long}.x(t) + B_{long}.u(t) \tag{9}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{\delta T} & x_{\delta e} \\ z_{\delta T} & z_{\delta e} \\ m_{\delta T} & m_{\delta e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta T \\ \delta e \end{bmatrix} \tag{10}$$

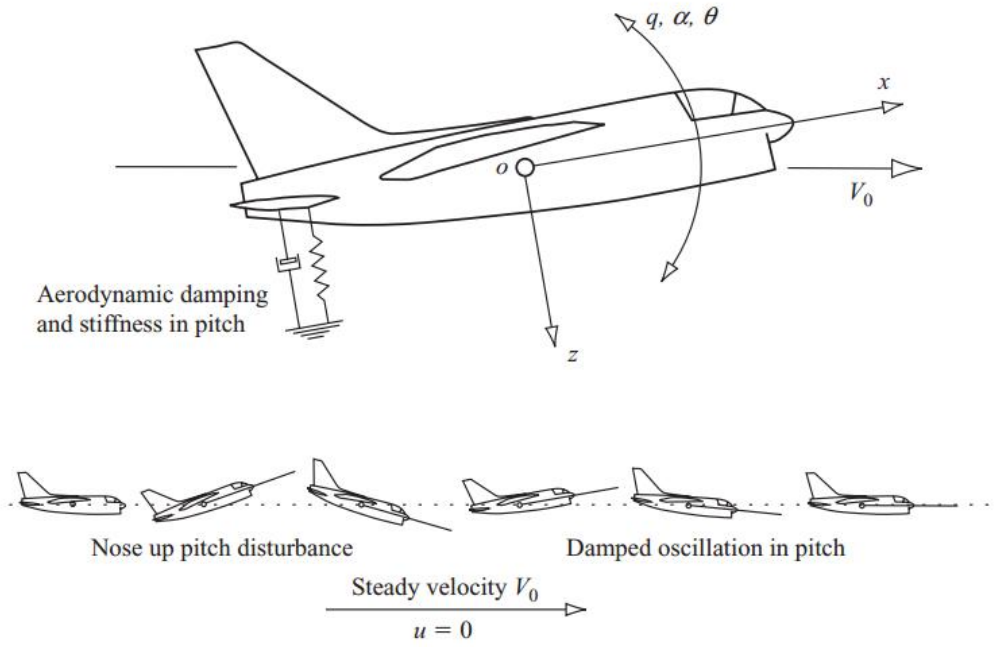
Através da linearização obtêm-se duas matrizes, a matriz A representa a taxa de variação dos estados e a matriz B representa a taxa de variação das entradas. Para o movimento longitudinal da aeronave têm-se quatro variáveis de estado e quatro variáveis de controle.

b. Modos longitudinais

I. Modo de período curto

O modo de período curto é basicamente uma oscilação fortemente amortecida por um período de poucos segundos no eixo *oy*, como mostra a figura 4. Sempre que uma aeronave sofre uma perturbação de um estado de arfagem em equilíbrio o modo é excitado e manifesta-se sozinho como uma clássica oscilação de segunda ordem onde as principais variáveis são ângulo de ataque (α), taxa de perturbação de arfagem (*q)* e ângulo de perturbação de arfagem (θ). Um fator significante desse modo é que a velocidade permanece aproximadamente constante (u = 0) durante a perturbação. Como o período desse modo é curto, a inércia e o efeito do momento garantem que a velocidade de resposta na escala do tempo do modo seja insignificante (COOK, 2007, p.145).

Figura 4 - Um período curto estável oscilando no ângulo de arfagem.



Fonte: (COOK, 2007).

A movimentação ocorre devido ao movimento de arfagem da aeronave sobre o centro de gravidade. Esta movimentação é tão rápida que a velocidade não muda, portanto esta oscilação ocorre essencialmente na variação do ângulo de ataque.

O modo de período curto tem a oscilação geralmente fortemente amortecida por um período de poucos segundos. A movimentação ocorre devido a uma taxa de arfagem muito rápida da aeronave sobre o centro de gravidade. Esta movimentação é tão rápida que a velocidade não muda, portanto esta oscilação ocorre essencialmente na variação do ângulo de ataque.

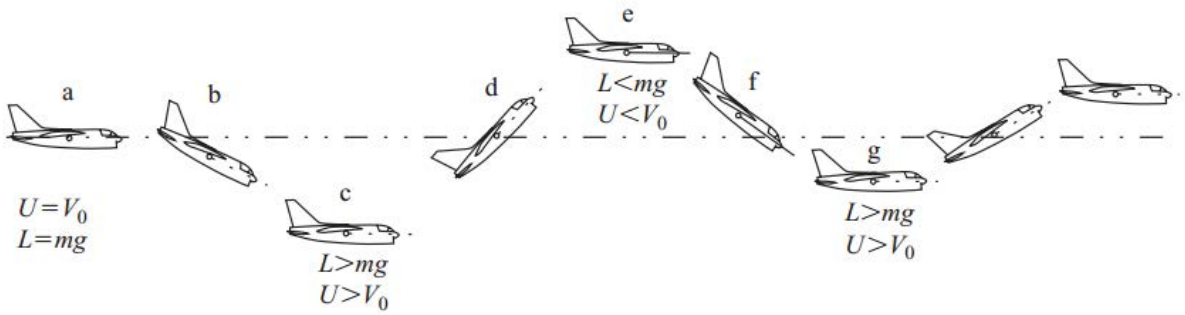
Porém, esses períodos curtos de frequência e amortecimento não são métricas suficientes para a total definição das qualidades de voo de uma aeronave. Através de uma analise sobre as características de um bombeamento, desenvolveu se o *Control Anticipation Parameter* (CAP), que é a razão entre a aceleração inicial de arfagem e a resposta da trajetória de voo. A correlação entre os valores de CAP e as avaliações do piloto sobre os experimentos de qualidade de voo levam ao desenvolvimento dos limites aceitáveis da qualidade de voo baseando-se no CAP. Estes requisitos foram incorporados nas especificações de qualidade de voo das forças armadas dos Estados Unidos e foram aceitos como meios de caracterizar uma qualidade de voo longitudinal (FIELD; ROSSITTO; MITCHELL, 2001).

II. Modo de período longo (fugoide)

O modo de período longo, também chamado de fugoide, é comumente uma oscilação de baixa frequência levemente amortecida na velocidade u que acopla o ângulo de perturbação de arfagem (θ) e a altura (h). Um fator significante desse modo é que o ângulo de ataque (α) permanece constante durante a perturbação. Entretanto é claro que a fugoide ocorre em dimensões maiores ou menores dependendo da ocasião, em todas as variáveis do movimento longitudinal, mas a magnitude relativa do componente de incidência de um fugoide (α) e a taxa de perturbação de arfagem (q) são bem pequenas. Normalmente, o raio de amortecimento é bem pequeno. Entretanto o aparecimento de características de amortecimento nesse modo deve-se normalmente ser influenciado pelos efeitos de potência de alguns aviões.

Como é mostrado na figura 5, o avião esta inicialmente trimado em uma posição de equilíbrio de voo com uma velocidade estática V_0, uma sustentação L e peso mg que são iguais. O avião sofre uma perturbação em figura 5(a) de tal modo que a velocidade é reduzida por uma pequena quantia u. Visto que o ângulo de ataque permanece consideravelmente constante isto resultará em uma pequena redução de sustentação de modo que o avião já não esta mais em equilíbrio vertical. E por isso começa a perder altura e começa a acelerar como mostrado em figura 5(b). A velocidade continua acumulando um valor superior a V_0 acompanhado por um acúmulo de sustentação que eventualmente excede o peso por uma margem significativa, esta acumulação de velocidade e sustentação passa a ser constante até a imagem figura 5(c) e então o avião começa a subir, havendo um excesso de energia cinética, inercial e efeito de momento o que leva o avião voar através da altura nominal trimada no ponto inicial figura 5(d), a partir de então perde velocidade e sustentação, e desacelera até que o movimento de inclinação se estabilize em figura 5(e) quando a sustentação é significativamente menor que o peso e a aceleração descendente começa novamente. A inércia e os efeitos de momento levam o avião continue voando para baixo até a altura nominal de trimagem do ponto inicial figura 5(f) e tanto a velocidade como a sustentação continuam aumentando até que a taxa de arfagem se estabilize em figura 5(g), começando a subir novamente para então começar o próximo ciclo de oscilação. O efeito do arrasto gera uma movimentação variável máxima e mínima de cada pico para então reduzir gradualmente até que o movimento eventualmente amorteça (COOK, 2007, p.146).

Figura 5 - Desenvolvimento de uma fugóide estável



Fonte: (COOK, 2007).

Os pilotos podem controlar as oscilações de fugoide completamente fechando um loop de baixo ganho de arfagem, isto requer a atenção do piloto e tarefas secundárias difíceis, se as características da fugoide apresentadas forem pobres (HODGKINSON, 1999).

c. Atuadores primários do modo longitudinal

Os atuadores primários que atuam na direção longitudinal são profundor e estabilizador horizontal. Esses dois atuadores claramente tem um importante papel na definição do estado estacionário, isto é, na condição de equilíbrio em voo.

O profundor apresenta uma enorme resposta para o modo de fugoide, tanto para u quanto para γ (levemente amortecido), já o modo de período curto é menos pronunciado. A resposta do profundor a ω mostra um cancelamento polo/zero (implica que alguma dinâmica no sistema deixa de ser vista pela saída e nem pode ser alterada pela entrada, gerando perda de controlabilidade e/ou observabilidade) no modo de fugoide. Então o nível de amplitude é essencialmente constante para a frequência de modo de período curto.

Os propulsores apresentam picos de fugoide, e o modo de período curto é bem fraco. Os propulsores apresentam controles de velocidade de impulso e por isso é que se espera uma ampla resposta associada ao modo de fugoide, a variação da velocidade é a componente chave neste modo.

d. Conceituação de qualidade de voo

Antigamente os requisitos de qualidade de voo para as resposta da dinâmica de um avião eram especificados em termos de frequência e características de amortecimento do corpo rígido em movimento. No eixo longitudinal as preocupações são os modos de período curto e os modos de fugoide. Eventualmente o modo de fugoide é normalmente estável, isto é, facilmente controlado pelo piloto. Portanto o modo de período curto requer maior atenção (FIELD; ROSSITTO; MITCHELL, 2001).

Ambos os modos de estabilidades dinâmicas longitudinais são excitados sempre que a aeronave sofre uma perturbação do seu estado de equilíbrio. Esta perturbação pode ser

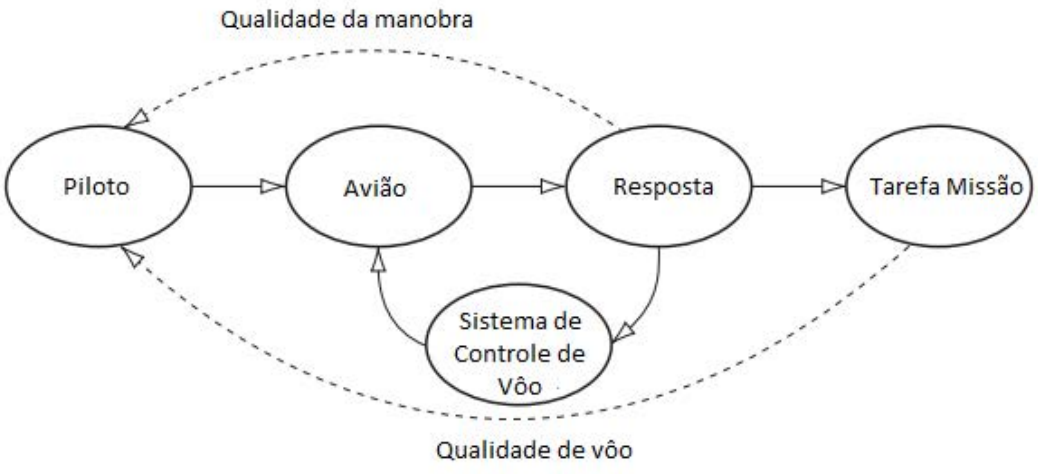
iniciada por uma entrada do controle do piloto, uma mudança do ajuste de potência, mudanças na configuração da fuselagem como o desdobramento do flap e por influências atmosféricas como turbulências e temporais.

Qualidade de voo são as características de uma aeronave que governam a facilidade e a precisão com que o piloto é capaz de realizar as missões requeridas em suporte às atividades da aeronave (COOPER; HARPER, 1969).

No passado, as primeiras considerações sobre qualidade de voo eram feitas nos primeiros voos de teste em uma aeronave protótipo, o que acarretava em aeronaves razoavelmente seguras, contanto que o piloto estivesse treinando e habituado com a mesma (FERREIRA, 2008).

