INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Cap.Ten. (MB) Rafael de Abreu Gonzalez

Aplicação e Comparação de Critérios Modernos de Qualidades de Pilotagem

Trabalho de Graduação

2003

Divisão de Engenharia Aeronáutica

CDU 629.7.017

CAP. TEN. (MB) RAFAEL DE ABREU GONZALEZ

Aplicação e Comparação de Critérios Modernos de Qualidades de Pilotagem

Orientador
Prof. Dr Pedro Paglione– ITA-IEA

Co-orientador
1° Ten.-Eng. Fabio Andrade de Almeida – CTA-IAE-AEV

Divisão de Engenharia Aeronáutica

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA
2003

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão Biblioteca Central do ITA/CTA

Gonzalez, Rafael de abreu, Cap.Ten. (MB)
Aplicação e Comparação de Critérios Modernos de Qualidades de Pilotagem
São José dos Campos, 2003.
Número de folhas no formato 80f.

Trabalho de Graduação – Divisão de Engenharia Aeronáutica –
Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2003. Orientadores: Prof. Dr. Pedro Paglione (ITA/IEA), 1Ten. Eng. Almeida (IAE/AEV).

1. Controle de vôo. 2. Manobrabilidade. 3. Qualidade. 4. Controle de aeronaves. 5. Estabilidade de aeronaves. 6. Oscilação induzida pelo piloto. I. Centro Técnico Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Aeronáutica. II.Título

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

Gonzalez, Rafael de Abreu, Cap.Ten. (MB). **Aplicação e Comparação de Critérios Modernos de Qualidades de Pilotagem**. 2003. Total de folhas 80. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Cap.Ten. (MB) Rafael de Abreu Gonzalez
TÍTULO DO TRABALHO: Aplicação e Comparação de Critérios Modernos de Qualidades de Pilotagem.
TIPO DO TRABALHO/ANO: Graduação / 2003

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta monografia de graduação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

Cap.Ten. (MB)Rafael de Abreu Gonzalez
Av. Dom Helder Câmara 3119 C 26 apto 201,
Del Castilho, Rio de Janeiro, RJ, Cep 21050451.

Aplicação e Comparação de Critérios Modernos de Qualidades de Pilotagem

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação

Cap. Ten. (MB) Rafael de Abreu Gonzalez
Autor

Prof. Dr. Pedro Paglione – CTA-ITA-IEA
Orientador

1° Ten.-Eng. Fabio Andrade de Almeida – CTA-IAE-AEV
Co-orientador

Prof. Dr. Paulo Rizzi
Chefe da Divisão de Engenharia Aeronáutica

São José dos Campos, 25 de novembro de 2003

Dedicatória

A minha extraordinária esposa, Mônica, que tem sido o alicerce fundamental e imprescindível no qual busco o apoio e a motivação suficientes para superar todos os obstáculos e chegar até aqui.

Em memória de meu pai, Higinio Gonzalez, que propiciou as condições necessárias para concretização deste sonho profissional.

Agradecimentos

A Deus e a Nossa Senhora Aparecida, que com seu manto de amor e paz me proporcionaram uma inspiração divina para superar todas as tormentas.

A minha esposa, pela compreensão durante as longas noites de leitura que muitas vezes se estenderam por finais de semana, e que me auxiliou com palavras de amor nos momentos mais difíceis ao longo destes cinco anos.

A minha família, que sempre foi uma imagem de motivação e compreensão durante esta jornada.

Ao professor Paglione e ao 1º ten. Almeida, pelo apoio, pela orientação e pela oportunidade de enriquecer meus conhecimentos para a conclusão desta desafiadora experiência.

Aos meus colegas Alan Uehara, Alexandre Reder, Artur Gomes, Fabio Barbieri, João Francisco, Jonatan Yamazaki , René Bartar e a todos aqueles que compartilharam comigo momentos de alegria e que hoje são partes vivas da minha história de vida. História esta que jamais será esquecida.

Abstract

The aircraft's handling and flying qualities are indispensable properties, because it govern the comfort and the precision with which it responds to pilot comands in the execution of the flight task. The PIO ("pilot induced oscillations") is a dynamic condition caracterized by a sustained oscillation and danger divergence pilot-aircraft control system response.

Along the years, in a attempt to establish a practice and efficient method to ensure the security and the aircraft's longitudinal handling and flying qualities, a number of criterias have been developed for evaluate the flying qualities and the susceptibility for PIO.

These criterias consists in combinations of parameter's specification relationed with flying qualities, mainly the short-period response. These specification may rapidly be faced with the the aircraft's responses data by a simple and practice way through graphics, diagrams and tables.

By this way, this investigations intend to present a objetive description of each of the aeronautic industries's most usefull criterias, and fundamentally, allow the comparison between the results present by each one about the flying qualities of some aircraft. These are the criterias: C* Criteria; Gibson Criteria; Bandwidth Criteria; and the Classical Approach Criteria. The aircraft used are: F4 "Phantom"; Jet trainer; Boeing 747 e A4 "Skyhawk".

Before each aircraft be submitted to the criterias, its responses have been obtained throught the Matlab simulation, which adoptted as entrance's sign a unit step function. Each result have been analysed about the relevant parameters, and, despite the majority of them , by each aircraft, have been coherent, it have ocurred some contradictory results which got brilliancy to the discuss.

By all the topics discussed, it was verified the efficient and the practicity of these criterias, showing the better way for interpret its results and obtain utility of their combination, looking for the improvement of the flying qualities analysis

Resumo

As qualidades de vôo e de pilotagem de uma aeronave são propriedades imprescindíveis, pois garantem o conforto e a precisão com que esta responde aos requisitos de comando do piloto durante a execução de uma tarefa específica. Já o PIO (oscilações induzidas pelo piloto) é uma condição dinâmica caracterizada por uma resposta do sistema de controle piloto-aeronave de oscilação sustentada ou perigosamente divergente.

Ao longo dos anos, na tentativa de se estabelecer um método prático e eficiente de se garantir a segurança e a qualidades de vôo e de pilotagem longitudinal de aeronaves, desenvolveu-se uma série de critérios de avaliação de qualidades de vôo e da suscetibilidade ao PIO.

Estes critérios consistem em uma combinação de especificações de parâmetros relacionados às qualidades de vôo, principalmente da resposta de período curto. Estas especificações podem rapidamente ser confrontadas com os dados de resposta da aeronave de forma simples e prática por meio de gráficos, diagramas e tabelas.

Desta forma, este estudo se propõe apresentar uma descrição objetiva de cada um dos quatro critérios mais valorizados pela indústria aeronáutica, e fundamentalmente permitir a comparação entre os resultados apresentados por cada um deles a respeito das qualidades de vôo e de pilotagem de algumas aeronaves. Estes critérios são: o Critério C*; o Critério Gibson; o Critério de Largura de Faixa ("Bandwidth") e o Critério de Abordagem Clássica. Já as aeronaves abordadas são: F4 "Phantom"; Treinador a Jato; Boeing 747 e A4 "Skyhawk".

Antes de serem submetidas a cada critério, as respostas de cada uma das aeronaves foram geradas por simulação através do programa Matlab6.0, a qual adotou como entrada um sinal de teste degrau unitário. Cada resultado foi analisado e discutido ao nível dos parâmetros relevantes, e apesar da maioria destes resultados para uma mesma aeronave terem se mostrado coerente, ocorreram algumas atribuições contraditórias que enriqueceram as discussões. Por tudo então que foi discutido, comprovou-se a praticidade e a eficácia desses critérios abordados apresentado-se a melhor maneira de interpretar seus resultados e obter proveito de suas combinações, visando o aprimoramento das análises de qualidades de vôo e de pilotagem.

Listas de abreviaturas, siglas e símbolos

az	aceleração normal, m/s^2
C_L	coeficiente de sustentação
$C_{L\delta p}$	coeficiente de sustentação sob influência de delta
$C_{L\alpha}$	coeficiente de sustentação sob influência de alfa
$C_{L\dot{\alpha}}$	coeficiente de sustentação sob influência de alfa ponto
C_D	coeficiente de arrasto
C_m	coeficiente do momento de arfagem
C_{m_q}	coeficiente do momento de arfagem sob influência de q
C_{m_α}	coeficiente do momento de arfagem sob influência de alfa
$C_{m\dot{\alpha}}$	coeficiente do momento de arfagem sob influência de alfaponto
$Cm_{\delta p}$	coeficiente do momento de arfagem sob influência de delta
CSAS	sistema de aumento de controle de estabi.idade
D	força de arrasto,N
DB	“dropback”
F	força propulsiva,N
FAR	“Federal Aviation Regulamentation”
FCS	“flight control system”
Fdelta	Força aplicada no manche
g	aceleração da gravidade, m/s^2
G(s)	função de transferência
h	Altitud,m
H	momento angular,Nm
HOS	“High Order System”
I_y	momento de Inércia em relação ao eixo Y,kg/m^2

K_q	ganho de malha fechada
l	comprimento característico da aeronave,m
l_t	distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal,m
L	força de sustentação,N
LOES	"Low Order Equivalent System"
m	massa da aeronave,kg
M	momento em torno do centro de gravidade,Nm
M_F	momento devido a força propulsiva,Nm
MIT	"Massachusetts Institute of Technology"
M_0	momento em torno do centro aerodinâmico da asa,Nm
M_0'	momento em torno do centro aerodinâmico da empenagem horizontal,Nm
NACA	"National Advisory Committee of Aeronautics"
NPL	"National Physical Laboratory"
PIO	"pilot induced oscillation"
PR	"phase rate"
q	velocidade de arfagem, rad/s
q_m	valor máximo de velocidade de arfagem, rad/s
q_s	valor estacionário de velocidade de arfagem, rad/s
R	força resultante aerodinâmica,N
S	area alar,m^2
t	tempo,s
t_γ	"flight path delay"
T_{θ_2}	"atraso de fase da resposta do ângulo de trajetória em relação ao ângulo de atitude",s
V	velocidade,m/s
W	peso da aeronave,N
X_{CA}	posição do centro aerodinâmico da asa em relação ao centro de gravidade
Z	componente das forças aerodinâmicas sobre a asa,N
Z'	componentes das forças aerodinâmicas a empenagem horizontal,N

Símbolos Gregos

α	ângulo de ataque,rad
α_F	ângulo entre o vetor força propulsiva e o eixo X,rad
$\dot{\alpha}$	variação do ângulo de ataque no tempo,rad
γ	angulo de trajetória,rad
δ_p	deflexão do profundor,rad
ζ	coeficiente de amortecimento
θ	angulo de atitude,rad
ρ	densidade do ar, kg/m^3
τ	atraso de tempo,s
τ_{ph}	“phase delay”,s
ω_n	freqüência natural não amortecida rad/s
ω	freqüência natural,rad/s

Subscritos

e	equilíbrio
sp	período curto
s	período curto

Sumário

I – Introdução 1
I.1 Classificação 2
I.1.1 Definição de classes de aviões 2
I.1.2 Definição de fases de vôo de uma missão 3
I.1.3 Definição de nível de qualidade de vôo 4
I.2 Uma breve abordagem de alguns conceitos 9
II – Histórico 16
III – Modelagem do sistema dinâmico 17
IV – Apresentação teórica dos critérios 26
IV.1 Critério de Abordagem clássica para qualidade de pilotagem 26
IV.2 Critério de Gibson 36
IV.2.1 O Critério "Dropback" 41
IV.2.2 O Critério "Phase Rate" 42
IV.3 Critério de largura de faixa 44
IV.4 Controlador Longitude C* 51
V - Resultado e análise de critérios 53
V.1 F-4 "Phantom" com e sem amortecimento 54
V.2 Treinador a jato com atuador lento 60
V.3 Boeing 747 65
V.4 A-4 "Skyhawk" 70
VI – Conclusões e sugestões para trabalhos posteriores 76
VII – Referências 77
VIII – Apêndice 78

I-Introdução

Ao longo dos anos, na tentativa de se estabelecer um método prático e eficiente de se garantir a segurança e as qualidades de vôo e pilotagem de aeronaves, desenvolveu-se uma série de critérios de qualidades de vôo e de PIO. Visando não realizar um estudo excessivamente extenso, selecionou-se os quatro critérios mais adotados atualmente pela indústria aeronáutica, como Boeing e Embraer.

Este estudo tem a intenção de apresentar uma descrição objetiva destes critérios e executar uma comparação entre os resultados apresentados por cada um deles, a respeito das qualidades de vôo e de pilotagem de algumas aeronaves. As características de respostas foram obtidas através de simulações de suas funções de transferência em programa MATLAB 6.0. As aeronaves foram selecionadas em função da disponibilidade dos dados necessários à obtenção das funções de transferência, então relacionadas ao parâmetro utilizado na avaliação da aeronave.

Vale ressaltar que em virtude da dificuldade em se encontrar uma adequada tradução para a maioria dos termos técnicos, principalmente relacionadas à denominação de alguns dos critérios analisados, optou-se por manter as denominações originais em língua inglesa.

As qualidades de vôo e pilotagem de uma aeronave são aquelas propriedades que garantem o conforto e a precisão com que esta responde aos requisitos de comando do piloto durante a execução de uma tarefa específica. Embora estas propriedades um tanto intangíveis sejam formuladas em termos das opiniões do piloto, torna-se necessário encontrar descrições quantitativas alternativas para propósitos formais mais analíticos.

As qualidades de vôo e de pilotagem de uma aeronave são, em parte, intimamente dependentes de suas características de estabilidade e controle, incluindo os efeitos de um sistema de controle de vôo quando este está instalado. Os parâmetros de estabilidade e controle de uma aeronave podem ser quantificados e comumente são usados como medidas e indicadores de qualidades de vôo e de pilotagem. Entretanto, a provisão somente de boas características de estabilidade e controle não é necessariamente garantia de que a aeronave vai oferecer boas qualidades de pilotagem. Conseqüentemente, um número de critérios tem sido

desenvolvidos com o explícito propósito de garantir boas características de resposta dinâmica em quaisquer aeronaves estáveis.

Deve-se ter em mente que embora seja desejável ter um avião bastante estável por razões de segurança, isso não é essencial pois ele pode ser voado com sucesso mesmo sem possuir estabilidade em todos os graus de liberdade. De fato, os vários fatores que contribuem para estabilidade degradam a facilidade de manobrar. Por esta razão, algumas aeronaves leves destinadas a competições e acrobacias são deliberadamente projetadas com estabilidade neutra, ou mesmo estaticamente instáveis em certas regiões de seu envelope de vôo. Algumas vezes é mais importante ter qualidades superiores de controle do que possuir boa estabilidade.

As qualidades de vôo dependem da classe da aeronave e da fase de vôo em que a mesma se encontra.

I.1-Classificação

Os requisitos de qualidades de vôo são especificados pelas regulamentações militares de forma a serem apropriadas a cada combinação de características de aeronaves, como tamanho, missão e capacidade de desempenho. Neste momento então se faz necessário compreender as definições de classe, categoria, fase de missão, nível de qualidades de vôo. Cada uma dessas definições será apresentada em seguida.