As qualidades de voo de uma aeronave são propriedades que descrevem facilmente e efetivamente como que esta responde ao comando do piloto em um ensaio de voo, ou *mission task element* (MTE). Primeiramente, as qualidades de voo são descritas qualitativamente e são formuladas de acordo com a opinião do piloto e eles tendem a ser bastante subjetivos. O processo envolve a percepção do piloto sobre a qualidade de voo e esta deve ser interpretada em forma de um fluxograma como mostrado na figura 6, onde as linhas sólidas representam o percurso do fluxo de sinais físicos, mecânicos e elétricos, enquanto os sinais pontilhados representam as informações de *feedback* sensoriais para o piloto (COOK, 2007).

Figura 6 - Qualidades de voo e manobra de uma aeronave convencional



Fonte: (COOK, 2007).

A percepção do piloto sobre as qualidades de voo é considerada para constituir uma descrição qualitativa de quão bem o avião executa a tarefa comandada. Por outro lado, a

percepção do piloto sobre a qualidade da manobra é considerada uma descrição qualitativa da adequação de resposta dinâmica em curto prazo dos controles executados no ensaio de voo (COOK, 2007).

Em resumo, nota-se que a qualidade de manobra esta associada à resposta do avião, já a qualidade de voo considera o ensaio relacionado. Portanto, quando as características da estrutura do avião sofrem alguma alteração pelo sistema de controle de voo, as qualidades serão influenciadas de acordo com a figura 7.

Com o avanço da tecnologia, as aeronaves passaram a empregar o sistema *fly-by-wire* (FBW), esta tecnologia permite um voo mais suave e natural ao converter a entrada manual do piloto eletronicamente, em vez de mecanicamente. Os sistemas eletrônicos *fly-by-wire* aumentam o número de superfícies de controle que podem funcionar simultaneamente. Isso permite controle e desempenhos máximos, reduzindo ao mesmo tempo a carga de trabalho do piloto e criando um voo mais suave para os passageiros. A proteção de revestimento adicional também aumenta a segurança do voo. Contudo, a principal contribuição dessa tecnologia é proporcionar ao piloto qualidades de pilotagem mais uniformes em todo o envelope de operação.

Os maiores benefícios do controle de voo por *fly-by-wire* são (SAMAD; ANNASWAMY, 2011):

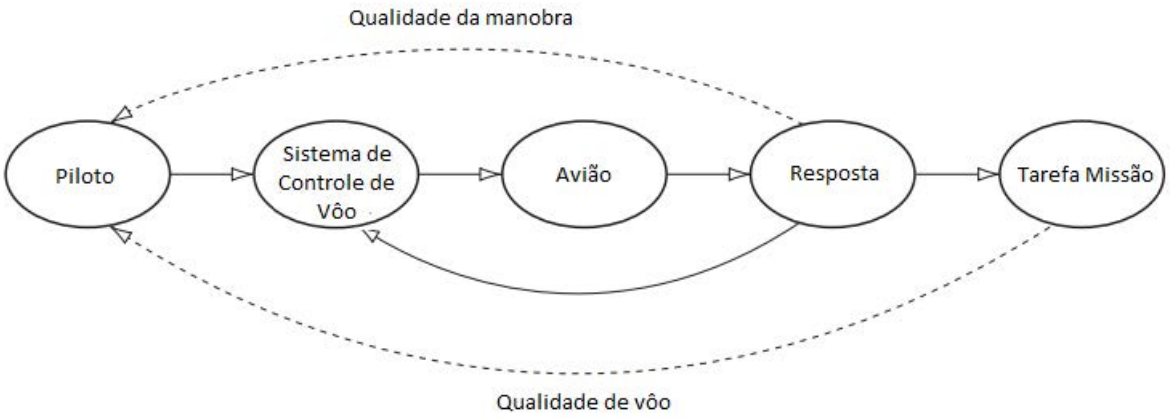
- Redução total de custos.
- Redução total do peso da aeronave.
- Aumento da segurança e confiabilidade.
- Eficácia do combustível.
- Redução na emissão de CO_2/NO_X.
- Melhoria da qualidade de voo.
- Melhoria no conforto dos passageiros
- Redução do trabalho do piloto.
- Facilidade de montagem e manutenção.
- Melhoria no desempenho da missão.

Além da complexidade adicionada em função dos novos sistemas, surgiram novas dinâmicas (atraso entre o comando do piloto e a resposta da aeronave, por exemplo) capazes de alterar significativamente as qualidades de voo da aeronave. Considerando isto,

atualmente, antes de aplicar qualquer nova tecnologia, a indústria realiza exaustivos testes para balancear os prós e contras de cada implementação (FIELDING, LUCKNER, 2000).

Neste caso, o fluxograma de qualidade de voo e manobra foi modificado de acordo com a figura 7. Como é possível verificar, o sistema de controle de voo foi integrado à linha primaria do fluxograma e passou a ser comandado diretamente pelo piloto.

Figura 7 - Qualidades de voo e manobra em uma aeronave FBW.

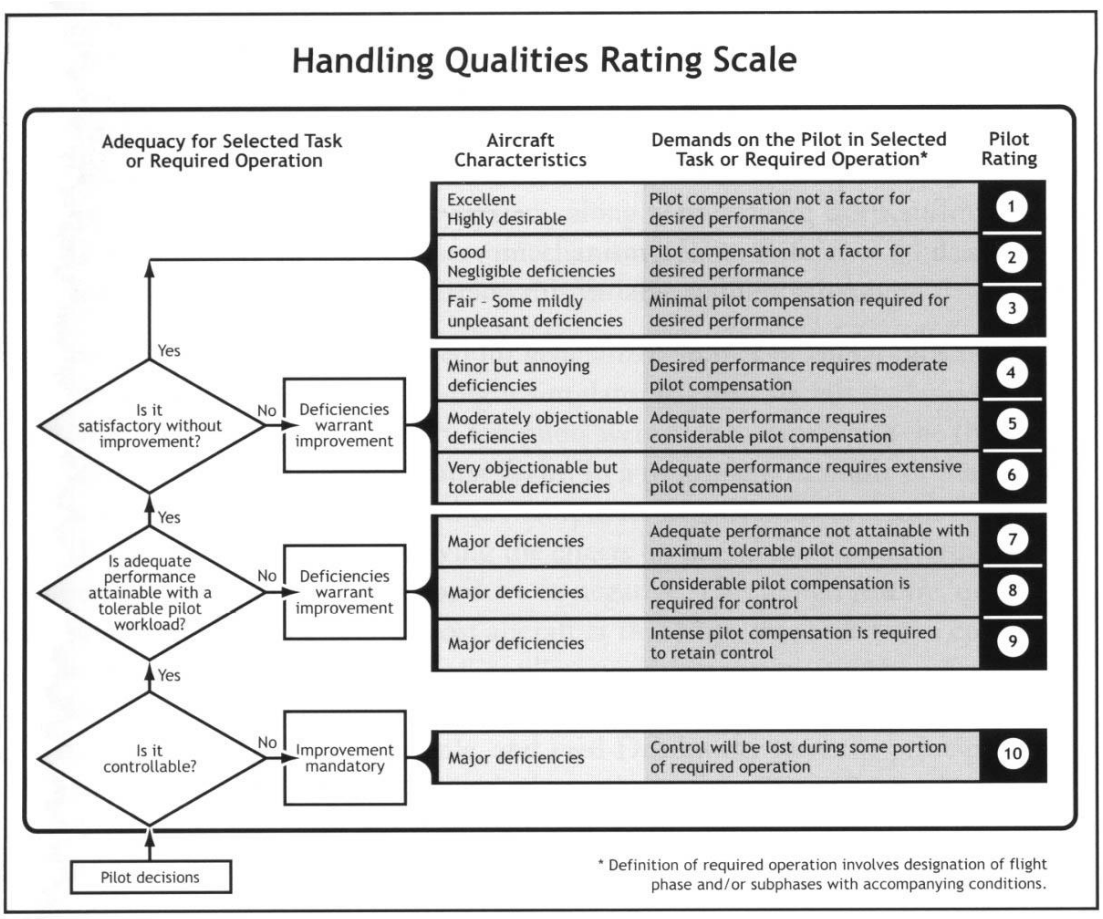


Fonte: (COOK, 2007).

i. Cooper-Harper

A escala de Cooper- Harper é universalmente usada por pilotos em testes nos simuladores para avaliar a qualidade de manobra do avião durante a fase de desenvolvimento. Esta escala permite uma comparação com outras aeronaves e ainda mostra o cumprimento com a especificação. A escala apresenta 10 posições, onde 1 é o indicador para excelente e 10 é a pior qualidade possível, a figura 8 apresenta todas as escalas.

Figura 8 - Escala de Qualidade de manobra de Cooper-Harper



Fonte: (http://history.nasa.gov/SP-3300/fig66.htm).

ii. Definição de PIO

Desde 1960 várias abordagens tem sido desenvolvidas para a caracterização da qualidade de voo de uma aeronave. Os principais critérios de interesse são a tarefa de monitoramento da tarefa de aproximação e aterrissagem. Elementos adicionais ou desenvolvimentos de critério de qualidade de voo também visão a importante questão sobre *Pilot Induced Oscilations* (PIO) (FIELD; ROSSITTO; MITCHELL, 2001)

Um PIO é uma oscilação não intencional incontrolável resultante dos esforços de um piloto controlar uma aeronave. A experiência claramente tem demonstrado que é quase impossível evitar um PIO de alguma forma durante o processo de desenvolvimento de um avião. Se um PIO é possível, a melhor defesa contra uma “surpresa” é estar preparado para qualquer eventualidade (MITCHELL; HOH, 1999).

Outro fator importante para a ocorrência do fenômeno PIO é a presença da tríade piloto-veículo-gatilho. Um PIO somente irá ocorrer em um sistema operando em malha fechada (piloto + veículo) e quando houver um fator surpresa que desencadeie (gatilho) um modo de pilotagem agressivo (alto ganho). O termo gatilho também é referido na literatura como abismo (*cliff*) ou fator surpresa (*startle factor*) (CALSPAN, 1998; KLYDE; MITCHELL, 2005)

Em um projeto para resistência de PIO deve-se assegurar de que a aerodinâmica, sistema de controle de voo, atuadores e iniciadores de controle do cockpit, são todos especificados com a perspectiva de PIO. Isto é, uma provisão deve ser feita para incorporar alguma outra forma de proteção, como um software de limitação de taxa ou um detector em tempo real (MITCHELL; HOH, 1999).

Torna-se imprescindível a realização de ensaios em voo, principalmente pela falta de um modelo suficientemente completo para capturar as características humanas nas várias fases de voo. Além do mais, há um forte elemento subjetivo nessa avaliação, que leva as autoridades certificadoras a terem a necessidade de participarem da realização dos ensaios e não aceitarem substanciações que utilizem modelagem matemática. No máximo, esse tipo de modelagem e aplicação de critérios leva apenas a uma redução da matriz de pontos de ensaios de voo (CALSPAN, 1998; MCRUER, 1995; CELERE, 2008).

Os métodos mais efetivos para prevenção de PIOs são baseados nos critérios de atitude de inclinação (*pitch attitude*) e largura de banda (*Bandwidth*). A largura de banda mede basicamente a estabilidade do avião e determina a possível faixa de frequência controlada pelo piloto com uma mínima equalização (MITCHELL; HOH, 1999).

iii. Influência da variação do CG na dinâmica da aeronave

O centro de gravidade (CG) da aeronave é considerado como um ponto onde todo o peso do avião está concentrado. O peso é um combinado da própria aeronave com a tripulação, combustível e carga ou bagagens.

Em fases iniciais de projeto, em que a aeronave ainda não está determinada, é necessário avaliar se as configurações escolhidas apresentarão características de qualidade de voo desejáveis. Nestas fases, muitas das informações e considerações realizadas baseiam-se

no estudo dos estados de equilíbrio da aeronave. Este estudo é chamado de estudo da estabilidade estática (PAGLIONE; ZANARDI, 2000).

A estabilidade estática de uma aeronave está relacionada à tendência da aeronave retornar ao seu estado de equilíbrio após sofrer uma perturbação. Essa tendência ao retorno dos estados originais depende não apenas dos movimentos gerados em torno do CG da aeronave, mas também das características de distribuição de massa, das forças de amortecimento e das contribuições de cada elemento da aeronave (asa, empenagem e fuselagem) no momento de arfagem em torno do CG (ETKIN; REID, 1996).

iv. Níveis de QDV

Os Níveis de qualidade de voo são quantificados em degraus de aceitação de uma aeronave em termos de habilidade de completar uma missão para cada diferente manobra. Os três níveis existentes são definidos na tabela 1:

Tabela 1 - Níveis da qualidade de voo.