I.1.1-Definição de classes de aviões

A tabela 1 apresenta a definição das classes conforme disposto na Referência [4] . Quando não se especifica uma classe de aeronave ao longo de um requisito de qualidades de vôo, significa que o mesmo se aplica a todas essas classes.

Tabela 1- Definição de Classes de Aeronaves .

Classe I	Aeronaves pequenas, leves como de treinamento primário,observação ou utilidades leves.
Classe II	Aeronaves de peso médio, de baixa a média manobrabilidade, como de utilidade pesada, busca e salvamento, transportes leves ou médios, tanques, reconhecimento, bombardeio tático, ataque pesado, anti-submarino e treinamento classe II.
Classe IIII	Aeronaves grandes, pesadas, de baixa a média manobrabilidade como transportes pesados, tanque, bombardeio pesado, patrulha, alarme antecipado, contramedidas eletrônicas, comando aéreo e treinamento classe III.
Classe IV	Aeronaves de alta capacidade de manobra como de interceptação, ataque, reconhecimento tático, observação e treinamento classe IV.

I.1.2-Definição de fases de vôo de uma missão

Qualquer missão de uma aeronave pode ser subdividida em uma certa quantidade de fases seqüenciais de vôo. Como cada uma destas fases exige diversos tipos de ação e atenção por parte do piloto, é de se esperar que os requisitos de qualidades de vôo se diferenciem conforme cada fase em questão. A categoria A relaciona-se exclusivamente com aeronaves militares e a maioria das fases de vôo listadas nas Categorias B e C se aplicam tanto a aeronaves militares como comerciais. Os regulamentos militares agrupam estas fases em três categorias, conforme apresentado na tabela 2.

Tabela 2- Definição de categorias de fases de vôo.

Fases de vôo não terminais	Características	Exemplos
Categoria A	Requerem manobras rápidas, precisão de mira, ou controle preciso de trajetória.	Combate ar-ar; ataque ao solo; alijamento de armas; reconhecimento; reconhecimento; reabastecimento aéreo (recebedor); busca anti-submarino; e vôo sob formação cerrada.
Categoria B	Normalmente realizadas usando manobras graduais e sem precisão de mira, embora exija um controle de trajetória preciso.	Subida; cruzeiro; espera; reabastecimento aéreo (fornecedor); descida; descida de emergência; desaceleração de emergência.
Fases de vôo terminais		
Categoria C	Normalmente realizadas usando manobras graduais e usualmente requerem um controle de trajetória preciso.	Decolagem; Lançamento por catapulta; aproximação; e aterragem.

I.1.3-Definição de nível de qualidades de vôo

As Referências [1] e [2] são estruturadas em três níveis de qualidades de vôo, os quais em ordem decrescente de conveniência são definidas conforme apresentado na tabela 3.

Tabela 3 - Definição de níveis de qualidades de vôo.

Nível I	Qualidades de vôo claramente adequadas à fase de vôo da missão
Nível II	Qualidades de vôo adequadas para a realização da fase de vôo da missão, mas algum incremento na carga de trabalho do piloto ou degradação da eficiência, ou ambas, existem.
Nível III	Qualidades de vôo tais que a aeronave pode ser controlada com segurança, mas a carga de trabalho sobre o piloto é excessiva ou a eficiência da missão é inadequada, ou ambas. Fases de vôos de Categoria A podem ser terminados com segurança, e fases de vôo de categoria B e C podem ser completadas.

As relações entre estes três níveis de qualidades de vôo e as avaliações do piloto dispostos na escala de Cooper-Harper estão indicadas na figura 1. Qualquer aeronave deve ser projetada para satisfazer nível 1 de requisitos de qualidades de vôo com todos os sistemas operantes.

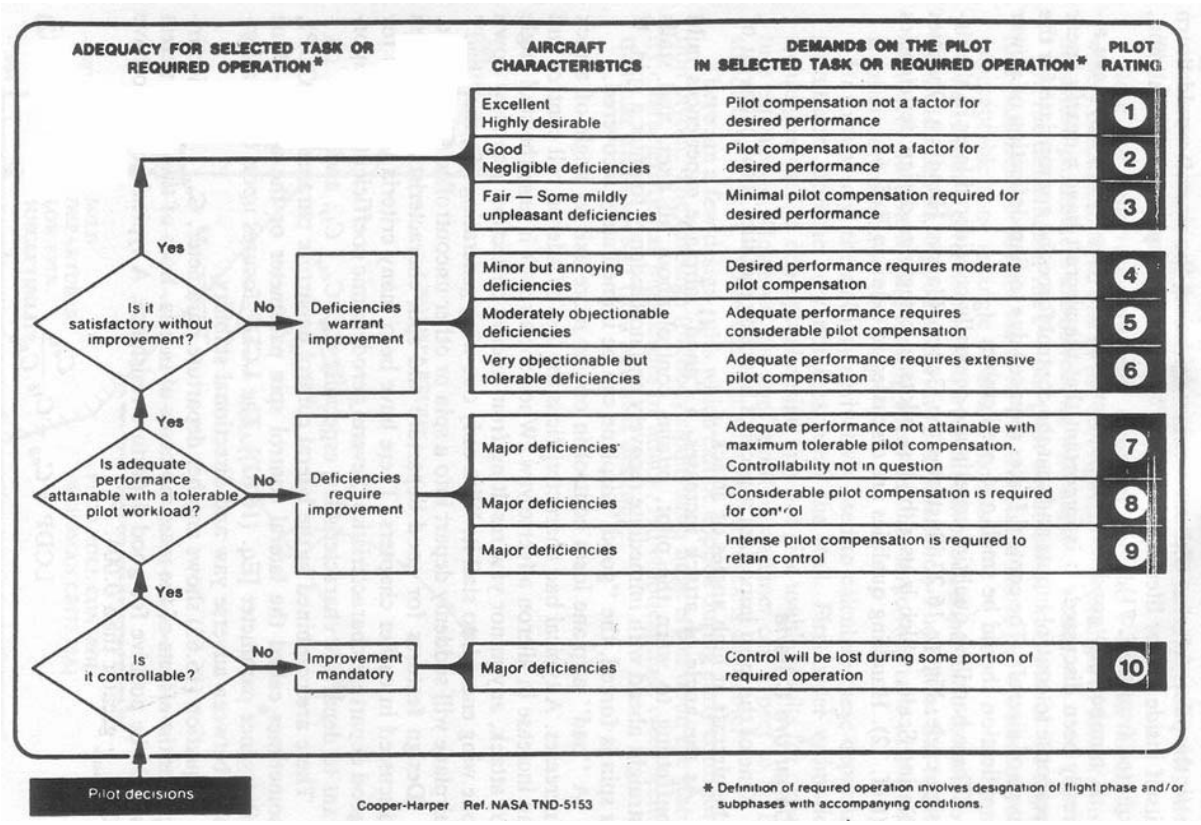

Figura 1 - Escala de Cooper-Harper

Uma boa maneira de se avaliar as qualidades de vôo no movimento longitudinal da aeronave é através de sua resposta autônoma a pequenas perturbações, em torno de uma trajetória de equilíbrio. Resposta autônoma significa o retorno ao equilíbrio com controles travados, $\pi = \pi_e$ e $\delta_p = \delta_{pe}$, isto é, sem a interferência do piloto. Pequenas perturbações são uma rajada ou qualquer fenômeno que a tire de sua posição de equilíbrio. Pelos valores de ζ e ω_n é possível enquadrar a mesma em um dos três níveis da escala de Cooper-Harper.

Considerando aviões que são conduzidos por pilotos humanos, a interação entre a entrada de controle piloto-cabine e a resposta da aeronave deve garantir que a missão estabelecida seja

cumprida com esforços físicos e mentais razoáveis. De outra forma, a aeronave é requisitada para oferecer qualidades de vôo aceitáveis em qualquer ponto do seu envelope de vôo.

Detalhando um pouco mais, possuir boas qualidades de vôo significa o avião oferecer as seguintes características ao longo de seu envelope de vôo:

- Possuir potência de controle suficiente para manter o regime estacionário, vôo reto e nivelado, bem como manobras de vôo estacionárias consistentes com as missões, além de acompanhar as transições tanto de operações de solo como para aéreas;
- Manobras de uma condição de vôo para a outra.

Estas características precisam ser garantidas mesmo com um motor inoperante, já que condições de assimetria de potência são passíveis de ocorrer. Isto se refere à condição de mínima velocidade de controle. No caso de aeronaves militares estas características também devem marcar presença ainda em condições de assimetria de armas ou cargas alijáveis, bem como em certas situações de danos em combate.

Os esforços físicos exercidos pelos pilotos durante a execução de uma missão com uma aeronave são expressos em termos de controle de forças no manche, principalmente cujas intensidades variam com parâmetros como a velocidade, por exemplo.

Já os esforços mentais estão relacionados às compensações do piloto, isto é, ajustes de ganho próprio para corrigir um comportamento muito lento ou muito rápido da aeronave, ou seguir em frente neutralizando o comando antes de a aeronave atingir a condição desejada.
Fundamentalmente o piloto não deveria ter que excessivamente "seguir na frente" da aeronave nem dispender ganhos demais ou de menos em qualquer segmento da sua missão.

As qualidades de vôo são geralmente ligadas a dois aspectos distintos da resposta de controle. A resposta de período curto , ou transiente, e a resposta de período longo. Qualidades de período curto são mais relacionadas com os modos de período curto dinâmico e sua influência é crítica na manobrabilidade. A habilidade do piloto de lidar satisfatoriamente com a dinâmica de período curto de sua aeronave é criticamente dependente da velocidade e da estabilidade da resposta. Isto é, as larguras de banda do piloto e de controle do avião devem ser compatíveis e as margens de estabilidade do modo dinâmico devem estar adequadas. É simplesmente inaceitável que uma aeronave não possua boas característica dinâmica de período curto. É por isso que a análise de seu período curto tende a ser a principal

consideração nos estudos de qualidades de vôo de uma aeronave e conseqüentemente tende a ser o foco de atenção dos critérios que mais a frente serão apresentados.

Tratando de forma simplista, quando um piloto atua no controle de seu avião, inserindo na malha do mesmo uma entrada, o piloto está apenas comandando uma alteração na trajetória de vôo. Esta mudança pode ser temporária, como uma manobra em torno desta trajetória, ou pode ser permanente, como numa manobra para efetuar alteração de na condição de equilíbrio envolvendo uma mudança de direção em trajetória. Qualquer que seja a intenção final, o método de controle é sempre em torno da aceleração normal, a qual envolve rotação da estrutura em rolamento, arfagem e guinada para apontar o vetor sustentação na direção desejada. Pela operação do controle de arfagem, o ângulo de ataque é ajustado visando estabelecer a força de sustentação adequada para gerar a aceleração de manobra. Portanto, a percepção do piloto em qualidades de pilotagem de seu avião está diretamente ligada à forma precisa com a qual este responde a seus comandos, percebida primordialmente como uma variação da aceleração normal. Além disso, o piloto humano é extremamente sensível, mesmo a pequenas alterações de aceleração normal em quaisquer dos três eixos. Fica então nítida a vital importância da dinâmica longitudinal de período curto nas considerações sobre qualidades de pilotagem, sendo mais facilmente modeladas com as equações reduzidas do movimento.

O movimento autônomo longitudinal de uma aeronave consiste de dois modos de movimento oscilatórios separados e distintos; um de período bem curto e bastante amortecido denominado período curto, seguido por outro levemente amortecido e por isso de longa oscilação denominado período longo ou fugóide. Este modo consiste numa troca gradual entre energias potencial e cinética que se evidenciam nas oscilações de ângulo de trajetória, altitude e velocidade sob um ângulo de ataque aproximadamente constante. Já no período curto variam o ângulo de ataque e a velocidade de arfagem, assumindo–se constantes o ângulo de trajetória, a altitude e a velocidade.

As Características de período longo estão relacionadas com o estabelecimento e a manutenção da condição de vôo de equilíbrio. O modo de período curto é o mais importante pois envolve altas freqüências e consideráveis amortecimentos de forma que permitem que a aeronave responda rapidamente à variação de deflexão do profundor sem um pico de arfagem indesejável. Na ausência destas condições, pode ser difícil controlar a aeronave e até tornar

perigoso o vôo. Por isso o maior interesse está no estudo do período curto, já que os aspectos críticos das qualidades de pilotagem de um avião estão principalmente relacionados com as respostas dinâmicas de controle inicial, ou transiente.

O estudo das qualidades de vôo e de pilotagem tem ocupado uma grande parte do desenvolvimento das ciências do vôo. O assunto não está esgotado e sua apresentação é usualmente feita de modo simplificado, pois definir os movimentos da aeronave de um modo geral é muito difícil. Isso envolve a descrição do movimento através de uma massa de ar não estacionária, de um esforço elástico de configuração variável e massa sujeita a forças de inércia, propulsiva e aerodinâmica. Tal tarefa se tornou possível pelo uso de complexa matemática e utilização de simplificações padrão que passaram a ser utilizadas nos cálculos após terem sido validadas por técnicas experimentais.

PIO é uma condição dinâmica encontrada quando a resposta do sistema de controle piloto-aeronave resulta em uma oscilação sustentada ou divergente.

O fenômeno consiste numa instabilidade dinâmica da combinação piloto-sistema de controle. O piloto é o elemento de controle de toda a malha do sistema homem-máquina. Assim como no piloto automático, o piloto deve executar as compensações necessárias às deficiências que possam existir em algum elemento da malha. Estas deficiências são identificadas na resposta da aeronave e retransmitidas ao mesmo por meio de uma realimentação sinestésica e visual.
Se um sistema for suscetível à ocorrência de PIO, a condição potencial se estabelecerá durante as tarefas nas quais necessite maior atenção do piloto, como por exemplo vôos em formação, em baixa altitude, em reabastecimento, e rastreamento (“tracking”) ar-ar e ar-solo em altas velocidades. Em cada uma destas tarefas o desejo do piloto em buscar minimizar os erros provoca um tenso controle da malha que acaba aumentando em muito o ganho aplicado, podendo culminar nas perigosas oscilações divergentes. Este erro que consiste na diferença entre a referência desejada e o valor resultante de resposta.

I.2-Uma breve abordagem de alguns conceitos

Estabilidade

Uma aeronave estável é aquela em que se pode estabelecer a condição de equilíbrio de vôo no qual não haverá tendência em divergência. Desta forma uma aeronave estável é em geral uma aeronave segura. Entretanto demasiada estabilidade pode ser tão prejudicial quanto pouca. O grau de estabilidade determina a magnitude da ação de controle, medida em termos de deslocamentos e força de controle requerido para a realização de uma determinada manobra. Assim controlabilidade relaciona-se com a adequada harmonização entre o poder de controle com os de estabilidade estática, dinâmica e de manobra. Devido a esta interdependência de vários aspectos de estabilidade e controle, o estabelecimento de boas características harmonizadas de controle, inteiramente por meios aerodinâmicos, e ao longo de todo o envelope de vôo da aeronave, pode ser uma tarefa bem complexa, se não quase impossível. Isto ocorre primordialmente em muitas aeronaves modernas que são concebidas para operar em extensos envelopes de vôo e em regimes de vôo aerodinamicamente difíceis. A solução para esta questão é resolvida com a instalação de um *sistema de aumento de estabilização e controle (CSAS)* a fim de restaurar a boas qualidades de vôo por meios artificiais.