Nível 1	Qualidade de voo claramente adequada para uma fase de missão de voo.
Nível 2	Qualidade de voo adequada para realizar uma fase de missão de voo, porém com um aumento da carga de trabalho do piloto e/ou a degradação de uma missão efetiva.
Nível 3	Qualidade de voo degradada, porém visto que esta aeronave pode ser controlada, missão inadequadamente efetiva e alta, ou limitada pela carga de trabalho do piloto.

Em resumo o Nível 1 de qualidade de voo implica em uma aeronave totalmente funcional, sendo 100% capaz de realizar as missões com aceitáveis cargas de trabalho do piloto a todo o tempo. Entretanto, à medida que qualquer erro ou falha ocorra do avião, engenheiros ou modos de sistemas devem-se degradar o nível de qualidade de voo. Isto mostra que as qualidades de voo são dependentes do estado de falha da aeronave o que a torna dependente da confiabilidade funcional critica dos componentes da aeronave.

e. Critério de largura de banda

A largura de banda do controle da aeronave é criticamente importante para uma boa qualidade de pilotagem, devido a sua íntima relação com o sistema de controle de voo. Embora não seja sensível a determinados parâmetros, as características de largura de banda são facilmente modificáveis pelo sistema de controle de voo, pois elas variam com as entradas e saídas envolvidas (COSTA, 2010).

Dificuldades no controle e pilotagem são verificadas quando a largura de banda de relação entrada-saída é menor do que deveria ser. Quando a malha é fechada, aeronaves com baixa largura de banda tornam-se instáveis, mesmo o piloto alcançando um ganho baixo, ao passo que, em aeronaves com alta largura de banda, o sistema só alcança a instabilidade com ganhos muito elevados (COSTA, 2010).

Em virtude da característica descrita acima, os projetistas de sistemas de controle de voo tendem a aumentar a largura de banda além dos limites dinâmicos naturais. A consequência disso é o aumento dos ganhos de controle e, por conseguinte o aumento das exigências de desempenho dos componentes do sistema. Assim, deve existir um equilíbrio na escolha da margem de estabilidade e as exigências de projeto. Todas as propriedades de largura de banda da relação entrada-saída devem ser consistentes com boas qualidades de pilotagem por meio da margem de estabilidade limite de desempenho dos componentes do sistema (COSTA, 2010).

Esse critério tem grande vantagem de ser aplicável a qualquer tipo de resposta (variação da função de transferência) e, no caso de uma aeronave com sistema e/ou estabilidade aumentada não há restrição quanto à ordem da dinâmica da aeronave. Outra característica importante deste critério é que ele assume que o piloto é um ganho puro, ajustado para operar em uma determinada largura de banda, de maneira que as margens de fase e ganho sejam garantidas (COSTA, 2010).

A largura de banda é definida pela frequência na qual a margem de fase é maior ou igual a 45° e a margem de ganho é maior ou igual a 6dB (HODGKINSON, 1999).

O atraso de fase mede a alta frequência na perda de fase se o piloto estiver operando em altas frequências. O atraso de fase é calculado a partir da equação (11) e os valores requeridos são obtidos da maneira em que é exemplificado na figura 8.

$$\tau_p = \frac{\Delta\Phi 2\omega_{180}}{57.3(2\omega_{180})} \tag{11}$$

$$\omega_{BW\theta} = \text{MIN}\ (\omega_{BWgain}\ ,\ \omega_{BWphase}) \tag{12}$$

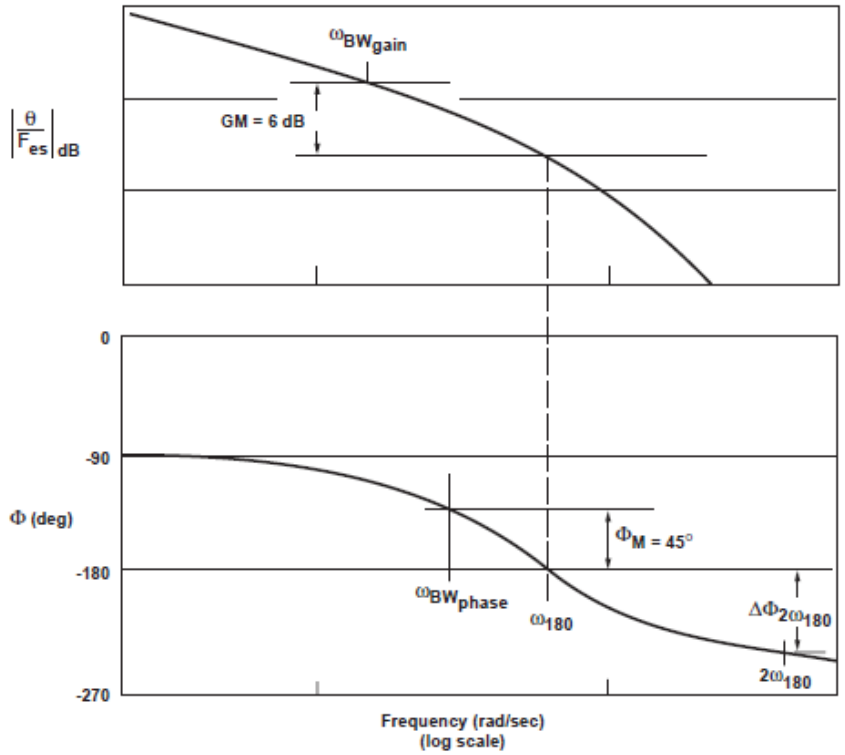
Onde:

τ_p = Atraso de fase.

$\omega_{BW\theta}$ = Trajetória de voo de largura de banda.

Após a determinação do atraso de fase (τ_p) e da trajetória de voo de largura de banda ($\omega_{BW\gamma}$) os resultados são plotados na figura 9 e então se determina a condição de PIO de acordo com o resultado obtido (de acordo com a área onde os pontos se localizam).

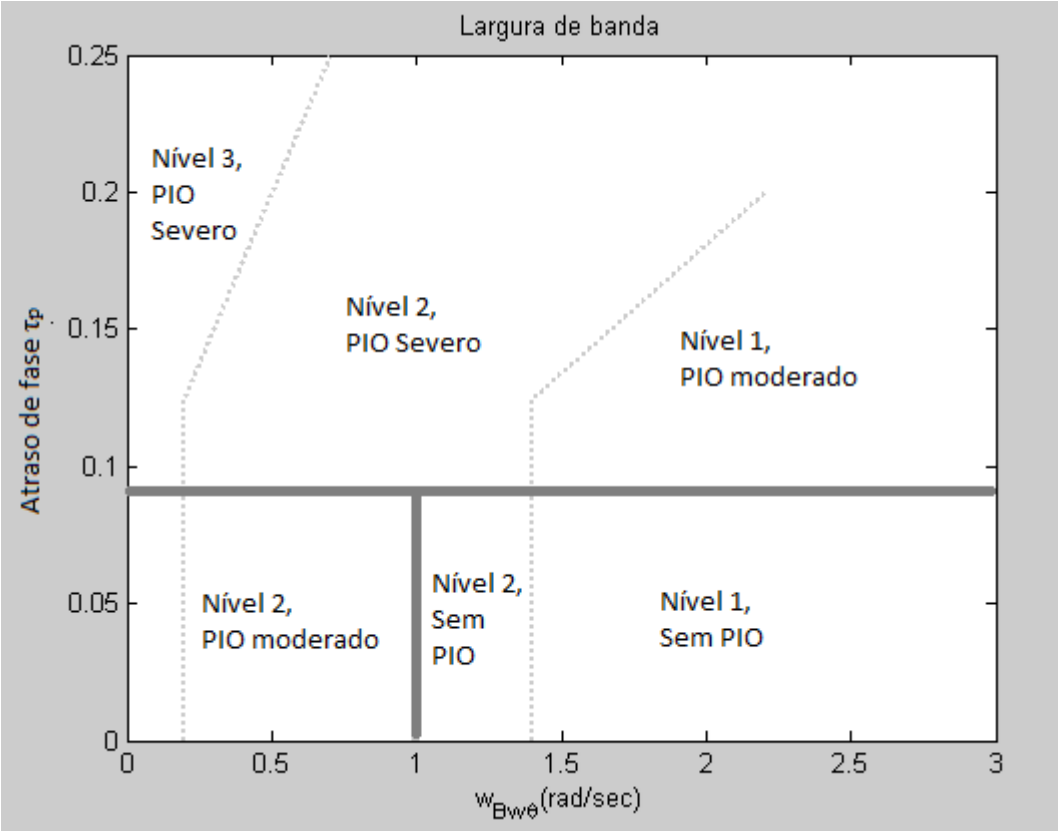
Figura 9 - Definição de largura de banda e atraso de fase.



Fonte: (HODGKINSON, 1999).

Cada área apresentada na figura 10 possui o nível de QDV correspondente e indica o grau de PIO que pode ocorrer.

Figura 10 - Largura de banda baseada no critério de PIO



Fonte: (Autoral).

Como mencionado acima, PIO é uma oscilação sustentada e involuntária que resulta de uma interação anormal entre o piloto e a aeronave. Dado que este problema aparece quando o piloto tenta comandar a aeronave.

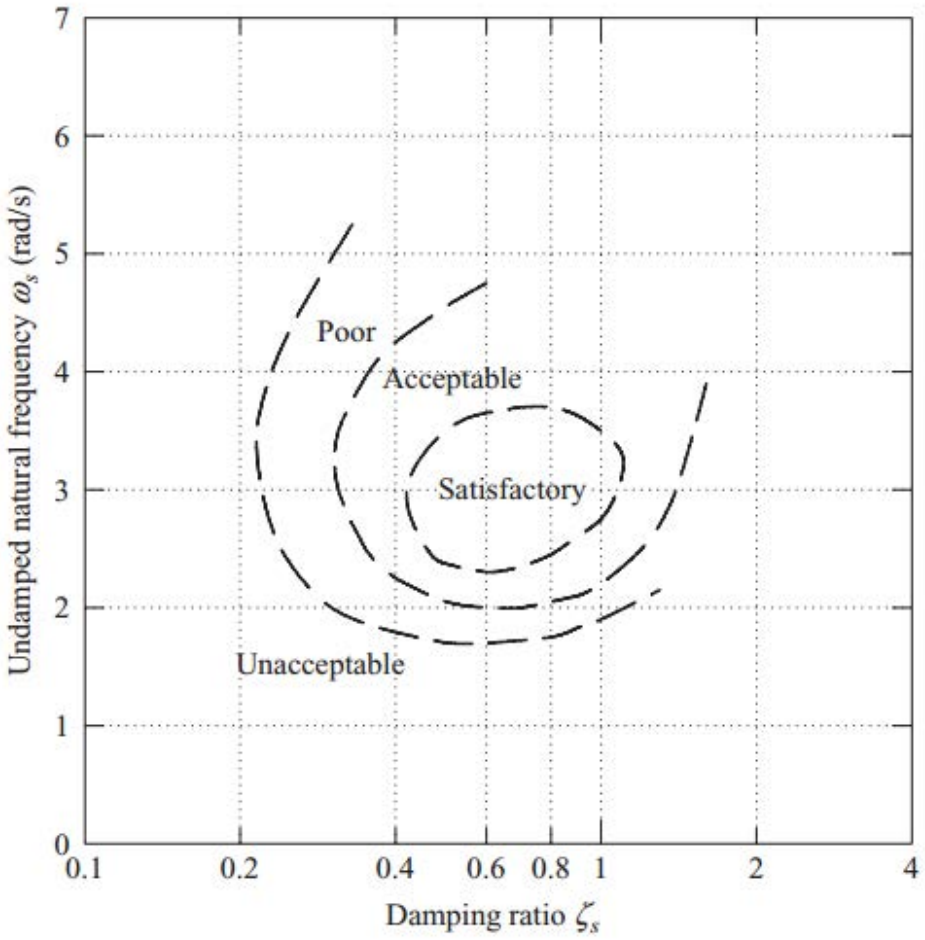
f. Outros critérios de qualidade de voo no modo longitudinal

i. Critério "*Thumbprint*"

Um dos primeiros critérios de qualidade de voo, o também chamado período curto longitudinal, o critério de "*thumbprint"* foi estabelecido como ferramenta nos anos 50s. Este critério fornece orientação para o uso de designers de avião e avaliações sobre as melhores

combinações do modo de período curto longitudinal amortecido e frequência para dar boas qualidades à manobra. Entretanto, deve ser lembrado que a informação provida é empírica e baseada inteiramente na opinião do piloto. A melhor forma de apresentar este critério é mostrando a figura 11.