Estabilidade estática é a tendência inicial da aeronave de, por exemplo, retornar ao seu estado de equilíbrio após uma perturbação.

Estabilidade Dinâmica é definida como a tendência de amplitudes de perturbações de uma aeronave decrescerem a zero ou a valores correspondentes a uma nova condição estacionária, algum tempo após findo a perturbação causadora.Desta forma, por exemplo, um avião é dito dinamicamente estável quando é perturbado em arfagem a partir de uma condição estacionária de vôo e após o movimento ser amortecido à nova condição de equilíbrio, esta não difere significativamente da primeira. A estabilidade dinâmica está associada ao comportamento da resposta da aeronave em reação a certos tipos de perturbações.

Resposta

A resposta de uma aeronave é definida como a variação temporal de variáveis do movimento relacionadas às condições de vôo estacionárias, e resultante de *perturbações* geradas internamente ou externamente.

Perturbação é um sinal que tende a afetar de modo adverso a variável de um sistema.Como perturbações geradas externamente, estão alterações de α ou de derrapagem devido a variações atmosféricas, como rajadas ou turbulências. Já como perturbações internas, podemos citar falhas de motor ou deflexões de superfícies de controle.

A *Resposta livre* (resposta no tempo) é caracterizada pela freqüência natural, razão de amortecimento e constante de tempo. Já a *resposta forçada* (resposta em freqüência) caracteriza-se pela comparação entre as amplitudes de saída e a do sinal de entrada senoidal, e pelo grau pelo qual a saída está atrasada em relação à entrada.

O comportamento da resposta pode ser predito numericamente a partir das equações do movimento. Estas equações do movimento podem ser postas em diferentes formas. A maneira particular selecionada vai depender da similaridade entre o modelo matemático e o problema físico real que é o objeto de estado. Em geral estas equações diferenciais podem ser lineares, não-lineares, autônomas ou não-autônomas.

Resposta de sistema no domínio da freqüência

Assume como entrada do sistema uma função senoidal.
A resposta do sistema, que é do tipo forçada, é determinada pela variação da freqüência da entrada e pela medida da resposta de saída, a qual é quantificada em termos da:

- Razão de amplitude da saída pela da entrada;e
- Atraso entre a entrada e a saída resultante.

As técnicas de análise segundo o domínio da freqüência têm a vantagem da freqüência de resposta de malha aberta poder prover informações a respeito da estabilidade da malha fechada (Critério de Estabilidade de Nyquist); além de possibilitar a obtenção empírica da freqüência de resposta a partir de dados coletados em vôo (com o auxílio de transformadas de Fourier, por exemplo). Entretanto oferece as desvantagens de apresentar uma maior

dificuldade de análise de sistemas não-lineares, bem como para o estabelecimento de especificações. Ainda é de conversão não imediata pelos pilotos, no que tange a informações de resposta em freqüência em engenharia de controle.

As especificações de projeto no domínio da freqüência são dadas em termos da amplitude do pico de ressonância, da respectiva freqüência de ressonância, da largura de banda, e das margens de ganho e de fase.O pico de ressonância é uma indicação da estabilidade relativa do sistema de controle. A freqüência de ressonância está relacionada com a freqüência de oscilação e a velocidade da resposta transiente. A largura de banda é a largura de freqüências de zero à freqüência na qual a magnitude da resposta vale o desejado ou mesmo até uma freqüência específica determinada. Esse parâmetro é um indicador da resposta transitória do sistema e é diretamente proporcional à ω_n. Se esta é grande o sistema responderá de forma rápida.

A resposta no domínio da freqüência pode ser visualizada através do *diagrama de Bode*. Este diagrama consiste em dois gráficos e apresenta informações tanto da razão entre as amplitudes (módulos) de entrada/saída, como da fase da resposta do sistema em função da freqüência de entrada, a qual é disposta em escala logarítmica. As informações desta razão de amplitude são apresentadas em decibéis (1dB=20log$_{10}$ [saída/entrada]) e as de fase o são em graus, sendo os ângulos negativos indicadores da resposta de saída atrasada em relação a de entrada.

Alguns parâmetros envolvidos (vide figuras 2 e 3) na análise deste diagrama são importantes como: a *margem de ganho*, que significa o quanto o ganho deve diminuir para o sistema ser estável (para margem negativa,ou seja, acima de 0 dB), ou até quanto o ganho pode aumentar antes do sistema atingir a instabilidade (para a margem positiva, isto é, abaixo que 0 dB). É obtida da razão de amplitudes correspondente à *freqüência de cruzamento de fase* (a qual é a freqüência correspondente à fase de –180°). Já a *margem de fase* é o atraso de fase necessário para levar o sistema ao limiar de instabilidade e vale 180° mais a fase correspondente à *freqüência de cruzamento de ganho* (a qual é a freqüência correspondente à razão de amplitudes unitária, daí valendo 0 dB). Neste caso uma condição necessária para o sistema ser estável é possuir margens de ganho e de fase positivas (acima da fase -180).

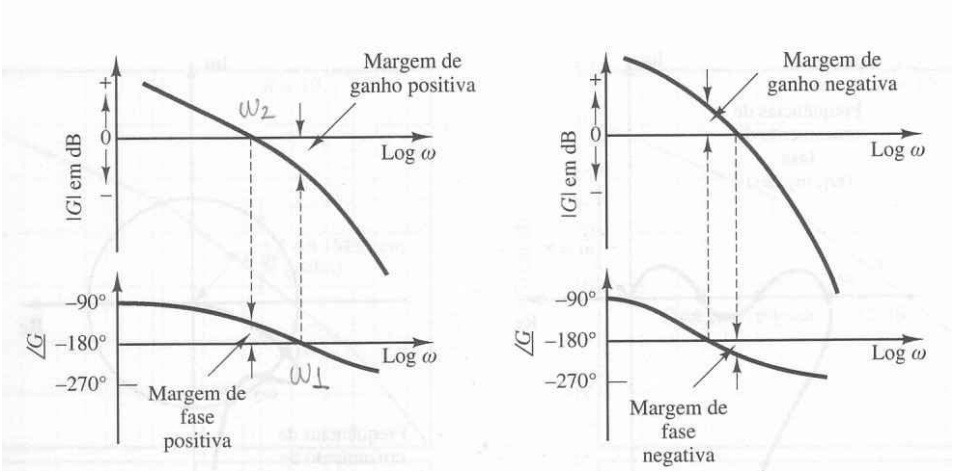

Figura 2 - Margens de fase e de ganho de sistemas estáveis e instáveis.

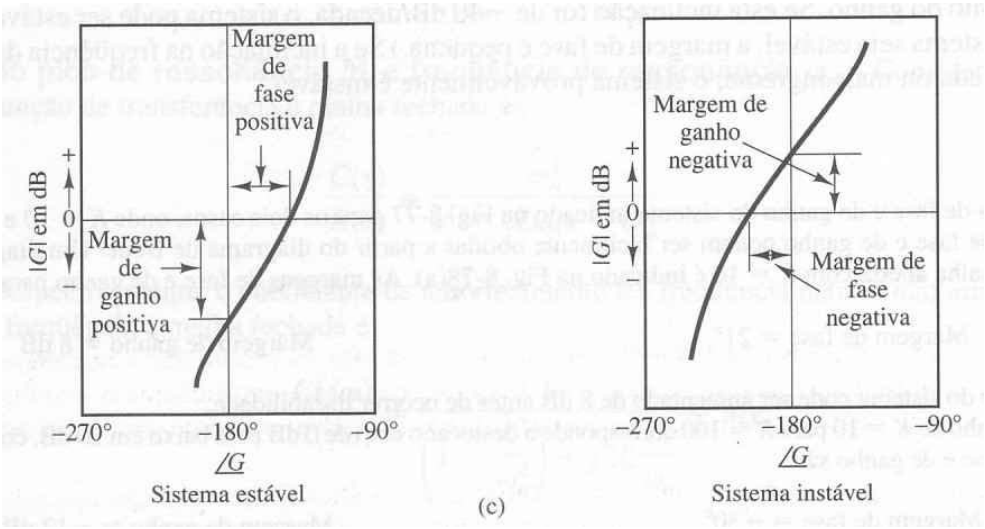

Figura 3 - Margens de fase e de ganho de sistemas estáveis e instáveis.