Figura 11 - Período curto longitudinal - o critério de "*thumbprint"*.



Fonte: (COOK, 2007).

Uma aeronave possui a qualidade de voo satisfatória quando a taxa de amortecimento do período curto e a frequência natural podem ser plotadas no centro dos contornos do gráfico "*thumbprint*".

Pilotos que costumam avaliar esta manobra de qualidade, também chamada de estabilidade variável do avião tal como a aeronave USAF/CAL T-33, um jato de treino que foi extensivamente modificado para ser utilizado como um veículo de pesquisa (HALL; HUBER, 1970).

A taxa de amortecimento e a frequência natural de uma aeronave de estabilidade variável podem ser variadas pelo ajuste do CG do avião. As taxas do piloto correspondem à escala Cooper-Harper. O critério de "*thumbprint"* requer duas hipóteses:

- A variável predominante sentida pelo piloto é a aceleração normal, em oposição à aceleração de arfagem.
- A resposta do período curto deve ser representada por um sistema linear de segunda ordem.

O critério de *thumbprint* é importante para uma aeronave que não tem um sistema de aumento de estabilidade. Um sistema linear de segunda ordem não deve ser capaz de aproximar as dinâmicas de um avião que tem aumento de estabilidade.

Para utilização desse critério, é necessário saber a frequência natural e a taxa de amortecimento do modo de período curto da aeronave. Estes valores devem ser determinados pelos seguintes métodos:

- Testes de voo podem ser usados para excitar o modo de período curto do avião independentemente do modo de fugoide. A taxa de amortecimento e a frequência natural podem ser estabelecidas por meio de técnicas de ajuste de curva dos dados dos testes de voo.
- Um modelo matemático pode ser criado para descrever as dinâmicas da aeronave. Isto é feito utilizando equações de movimento e coeficientes aerodinâmicos da aeronave. Estas equações são geralmente não lineares definidas por uma equação diferencial. Estas equações devem ser linearizadas até certo ponto de trimagem para realização de uma análise de autovalores. Uma análise de autovalores é então realizada para a linearização de equações do modelo de uma aeronave. Esta análise gera a taxa de amortecimento de período curto e a frequência natural.

O critério de "*thumbprint"* é importante desde que seja útil em determinar se um avião estará propenso a ‚*pecking'*. *Pecking* ocorre durante condições tempestuosas ou perturbações sem α no caso de aeronaves com asas. Acontecimentos de altas e baixas frequências de *pecking* têm sido descobertos (NICKEL; WOHLFAHRT, 1994).

Este critério é mais aplicável às aeronaves mais modernas, a realização de uma excelente dinâmica do modo de período curto não garante necessariamente uma ótima qualidade de manobra longitudinal. São vários os fatores que contribuíram para a qualidade de voo de uma aeronave, neste trabalho são discutidos apenas alguns desses fatores.

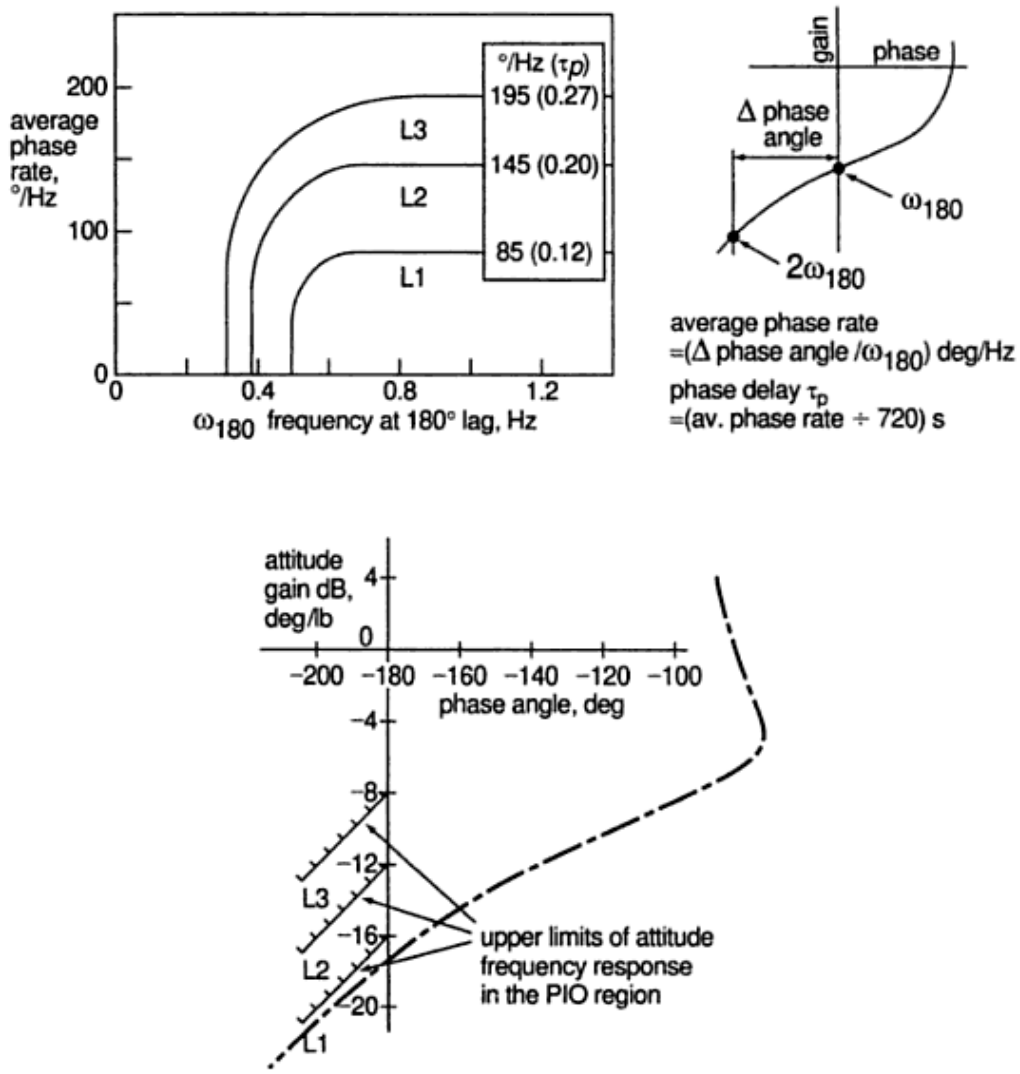
ii. Critério de Gibson

Este critério foi desenvolvido por John Gibson, e consiste na combinação da taxa de fase dos limites de atitude de arfagem com a frequência de estabilidade neutra. Como ilustrado na figura 12, o parâmetro da taxa de fase de Gibson é a medida de inclinação da curva de atitude de fase entre ω180 e 2ω180.

Uma diferença significante entre o critério de Gibson com o critério de largura de banda é que no critério de largura de banda todos os requisitos são referenciados a uma força de controle e, portanto o controle de sistemas dinâmicos é incluído como parte do sistema. Para o critério de Gibson, esses sistemas dinâmicos são excluídos (PRATT, 2000).

Os níveis limites que definem a suscetibilidade da ocorrência de PIO e a seriedade são mostrados na figura 12, onde L1 define a região onde nenhuma categoria de PIO deve ocorrer, L2 aponta a região onde há possibilidades da ocorrência de PIO, isto é, susceptível de ser perigoso e L3 define uma região perigosa em casos de PIO (PRATT, 2000).

Figura 12 - Critério de Gibson



3 METODOLOGIA

a. Modelo da aeronave

O modelo da aeronave utilizada neste trabalho é um representativo de uma aeronave comercial. Os dados básicos da aeronave são apresentados na tabela 2. As simulações e análises são realizadas no SIMULINK/MATLAB.

Tabela 2 - Dados básicos de uma aeronave para o estudo de caso.

No. de Passageiros	70~100
MTOW* (Kg)	37200
BOW* (Kg)	21121
Velocidade máxima (KCAS)	320
Velocidade máxima (Mach)	0.82
Teto Operacional (ft)	41000

As condições de voo que serão analisadas são a fase de cruzeiro. O envelope de voo é limitado pelo peso de operações básicas (*Basic Operating Weight* - BOW) e pelo peso máximo de decolagem (*Maximum Take-Off Weight* - MTOW). Os limites do centro de gravidade são de 5% da corda média aerodinâmica para o limite dianteiro e 30% para o limite traseiro. A tabela 3 apresenta as dez condições de voo com variações de Kias, altitude, condições de peso e CG para a aeronave.

Tabela 3 – Condições de voo analisadas neste trabalho.

Condição de voo	Kias	Altitude (ft)	Peso (kg)	CG
01	150	0	25000	0,05
02	150	15000	25000	0,05
03	150	15000	25000	0,25
04	150	30000	25000	0,15
05	200	0	30000	0,15
06	200	15000	35000	0,05
07	200	30000	35000	0,15
08	250	0	25000	0,25
09	250	15000	25000	0,25
10	250	30000	25000	0,25

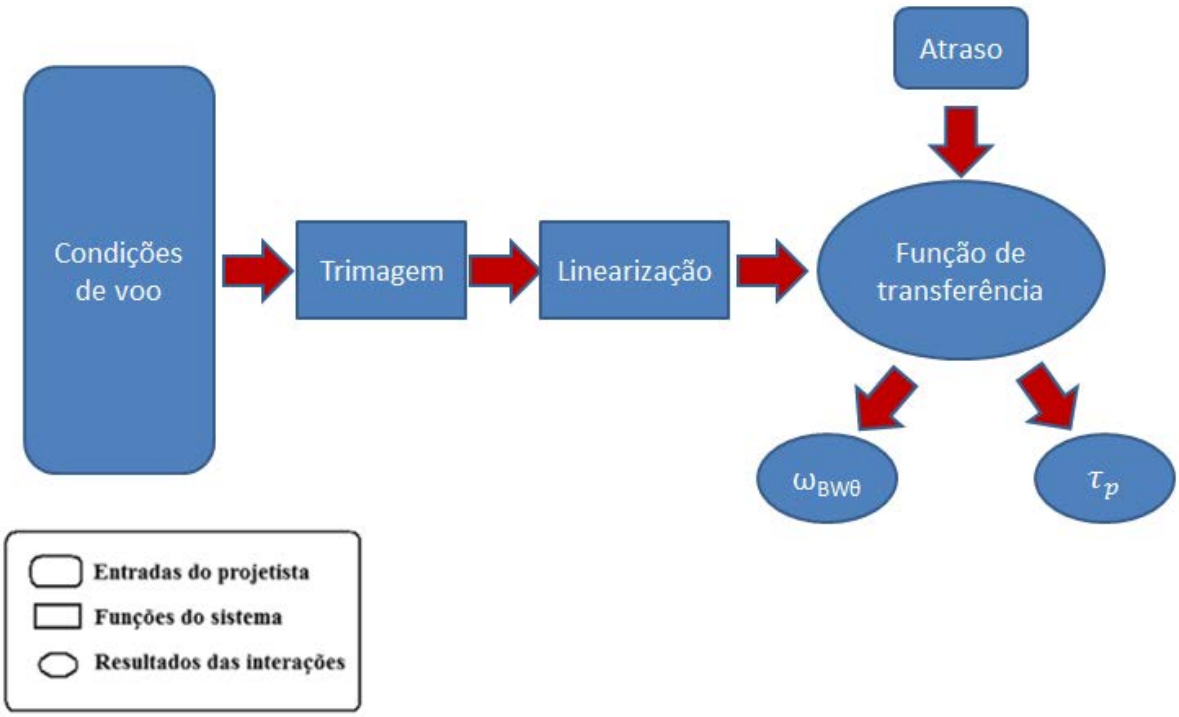
b. Análise do critério de largura de banda

Todo o processo de desenvolvimento de uma aeronave comercial, por exemplo, dura em média de 5 a 6 anos. As análises do critério são iniciadas no começo do programa, após o anteprojeto, e são realizadas continuamente durante todo o programa de desenvolvimento da aeronave, isso ocorre devido às diversas mudanças durante toda a etapa de desenvolvimento.

O critério de largura de banda é apenas um instrumento de auxilio para o engenheiro de desenvolvimento, pois o que realmente importa é a opinião do piloto sobre a qualidade de voo. Portanto se uma análise realizada pelo critério de largura de banda apontar uma boa condição de voo (uma condição teoricamente sem condições de PIO e nível 1), são os testes em simuladores com o piloto é que poderão confirmar esta situação. Casos em que a opinião do piloto é contrária aos resultados dos critérios analisados, deverão ser feitas novas alterações/análises do modelo. O piloto qualifica a aeronave de acordo com a escala de Cooper Harper, citada no item 3.2.1.