Essa condição vale para sistemas de fase mínima, isto é, em que sua função de transferência de malha aberta G(s) não possui pólos ou zeros no semiplano direito do plano complexo "s".

Um *sistema* é uma combinação de componentes que atuam em conjunto e realizam um determinado objetivo. Neste estudo, tratar-se de uma aeronave específica.

Um sistema a *malha aberta* é um sistema no qual o sinal de saída não afeta a ação de controle,que é baseada no tempo.

Um sistema a *malha fechada*, ou com retroação, é um sistema onde a ação de controle basea-se no sinal de erro atuante, isto é, na diferença entre o sinal de saída (ou de retroação) e o sinal de entrada (ou de referência), visando trazer o sinal de saída para o valor desejado.

Função de transferência

Em teoria de controle, as funções de transferência G(s) são comumente usadas para caracterizar as relações de entrada e saída de componentes ou sistemas que exclusivamente podem ser descritos por equações diferenciais lineares invariantes no tempo. As funções de transferência são definidas como a razão das transformadas de Laplace do sinal saída (função resposta) e do sinal de entrada (função de excitação), na hipótese de que todas as condições iniciais são nulas. São modelos matemáticos na medida que constituem um método operacional de expressar a equação diferencial que relaciona a variável de entrada e a de saída. As funções de transferência, apesar de serem intrínsecas ao sistema, não fornecem informações da sua estrutura física, e sim uma descrição completa e bastante precisa de suas características dinâmicas. Se G(s) do sistema for conhecida, a saída ou a resposta pode ser estudada para várias formas de entrada visando à compreensão da natureza do mesmo.

Sabe-se que o primeiro passo na análise de um sistema de controle é a obtenção de um modelo matemático para o mesmo. Uma vez obtido o modelo, para analisar o desempenho do sistema dispõe-se de vários métodos. Na prática o sinal de entrada de um sistema de controle é de caráter aleatório e seus valores instantâneos não podem ser expressos analiticamente. Entretanto, na análise e projeto de sistemas de controle, faz-se necessário dispor de uma base para comparação destes sistemas.Estas bases podem ser obtidas estipulando-se sinais de teste particulares a serem aplicados como entrada, e comparando-se as respostas dos vários sistemas a esses sinais de entrada. O uso de sinais de teste pode ser justificado pela correlação que existe entre as características da resposta do sistema a um sinal de entrada de teste típico e a capacidade deste sistema para responder aos sinais de entrada reais. Os sinais de entrada típicos são as funções rampa, aceleração, impulso, degrau, senoidal etc. Neste estudo far-se-ão uso dos dois últimos, pois esta determinação depende da forma de solicitação a que o sistema será sujeito, mais freqüentemente, sob condições normais de operação. Sistemas com

armazenamento de energia não podem responder instantaneamente e por isso terão respostas transitórias sempre que submetidos a excitações ou a perturbações.

Função degrau

Freqüentemente as características de desempenho de um sistema de controle são especificadas em termos da resposta transitória a uma excitação em degrau unitário, isto é, uma função degrau com amplitude unitária, como apresentado abaixo. Isso ocorre pois este sinal é fácil de ser gerado e corresponde a uma solicitação suficientemente severa. Esta resposta transitória depende das condições iniciais. Por uma questão de conveniência na comparação de respostas transitórias de vários sistemas, utiliza-se como condição inicial padrão que o sistema está inicialmente em repouso com valor nulo da variável de saída.

$$\begin{cases} f(t)=0 \text{ para } t<0 \\ f(t)=1 \text{ para } t>0 \end{cases}$$

Sistemas Equivalentes de Ordem Reduzida (LOES)

Infelizmente a maioria das aeronaves modernas consiste em sistemas de ordem superior, ao invés de serem descritas por comportados sistemas de segunda ordem. Entretanto, este estudo usufrui a possibilidade de alguns sistemas de ordem superior poderem, segundo algumas simplificações, ser aproximados pelos denominados sistemas equivalentes de segunda ordem, ou de ordem reduzida (LOES), derivados das equações do movimento completas. A vantagem desta aproximação está na maior facilidade de interpretação e compreensão dos efeitos das propriedades aerodinâmicas e dinâmicas fundamentais na determinação das qualidades de pilotagem, além de, sem dúvida, serem mais simples de se trabalhar algebricamente.

Características clássicas de resposta longitudinal

Medidas clássicas de qualidades de vôo e de pilotagem são baseadas na tomada do comportamento da resposta de período curto da aeronave como essencialmente de segunda

ordem. É portanto gerida pela dinâmica de período curto. Em tais aparelhos a provisão dos corretos modos de amortecimento e de freqüência de período curto, efetivamente, garantem valores aceitáveis de respostas de aceleração normal (a_z), ângulo de ataque (α), aceleração em arfagem ($\frac{dq}{dt}$) e velocidade de arfagem (q) , as quais são geralmente suficientes para garantir boas qualidades de pilotagem. Desta forma, pelo fato das respostas de ângulo de atitude (θ) e o de trajetória (γ) serem bem comportadas, menos atenção direta é dispendida ao mesmo durante a determinação dos parâmetros de qualidade. Entretanto, é sabido que ambos são muito importantes na percepção dos pilotos.

II-Histórico

A análise teórica dos movimentos de aeronaves em vôo se desenvolveu quase que simultaneamente com o domínio dos céus pelo vôo mais pesado que o ar. Já em 1897, Frederick Lanchester obteve inspiração para estudar o movimento de planadores pela observação experimental do comportamento oscilatório que estes apresentavam quando perturbados a partir de sua trajetória de equilíbrio, descobrindo então que todos os veículos que voavam possuíam uma freqüência natural de oscilação. Posteriormente, em 1911, G. H. Bryan iniciava o primeiro tratamento matemático para estes movimentos, o que culminou nas primeiras equações de análise da estabilidade dinâmica. Estas trouxeram importantes contribuições nesta área, como também o conceito de derivadas de estabilidade aerodinâmicas, as quais em seguida foram estimadas segundo estudos experimentais com modelos em escala em túnel de vento por cientistas do MIT e NPL, através da teoria de Bryan. Embora os resultados destes estudos pudessem predizer a estabilidade do movimento longitudinal, inicialmente surgiram dúvidas de como interpretá-los, já que uma aeronave predita como instável desempenhava um vôo com sucesso. A falha de suas análises estava em desconsiderar o piloto como um elemento essencial do sistema da aeronave. Na década de trinta o NACA conduziu um extensivo programa de ensaios em vôo envolvendo vários tipos de aeronaves com a meta de relatar quantitativamente as medidas de suas características dinâmicas juntamente com a opinião do piloto, a respeito das qualidades de pilotagem da mesma. Este programa foi a base para as pesquisas modernas em qualidades de vôo. Em 1943, se publicava seus resultados na forma de especificações, as quais garantiam razoavelmente boas qualidades de vôo para o projeto que as respeitasse. A prática de vôos experimentais de testes utilizando aviões de estabilidades variadas e conhecidas foi intensificada após a Segunda Grande Guerra para o propósito específico de investigar as qualidades de vôo e de pilotagem. Em particular muitos destes esforços experimentais se concentraram nas qualidades de pilotagem de período curto longitudinal. Estas pesquisas culminaram na definição de muitos critérios de qualidades de pilotagem e na produção de muitos documentos de especificação de qualidades de vôo.Conforme se foi adquirindo experiência através dos anos de evolução no desenvolvimento de aeronaves, tornou-se fato consolidado que a dinâmica do período curto é a responsável por boas qualidades de vôo.Os problemas de PIO receberam maior atenção a partir do advento de sistemas de controle irreversível em aeronaves modernas de alto desempenho transônicas e supersônicas.