As etapas para o processo de análise do critério de largura de banda são apresentadas na figura 13:

Figura 13 – Esquematização de simulação para obtenção da largura de banda.



Fonte: (Autoral).

Como mostrado na figura 13, o projetista tem a liberdade de escolher as condições de voo e atrasos que deseja analisar. A função de transferência é obtida depois de definir as condições de equilíbrio e linearizá-las. A partir do diagrama de bode são obtidos os dados necessários para análise do critério de largura de banda.

As condições de voo e equilíbrio são realizadas pelo processo de trimagem do avião, onde as entradas são as condições de voo desejadas e a partir dessas condições são calculadas as equações de equilíbrio (onde as derivadas são iguais à zero), esta é a primeira etapa a ser realizada.

i. Seleção das condições de voo e trimagem.

Foram selecionadas dez diferentes condições de voo para serem analisadas no presente trabalho, dentre elas apresentam condições em cruzeiro com diferentes velocidades, altitudes, pesos e CG como mostrado na tabela 3.

Quando consideramos um curto termo de estabilidade dinâmica e características de controle de uma aeronave é comum se referir ao movimento como uma condição de voo estática. Um pré-requisito essencial é definir a *trimagem* e estabelecer as condições para a aeronave permanecer em estado de equilíbrio (COOK, 2007).

É um requisito essencial que uma aeronave seja estável se esta permanece em equilíbrio devido à *trimagem*. Em particular, todas as características de estabilidade estática sobre os três eixos amplamente determinam os ajustes de uma aeronave, e o grau de estabilidade estática determina, em parte, as ações de controle do piloto requeridas para estabelecer uma trimagem equilibrada. (COOK, 2007).

O objetivo da *trimagem* é trazer as forças e momento atuando no avião para um estado balanceado, ou equilíbrio (condição em que todas as foças e momentos são zero). O balanço da força é frequentemente expressado aproximado como o requisito de a sustentação igual ao peso e o empuxo igual ao arrasto desde que, por definição, a força líquida seja zero em um voo *trimado* simetricamente. E então o avião permanece em equilíbrio até que uma perturbação aconteça, esta perturbação pode ocorrer devido um comando do piloto ou por influências externas como uma turbulência. (COOK, 2007).

A manutenção do equilíbrio de trimagem requer um ajuste correto simultâneo das principais variáveis de voo em todos os seis graus de liberdade e isto depende da velocidade do ar, ou o número de Mach, anglo de trajetória de voo, configurações do avião, peso, e posição do CG. Como esses fatores mudam durante o percurso de um voo, ajustes de trimagem são necessários. E com o avanço da tecnologia, a tarefa de trimagem da aeronave não é mais um desafio (COOK, 2007).

ii. Linearização

É impossível obter soluções analíticas exatas de equações diferenciais não-lineares. Porém, sob determinadas condições, um sistema não-linear pode ser aproximado, em torno de um ponto de equilíbrio, por um sistema linear. Tal procedimento é conhecido como linearização. Grande parte das teorias de projeto de sistemas de controle foi desenvolvida para sistemas lineares, porém praticamente todos os sistemas são não-lineares. Técnicas de projeto de controladores para sistemas não-lineares são muito complexas (MONTEIRO, 2006).

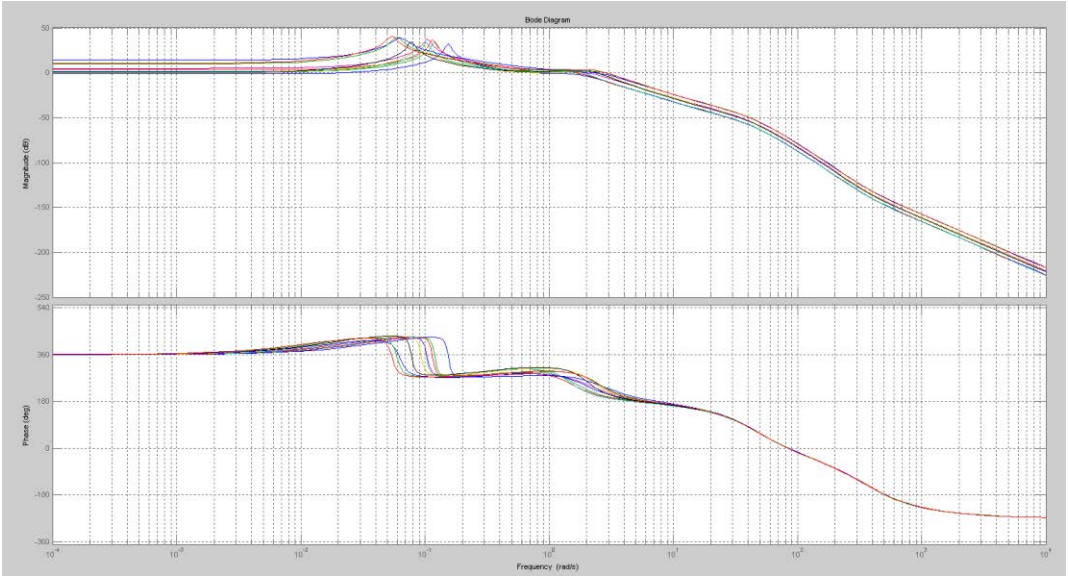
iii. Diagrama de Bode.

O uso de diagramas de Bode na análise da resposta em frequência de sistemas lineares foi desenvolvido por H.W. Bode e introduzido em 1940 no estudo das características em frequência de amplificadores eletrônicos. A técnica desenvolvida por Bode foi, posteriormente, largamente disseminada para análise e projeto de sistemas de controle. Em linhas gerais, diagramas de Bode possibilitam uma aproximação efetiva da resposta em frequência de sistemas complexos pela combinação da resposta de fatores de primeira e segunda ordem (PEREIRA; HAFFNER, 2005).

Embora atualmente os engenheiros responsáveis pelo desenvolvimento de projetos de sistemas de controle tenham a sua disposição poderosas ferramentas computacionais que diminuem sobremaneira a necessidade do traçado manual dos gráficos de módulo e fase que compõe os diagramas de Bode, tal técnica ainda é bastante utilizada pela sua facilidade, rapidez e quantidade de informações que se pode obter de um dado sistema sob análise de forma bastante simplificada (PEREIRA; HAFFNER, 2005).

A figura 14 mostra as 10 condições analisadas sem atraso, plotadas em um mesmo diagrama.

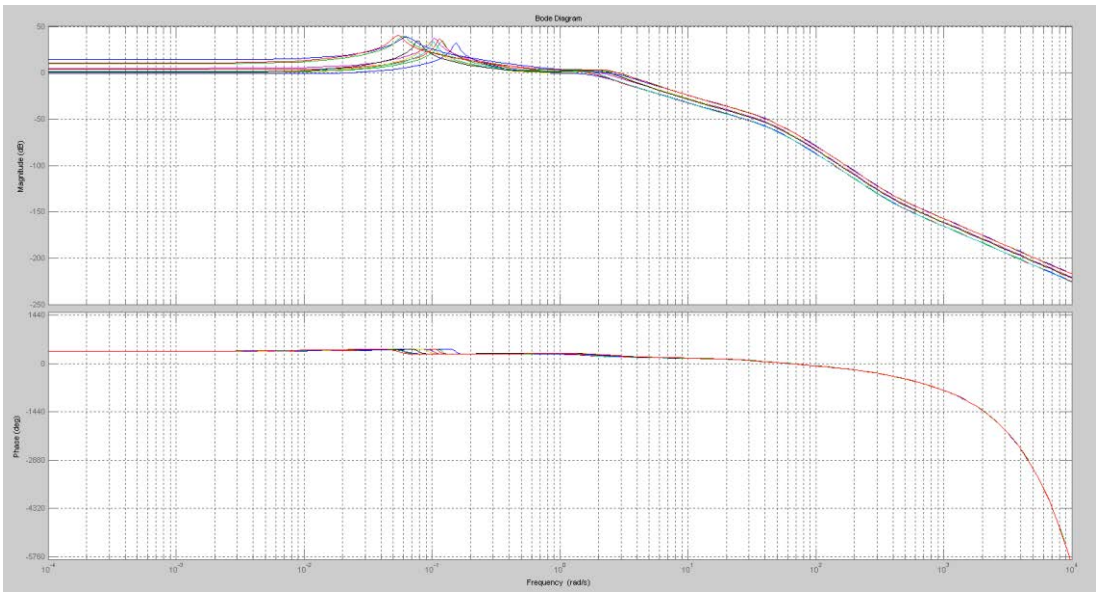
Figura 14 – Diagrama de bode sem atraso.



Fonte: (Autoral).

Já figura 15 mostra as mesmas 10 condições analisadas, porém com atraso de 20 ms, plotadas em um mesmo diagrama. Comparando a figura 14 com a figura 15 nota-se o aumento do atraso de fase.

Figura 15 – Diagrama de bode com 20 ms de atraso.



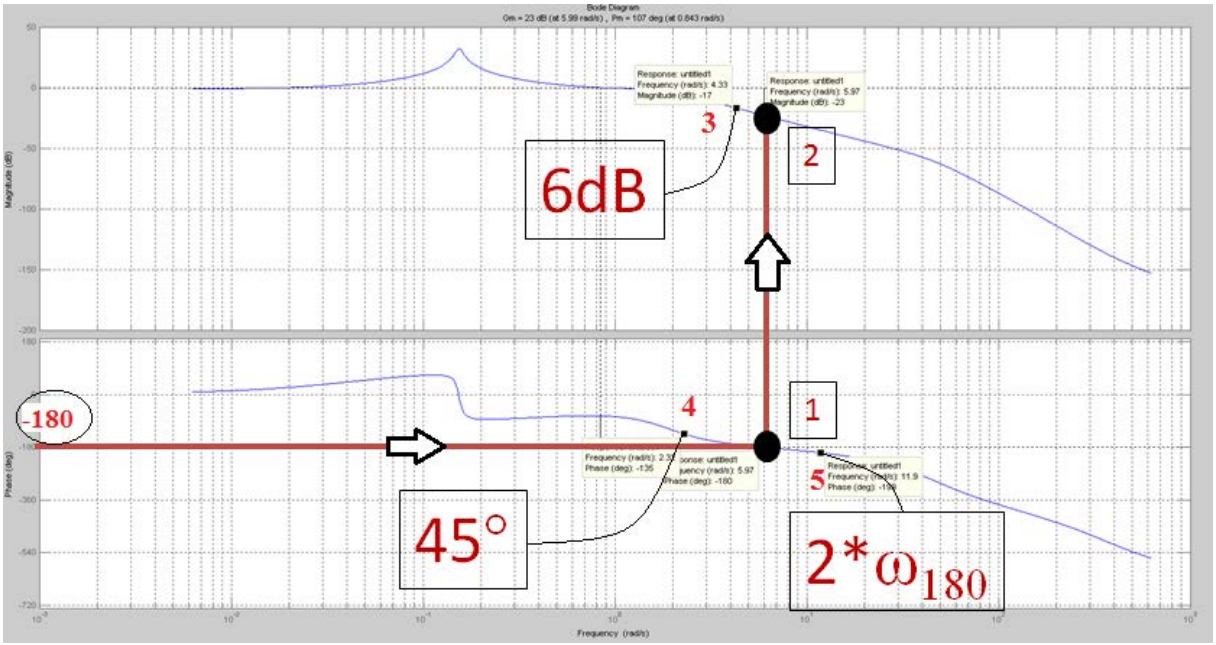
Fonte: (Autoral).

iv. Gráficos e resultados.

A figura 15 ilustra a seleção dos resultados, o ponto 1 é selecionado pelo cruzamento com o atraso de fase de -180°, rebatendo para o gráfico de magnitude obteve-se o ponto 2. O ponto 3 é selecionado pela defasagem de 6dB em relação ao ponto 2, e o ponto 4 é selecionado de acordo com a defasagem de 45° de atraso de fase em relação ao ponto 1. Para obtenção do ponto 5 multiplicou-se a frequência do ponto 1 por dois, sendo essa a frequência do ponto 5.

A trajetória de voo de largura de banda ($\omega_{BW\theta}$) e o atraso de fase (τ_p) calculados para cada condição foram obtidos através das equações 11 e 12 citadas no item 3.2.5.