III-Modelagem do sistema dinâmico

Neste estudo, supõe-se que o piloto age sobre o leme vertical e sobre os ailerons de forma que o vetor velocidade permaneça contido no plano de simetria (supondo ser o plano XZ) da aeronave e que a resultante aerodinâmica permaneça contida no plano vertical, respectivamente. Desta forma assegura-se que a trajetória do avião se situará no plano vertical.

As equações do corpo rígido são obtidas da Segunda Lei de Newton, a qual estabelece que a resultante das forças externas aplicadas ao corpo é igual à derivada temporal da sua quantidade de movimento linear, e que a resultante dos momentos externos aplicados ao corpo é igual à derivada temporal da quantidade de movimento angular. Isto pode ser descrito por meio das expressões :

$$\sum F = \frac{d(mV)}{dt} \tag{1}$$

$$\sum M = \frac{dH}{dt} \tag{2}$$

As variações temporais referem-se a um sistema de referência, que será um sistema de eixos fixos à aeronave $GX_aY_aZ_a$, como pode ser identificado na figura 4. Devido a isto, ter-se-á que $I_{yz}=I_{xy}=0$. O eixo GX_a coincide com a direção do vetor velocidade e é orientado positivamente no sentido desta. O eixo GZ_a é normal a GX_a , situado no plano de simetria da aeronave e orientado positivamente na direção do seu ventre. O eixo GY_a completa o sistema de referência destrógiro.

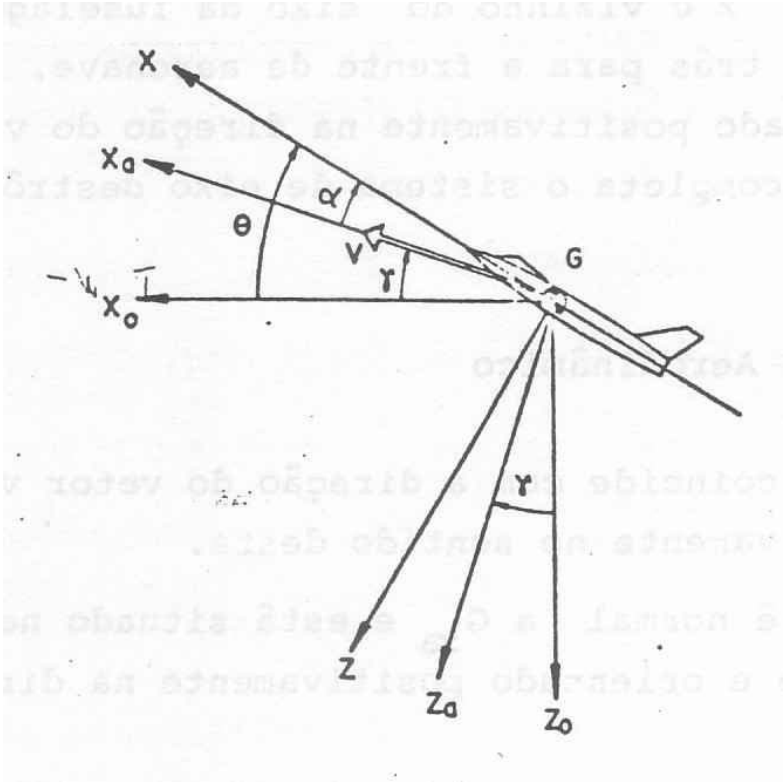

Figura 4 - Sistemas de eixos de referência.

Considerando que os valores de α obedeçam um domínio razoável para permitir que estes forças e momentos aerodinâmicos sejam lineares, as forças e momentos exteriores aplicadas na aeronave são,:

- Peso da aeronave mg (na direção e sentido de Z_0);

  Como tanto esta força como o sistema de referência estão fixos ao centro de gravidade, esta não produz momentos.

- Força aerodinâmica R (direção e sentido oposto a Z_a), que se decompõe em:
  - Força de arrasto D (na direção e sentido oposto a X_0);

$$Xa = -\frac{1}{2}.\rho.S.V^{2}.C_{D} = -D \qquad (3)$$

- Força de sustentação L (na direção e sentido oposto a Z_0).

$$Za = -\frac{1}{2}.\rho.S.V^2.C_L = -L \qquad (4)$$

O momento resultante da força aerodinâmica se reduz a uma única componente M na direção de GY_a:

$$M = \frac{1}{2}.\rho.S.V^2.l.C_m \qquad (5)$$

onde l é o comprimento de referência da aeronave e geralmente é a corda média aerodinâmica $\overline{c}$.

- Força propulsiva F (faz um ângulo α_F no sentido horário a partir de GX)

Seu momento com relação ao centro de gravidade se reduz a uma componente M_F na direção de GY_a. Tanto F quanto M_F dependem da posição da manete de potência, da altitude e da velocidade.

As seis equações do movimento longitudinal (três para forças e três para momentos) neste estudo se reduzem para apenas três, que, projetadas no sistema aerodinâmico são:

Sobre GXa: $$m\frac{dV}{dt} = -m.g.sen\gamma + Xa + F.\cos(\alpha + \alpha_F) \qquad (6)$$

Sobre GYa: 0

Sobre GZa: $$-mV\frac{d\gamma}{dt} = m.g.\cos\gamma + Za - F.sen(\alpha + \alpha_F) \qquad (7)$$

Momento em trono do centro de gravidade:

$$I_y.\frac{d^2\theta}{dt^2}=I_y.\frac{dq}{dt}=M+M_F \tag{8}$$

Acrescenta-se a estas três equações a relação geométrica vista na figura 4.

$$\theta=\alpha+\gamma \tag{9}$$

e a relação cinemática que liga a altitude h à velocidade:

$$\frac{dh}{dt}=V.sen\gamma \tag{10}$$

A equação (8) determina, para as condições de vôo dadas, a resposta do avião à ação da superfície de controle longitudinal, ou seja, do profundor. Inicialmente faz-se as seguintes suposições:

- a força F passa pelo centro de gravidade, daí M_F =0 e a equação (8) não depende mais da posição da manete de potência.

- supõe-se que os centros aerodinâmicos na asa e na empenagem horizontal CA e CA' se encontram sobre a linha de referência X da aeronave, como ilustrado na figura 5.