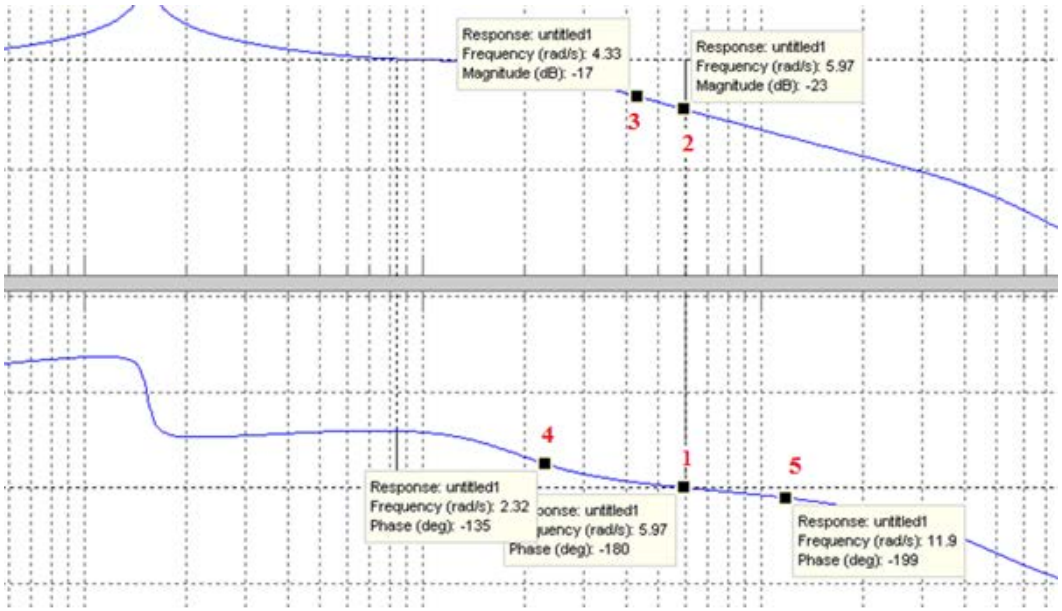
Figura 16 - Exemplo dos diagramas de bode obtidos.



Fonte: (Autoral).

As figuras 17 a 26 apresentaram todas as 10 condições simuladas e os pontos selecionados para análise de acordo com o critério de largura de banda. Esses pontos foram obtidos manualmente, podendo assim aparecer alguma imprecisão, porem estas são mínimas.

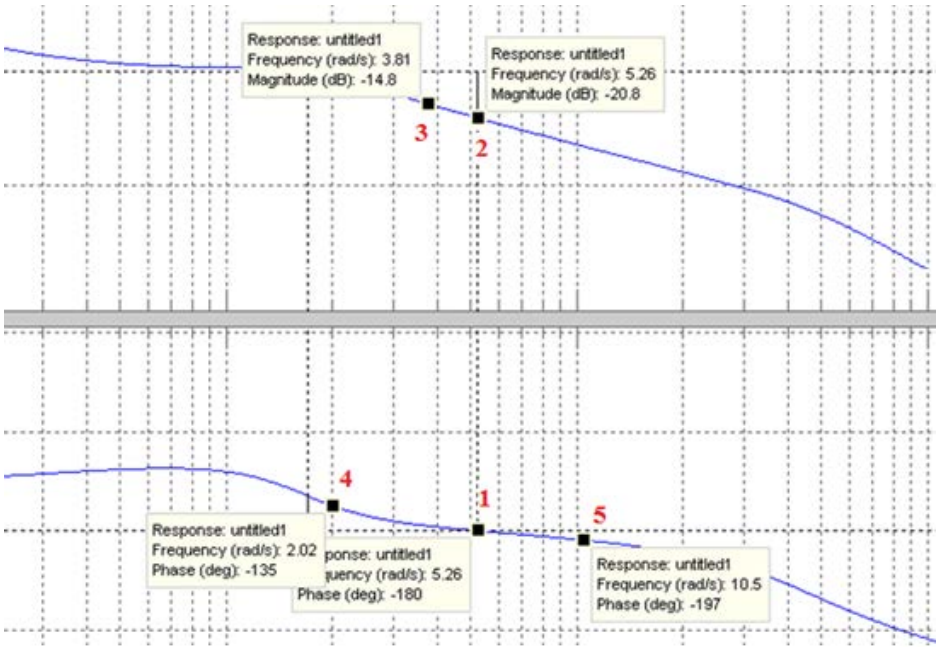
Figura 17 - Condição 1: Kias = 150; Alt (ft) = 0; weight (kg) = 25000; cg = 0.05.



$\omega_{BW\theta 1}$ = 2.32 rad/s

τ_{p1} = 0,00048633 s

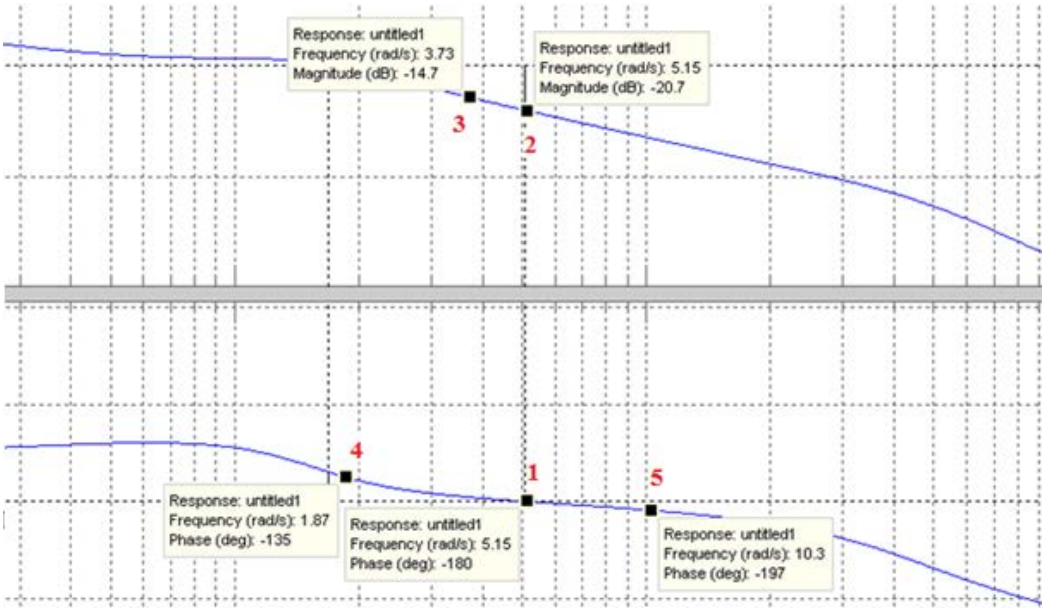
Figura 18 - Condição 2: Kias = 150; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 25000; cg = 0.15.



$\omega_{BW\theta 2}$ = 2.02 rad/s

τ_{p2} = 0,00049315 s

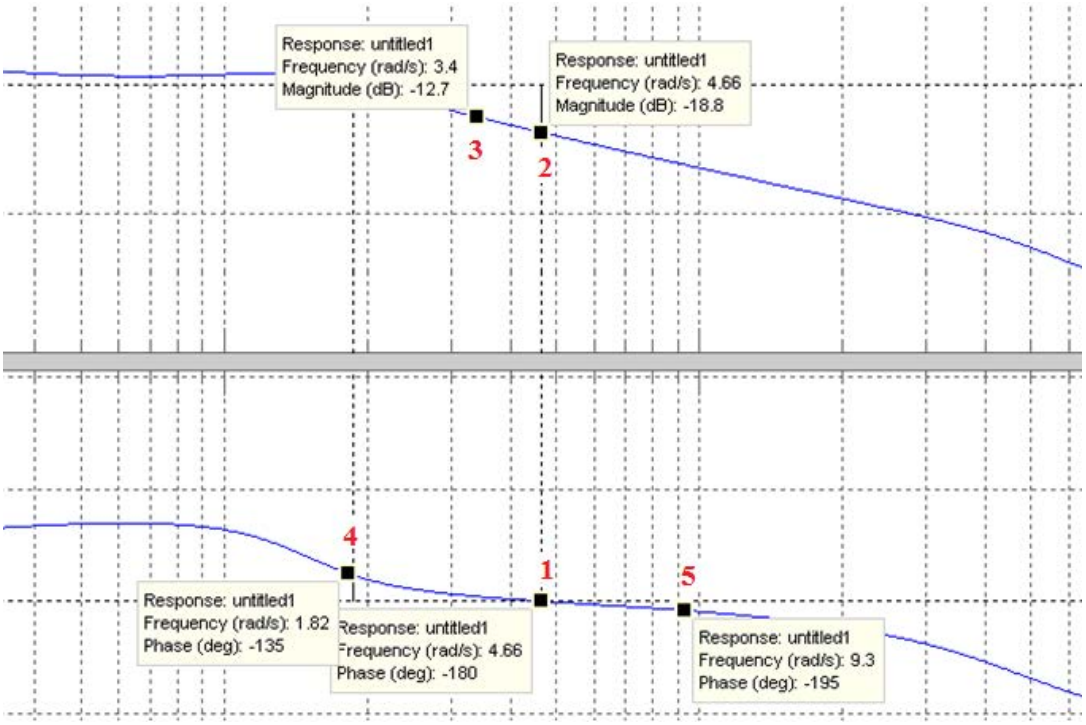
Figura 19 - Condição 3: Kias = 150; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 25000; cg = 0.25.



$\omega_{BW\theta 3}$ = 1.87 rad/s

τ_{p3} = 0,00050273 s

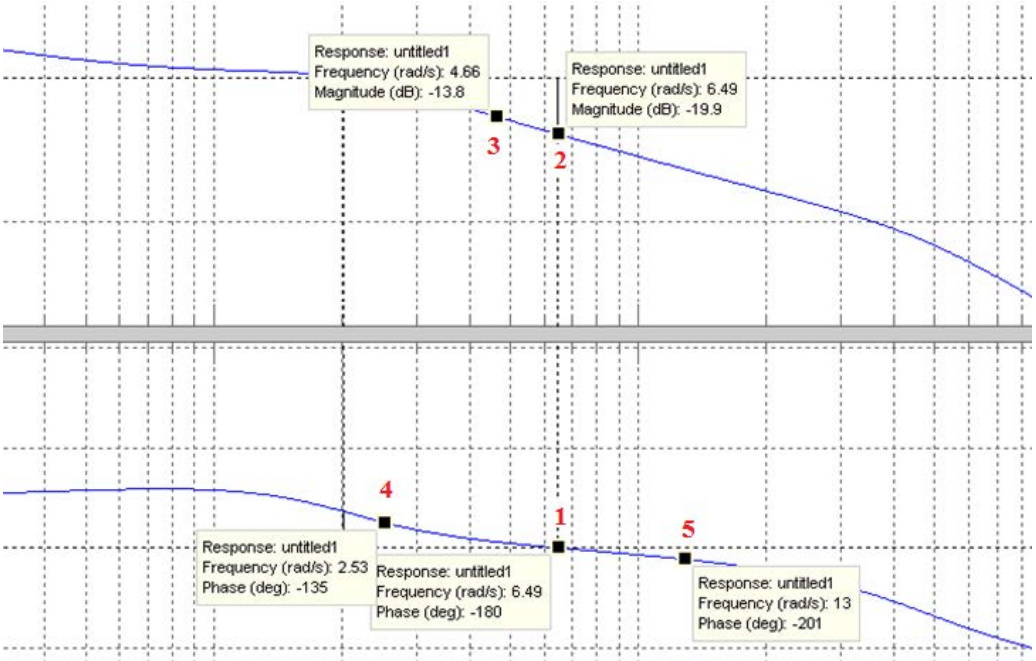
Figura 20 - Condição 4: Kias = 150; Alt (ft) = 30000; weight (kg) = 25000; cg = 0.15



$\omega_{BW\theta 4}$ = 1.82 rad/s

τ_{p4} = 0,00049128 s

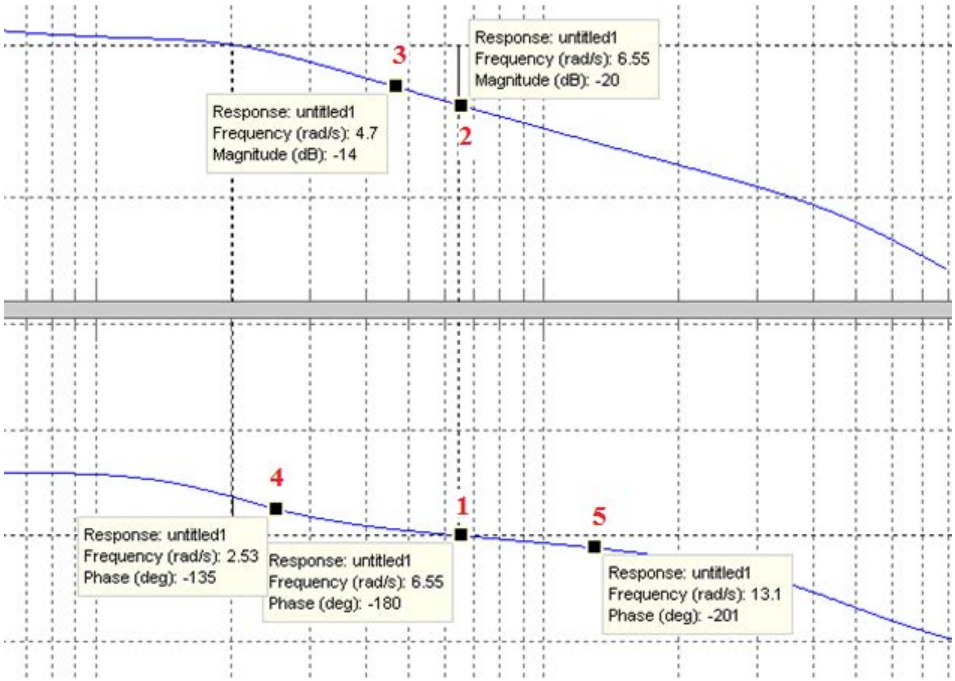
Figura 21 - Condição 5: Kias = 200; Alt (ft) = 0; weight (kg) = 30000; cg = 0.25.



$\omega_{BW\theta 5}$ = 2.53 rad/s

τ_{p5} = 0,0009204 s

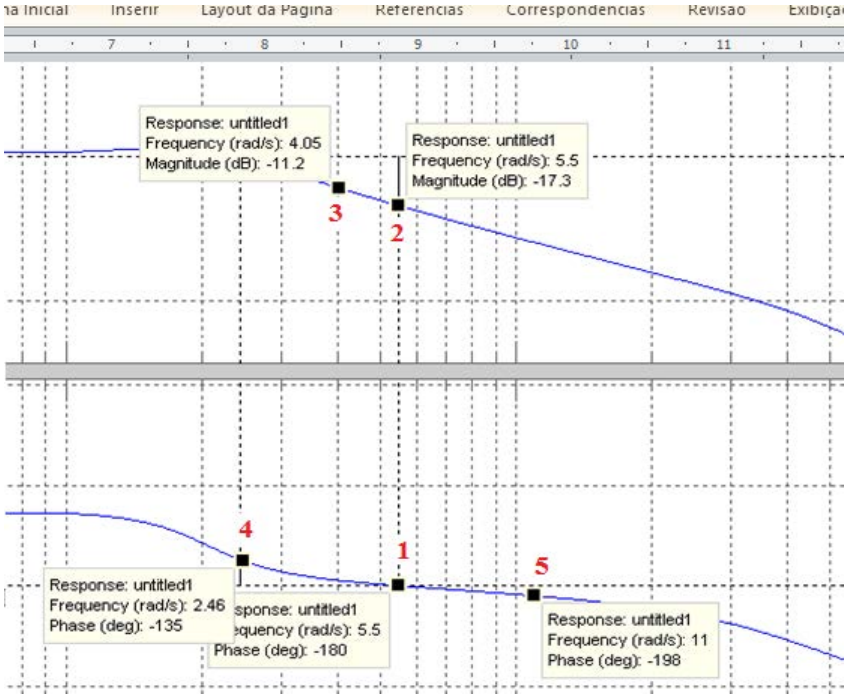
Figura 22 - Condição 6: Kias = 200; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 35000; cg = 0.05.



$\omega_{BW\theta 6}$ = 2.53 rad/s

τ_{p6} = 0,00048828 s

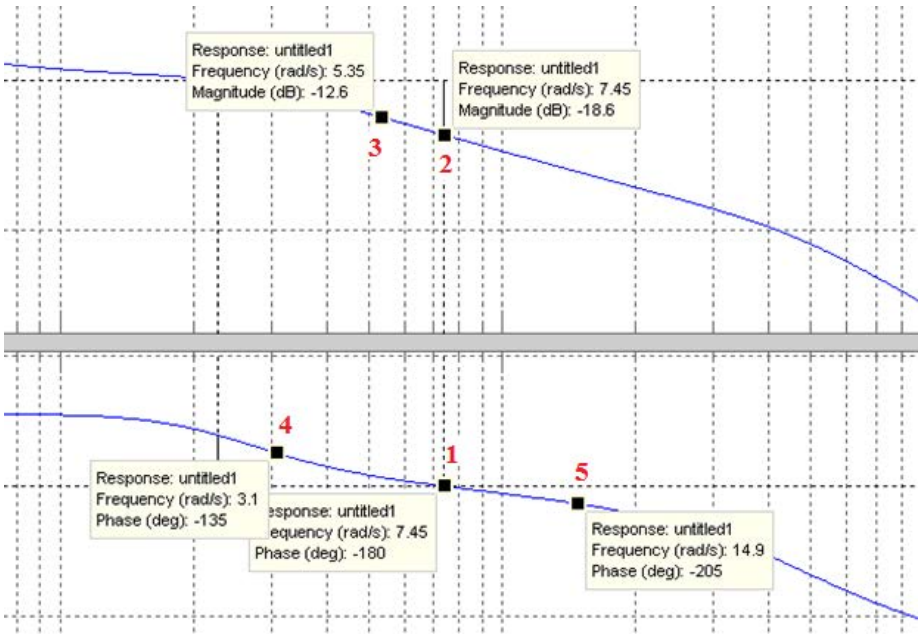
Figura 23 - Condição 7: Kias = 200; Alt (ft) = 30000; weight (kg) = 35000; cg = 0.15.



$\omega_{BW\theta 7}$ = 2.46 rad/s

τ_{p7} = 0,00049843 s

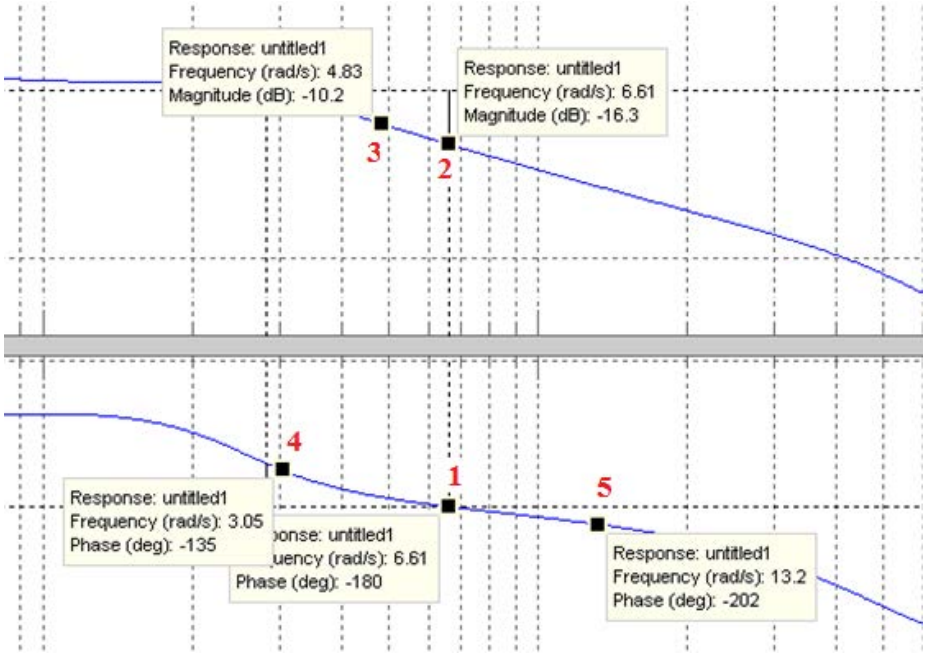
Figura 24 - Condição 8: Kias = 250; Alt (ft) = 0; weight (kg) = 25000; cg = 0.25.



$\omega_{BW\theta 8}$ = 3.1 rad/s

τ_{p8} = 0,00051107 s

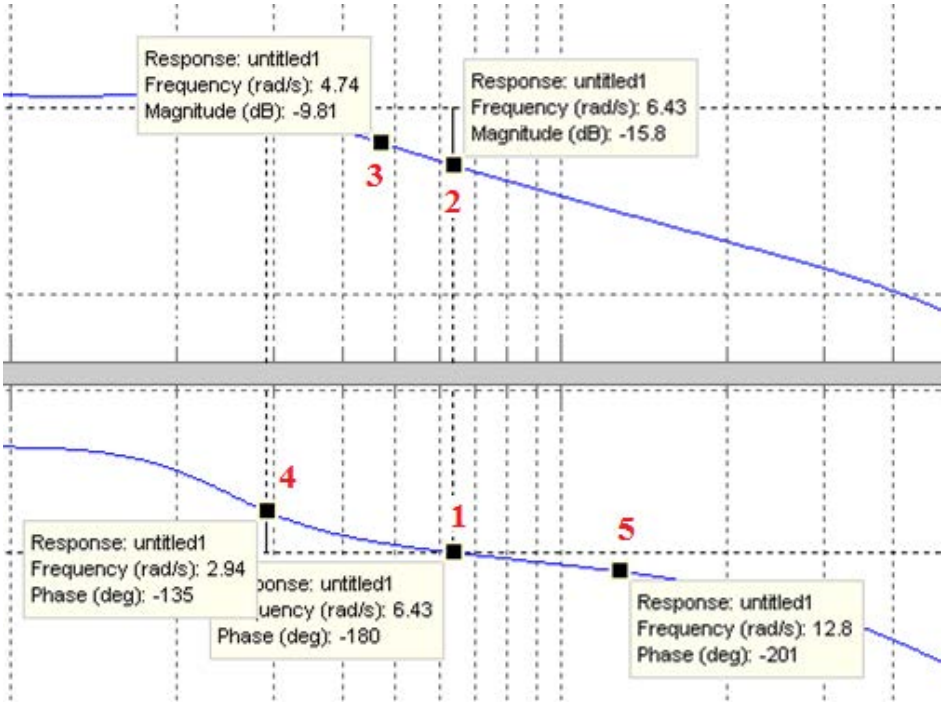
Figura 25 - Condição 9: Kias = 250; Alt (ft) = 15000; weight (kg) = 25000; cg = 0.25.



$\omega_{BW\theta 9}$ = 3.05 rad/s

τ_{p9} = 0,00050766 s

Figura 26 - Condição 10: Kias = 250; Alt (ft) = 30000; weight (kg) = 25000; cg = 0.25.

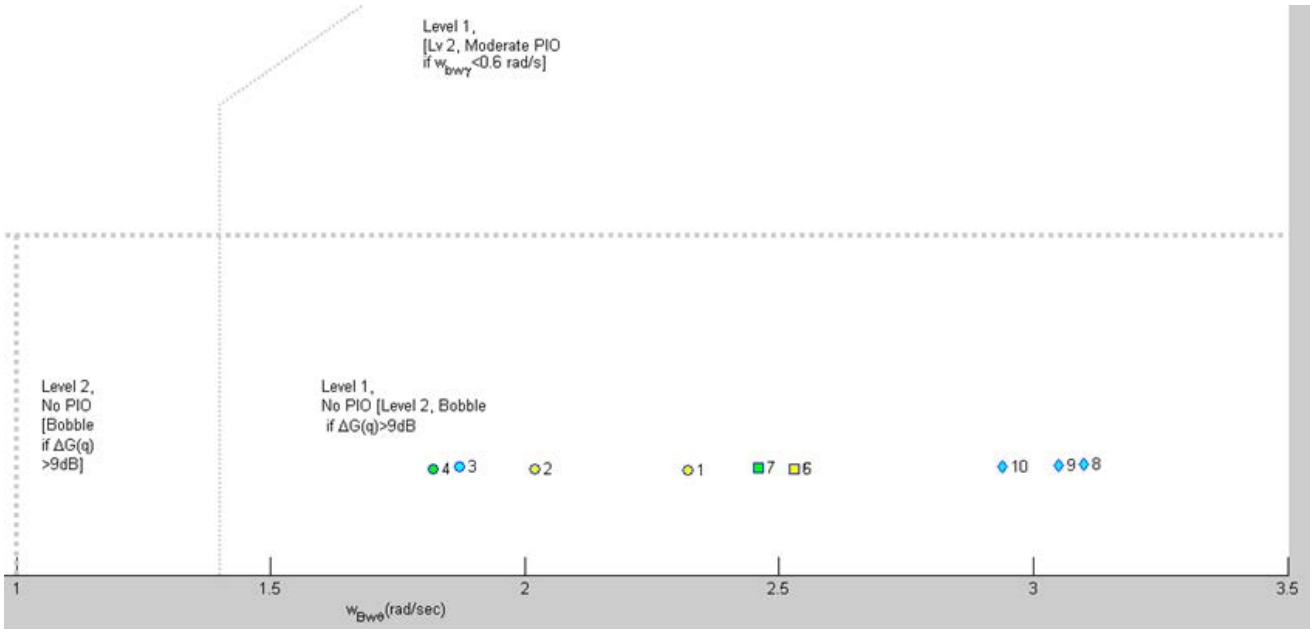


$\omega_{BW\theta 10}$ = 2.94 rad/s

τ_{p10} = 0,00049973

A figura 27 mostra a resposta de todas as condições simuladas plotadas no gráfico de largura de banda. A diferenciação por cores e forma foi feita para melhor visualização dos resultados. As condições 1, 2, 3 e 4 com Kias igual a 150 foram representadas pelo símbolo „o", condições 5, 6 e 7 com Kias igual a 200 foram representadas pelo símbolo „□" e as condições 8, 9 e 10 com Kias igual a 250 foram representadas pelo símbolo „◊". As cores foram utilizadas para diferenciação do CG, onde a cor amarela representa CG = 0,05, a cor verde representa CG = 0,15 e a cor azul representa CG = 0,25.

Figura 27 – Largura de banda

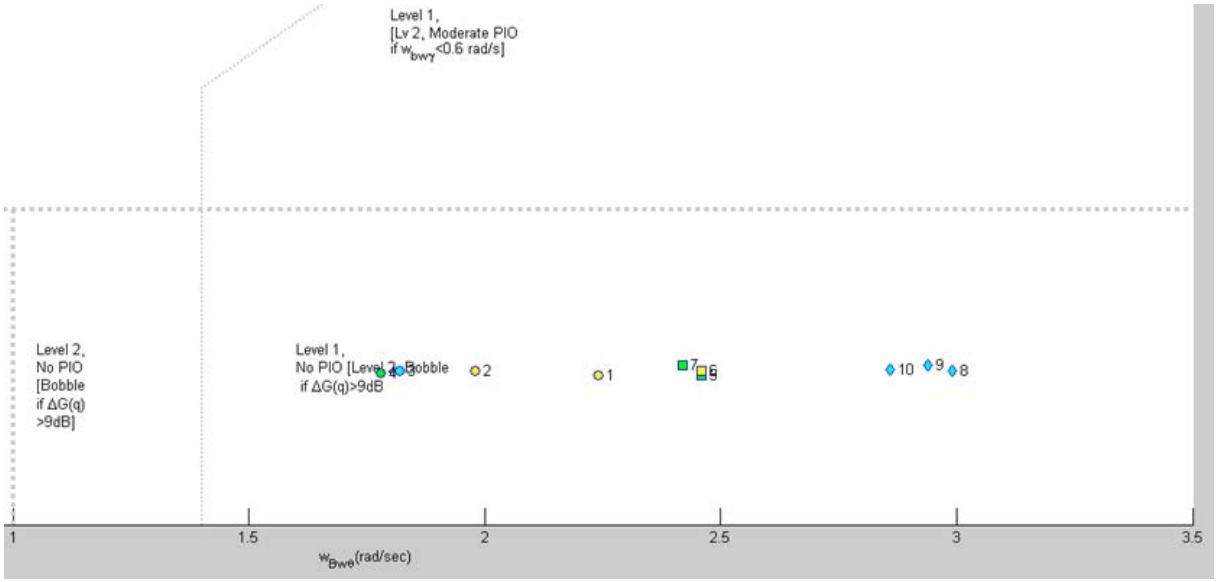


Fonte: (Autoral).

Sabe-se pela literatura que quanto menor o atraso de fase e maior a frequência de largura de banda melhor é a condição de voo analisada. Verificando os resultados, nota-se que quanto menor o Kias menor é a trajetória de voo de largura de banda ($\omega_{BW\theta}$). Analisando a altitude das condições 8, 9 e 10, que possuem Kias, peso e CG iguais, verificou-se que a qualidade de voo foi maior na menor altitude. Observando todas as condições, foi possível detectar que quanto maior o Kias, melhor é a qualidade de voo. Analisando a condição 4, onde Kias = 150, altitude = 30000 pés, verificou-se que esta condição apresenta um kias baixo e uma alta altitude tornando esta a pior condição, porém não é uma condição ruim, mas é a pior entre as condições analisadas, pois esta mais próxima da área de nível 2.

A figura 28 apresenta os resultados de largura de banda considerando um atraso de 20 ms. Esta não apresentou muita diferença em relação à trajetória de voo de largura de banda dos plots da figura 27, mas notou-se um pequeno deslocamento do atraso de fase. A figura 29 representa melhor esta diferença, onde os dois resultados foram plotados na mesma figura.

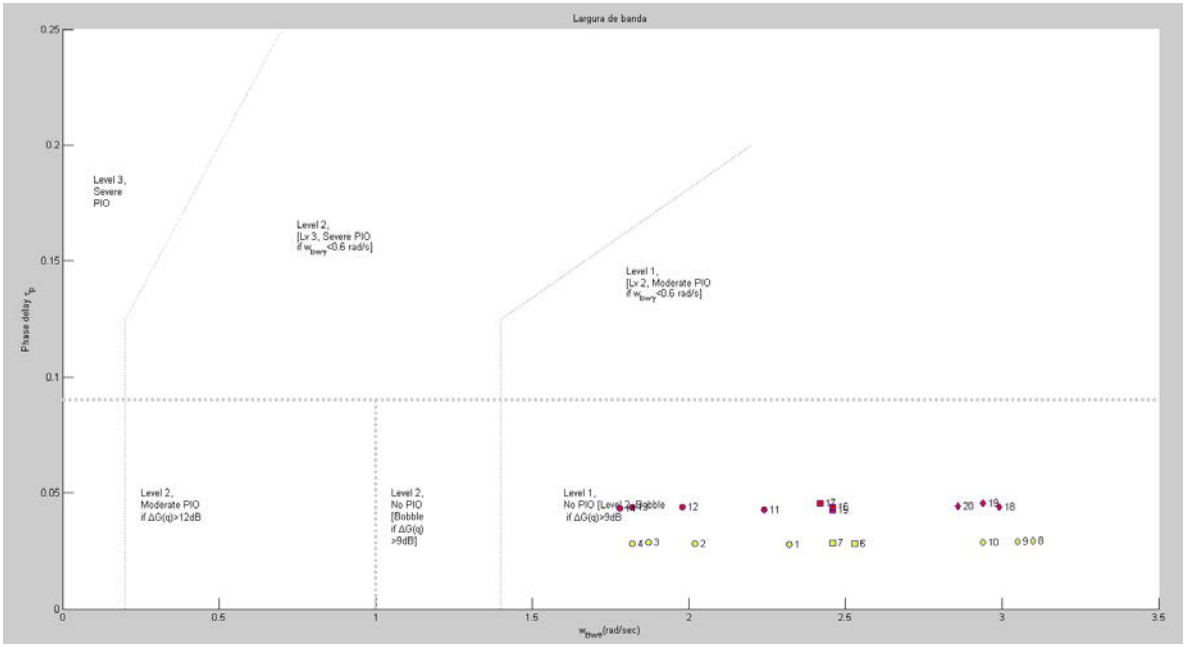
Figura 28 – Largura de banda com 20 ms de atraso.



Fonte: (Autoral).

Na figura 29 abaixo foi possível observar que os plots com atraso de 20 ms, representados pela cor rosa, estão um pouco deslocados em relação aos plots sem atraso, representados pela cor amarela. Este atraso de 20 ms foi apenas um representativo da defasagem de comando do piloto em relação à resposta da aeronave ou mesmo pela defasagem da digitalização dos comandos elétrico do sistema.

Figura 29 – Largura de banda com resultados sem atraso e com atraso de 20 ms.



Fonte: (Autoral).

4 CONCLUSÃO E SUGESTOES PARA TRABALHOS FUTUROS

Durante as simulações realizadas do critério de largura de banda e nas análises dos resultados, foi avaliada a qualidade de voo perante as diversas condições de voo, variando a altitude, peso, kias e CG da aeronave. A simulação também foi realizada com um atraso de tempo. O atraso de tempo é a representação da defasagem de comando do piloto em relação à resposta da aeronave ou mesmo pela defasagem da digitalização dos comandos elétrico do sistema.

Com a avaliação em malha aberta das variações das condições de voo foi possível detectar a redução na qualidade de pilotagem quando adicionado o atraso de tempo de 20 ms, com esse atraso todas as condições apresentaram uma pequena defasagem em relação as condições sem atraso, porém mesmo assim as condições permaneceram na mesma área (nível 1 e sem PIO), portanto foi possível concluir que mesmo com o atraso de 20 ms para as condições analisadas o nível de qualidade de voo manteve-se em excelente. Verificou-se que a qualidade de voo independente do atraso de tempo, a variação da altitude, peso, kias e alteração do CG também afetam diretamente na qualidade de voo.

O atraso de 20 ms é um representativo de um atraso de tempo real, isto é, um atraso aceitável durante o voo, justamente por isso a qualidade de voo permaneceu e deveria permanecer no nível 1(excelente).

Para trabalhos futuros sugere-se que sejam analisadas diferentes condições de voo e atrasos de tempo, buscando condições críticas de acordo com o envelope do avião, isto é, diferentes altitudes, kias, peso e CG, e simular condições de atrasos de tempo maior que 20 ms, de forma que os resultados atinjam outras áreas de largura de banda.

5 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ASHKENAS, I. L. **Twenty-five years of flight qualities research**. Journal of Aircrafts, v. 21, p 289-301,1984.

CALSPAN. **Flight syllabus and sackground material for EMBRAER/CTA flight test training program**. Buffalo - NY, 1998.

CELERE, A. L. **Método para a avaliação do Ganho Empregado pelo Piloto em Ensaios de PIO**. São Carlos - SP, 2008.

COSTA, D. E. S. **Sistemática para avaliação de leis de controle em um estágio de pré-ensaio de voo**. Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, 2010.

COOK, M.V. **Flight Dynamics Principles**. Second edition, MA, USA, 2007.

COOPER, G.; HARPER, H. **The use of pilot hating in the evaluation of aircraft handling qualities**.1969

ETKIN, B., REID, L. D. **Dynamics of flight: stability and control**. 3º ed. New York: Wiley, 1996.

FERREIRA, D. P. T. **Projeto de sistema de controle para aeronaves comerciais nas condições de aproximação e arredondamento**. São José dos Campos, SP, 2008.

FIELD, E.F.; ROSSITTO, K. F.; MITCHELL, D. G. **Landing Approach Flying Qualities Criteria For Active Control Transport Aircraft**. CA, USA, 2001.

FIELDING, C.; LUCKNER, R. **Flight Control Systems: practical issues in design and implementation**. New York: Institution of Engineering and Technology, 2000.

HALL, G. W; HUBER, R. W. **System Description and Performance Data for USA/CAL Variable Stability T-33 Airplane**. 1970.

HODGKINSON, J. **Aircraft handling qualities**. Oxford: Blackwell Scientific, 1999. 246p.

KLYDE, D. H.; MITCHELL, D. G. **A pio case study – lessons learned through analysis. AIAA. Proceeding of the AIAA Atmosferic Mechanic Coonference and Exhibit**. São Francisco: AIAA, Reston, 2005.

LÔBO, J. F. **Noções de Física Aplicada a Voo Simulado**. Controlador de Voo – Escola de Especialisatas de Aeronáutica, Guaratinguetá, 1970.

MCRUER, D. **Pilot-induced oscilations and human dynamic behavior**. Washington, D.C.: NASA, 1995.

MITCHELL, D. G.; HOH, R. H. **Development of Methods and Devices to Predict and Prevent Pilot-Induced Oscillations**. Lomita, CA, 1999.

MONTEIRO, L. H. A. **Sistemas dinâmicos**, São Paulo, 2006.

NICKEL, K; WOHLFAHRT, M. **Tailless Aircraft in Theory and Practice.AmerInst of Aeronautics**, 1994.

PAGLIONE, P., ZANARDI, M. C. **Estabilidade e controle de aeronave**. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2000.

PEREIRA, L. F. A, HAFFNER, J. F. **Resposta em frequência de Sistemas Lineares/ Diagrama de Bode**. Apostila. Porto Alegre, 2005.
Disponível em:
< http://www.feng.pucrs.br/~gacs/new/disciplinas/ascn/apostilas/Aula10>
Acesso em: 7 jan. 2015

PRATT, R. W. **FLIGHT CONTROL SYSTEM practical issues in design and implementation. The Institution of Electrical Engineers**, 2000.

SAMAD, T; ANNASWAMY, A. M. **The Impact of Control Technology**. IEEE Control Systems Society, 2011.

SOUZA, B. C; DANTAS, D. T. **Desenvolvimento de um sistema de navegação autônoma para um mini veículo aéreo não tripulado de asa fixa**. Universidade de Brasília, 2012.