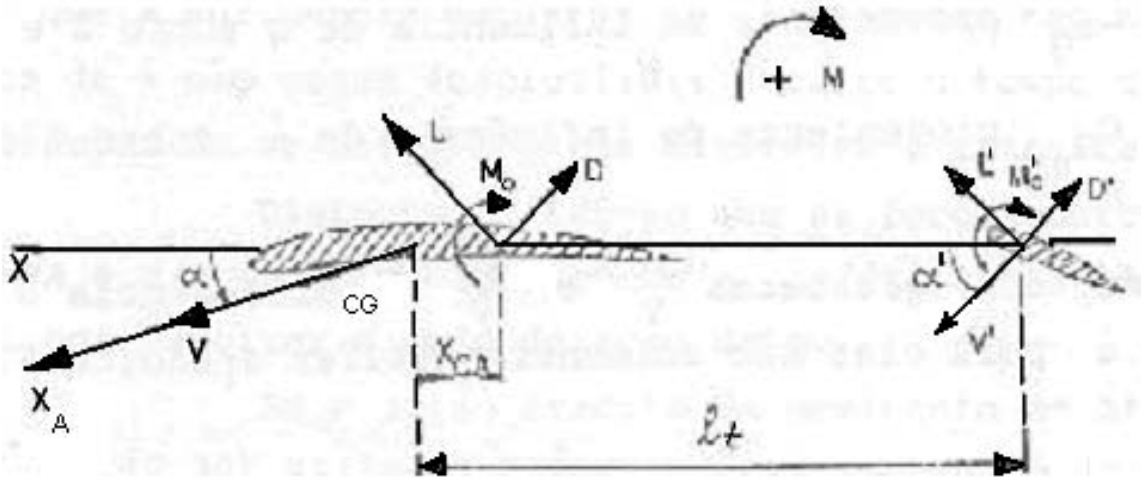

Figura 5 - Forças e momentos atuantes na asa e na empenagem.

Assim o momento resultante das forças aerodinâmicas, com relação ao centro de gravidade, vale:

$$M = M_0 + M_0' + Z.X_{CA} - Z'.l_t \tag{11}$$

Onde Z e Z' são as componentes das forças aerodinâmicas, sobre a asa e a empenagem, respectivamente, perpendiculares ao eixo de referência GX, ou seja:

$$\begin{aligned} Z &= L.\cos\alpha + D.sen\alpha \\ Z' &= L'.\cos\alpha + D'.sen\alpha' \end{aligned} \tag{12}$$

Obs: Z e Z' dependem de α, $\frac{d\alpha}{dt}$ e q, enquanto Z' ainda depende também de δ_p .

Linearizando-se estas funções e escrevendo-as de forma adimensionalizada, isto é, dividindo as equações por $\frac{1}{2}.\rho.S.l.V^2$, da seguinte maneira, tem-se o coeficiente do momento de arfagem:

$$Cm = Cm_0 + Cm_\alpha.\alpha + Cm_q.(\frac{q.l}{V}) + Cm_{\dot{\alpha}}.(\frac{\dot{\alpha}.l}{V}) + Cm_{\delta p}.\delta p \tag{13}$$

O sistema de equações fica então da seguinte forma:

$$\begin{cases} m\frac{dV}{dt} = -m.g.sen\gamma - \frac{1}{2}.\rho.S.V^2.C_D + F.\cos(\alpha + \alpha_F) \\ -mV\frac{d\gamma}{dt} = m.g.\cos\gamma - \frac{1}{2}.\rho.S.V^2.C_L - F.sen(\alpha + \alpha_F) \\ I_y.\frac{dq}{dt} = \frac{1}{2}.\rho.S.V^2.l.(Cm_0 + Cm_\alpha.\alpha + Cm_q.(\frac{q.l}{V}) + C_{m\dot{\alpha}}.(\frac{\dot{\alpha}.l}{V}) + Cm_{\delta p}.\delta p) \end{cases} \tag{14}$$

A partir daqui será feito um estudo simplificado, isto é, a determinação das seguintes condições de equilíbrio:

$V=V_e$; $F=F_e$; $\delta_p = \delta_{p_e}$; $\gamma = \gamma_e = 0$; $q=q_e=0$; $\alpha = \alpha_e$; $\frac{dV}{dt} = \frac{d\gamma}{dt} = 0$

Que substituídas no sistema de equações acima fornece:

$$\begin{cases} Fe.\cos(\alpha_e + \alpha_F) = \frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^{\ 2}.C_{De} + m.g.sen\gamma_e \\ \frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^{\ 2}.C_{Le} = m.g.\cos\gamma_e - Fe.sen(\alpha_e + \alpha_F) \\ Cm_0 + Cm_\alpha.\alpha + Cm_{\delta p}.\delta p_e = 0 \end{cases} \quad \textbf{(15)}$$

Observa-se que a equação do arrasto é sempre satisfeita, podendo então ser dispensada desta análise.

Faz-se agora as hipóteses simplificadoras que os ângulos $\alpha + \alpha_F$ e γ são suficientemente pequenos para que as aproximações abaixo sejam legítimas:

$$\begin{cases} sen(\alpha_e + \alpha_F) \cong \alpha_e + \alpha_F ; sen\gamma \cong \gamma \\ \cos(\alpha_e + \alpha_F) \cong 1; \cos\gamma \cong 1 \end{cases} \quad (16)$$

Alem disso de (4) obtém-se que $q = \frac{d\theta}{dt} = \frac{d\alpha}{dt} + \frac{d\gamma}{dt}$. Daí, da equação (9) , considerando analogamente que o coeficiente de sustentação $C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}.\alpha + C_{L_q}.(\frac{q.l}{V}) + C_{L\dot{\alpha}}.(\frac{\dot{\alpha}.l}{V}) + C_{L_{\delta p}}.\delta p$, tem-se que:

$$\frac{d\alpha}{dt} = \dot{\alpha} = q - [\frac{Fe}{m.V_e}.sen(\alpha_e + \alpha_F) + \frac{1}{2}.\frac{\rho_e.S.Ve}{m}.(C_{L_0} +$$

$$+C_{L_\alpha}.\alpha + C_{L_q}.(\frac{q.l}{V}) + C_{L\dot{\alpha}}.(\frac{\dot{\alpha}.l}{V}) + C_{L_{\delta p}}.\delta p) - \frac{g}{V_e}] \qquad (17)$$

Assumindo que o movimento da aeronave sofre pequenas perturbações em torno da condição de equilíbrio, pode-se linearizar as equações em torno deste ponto de equilíbrio α_e e q_e . Logo tem-se:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\alpha}} = \bar{q} - [\frac{Fe}{mV_e}.\cos(\alpha_e + \alpha_F) + \frac{1}{2}.\frac{\rho_e.S.Ve}{m}.C_L\alpha].\bar{\alpha} - \frac{1}{2}.\frac{\rho_e.S.Ve}{m}.C_{L\delta p}.\delta p \\ \frac{d\bar{q}}{dt} = \frac{1}{2}.\frac{\rho_e.S.V_e^2.l}{I_y}.(Cm_\alpha.\bar{\alpha} + Cm_q.(\frac{q.l}{V_e}) + C_{m\dot{\alpha}}.(\frac{\dot{\alpha}.l}{V_e}) + Cm_{\delta p}.\bar{\delta} p) \end{cases} \qquad (18)$$

Sabendo-se que $\bar{q} = q - q_e$ então $\bar{q} = q$. Além disso introduz-se as derivadas de estabilidade:

$$L\alpha = \frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^2.\frac{C_{L\alpha}}{m} \qquad m_\alpha = -\frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^2.l.\frac{Cm_\alpha}{I_y}$$

$$L\delta p = \frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^2.\frac{C_{L\delta p}}{m} \qquad (19) \qquad m_{\dot{\alpha}} = -\frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^2.l.\frac{Cm\dot{\alpha}}{I_y} \qquad (20)$$

$$m\delta p = -\frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^2.l.\frac{Cm_{\delta p}}{I_y} \qquad m_q = -\frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^2.l.\frac{Cm_q}{I_y}$$

Por questão de simplicidade, de modo que possamos desacoplar ambas as equações, será desprezada a influência de $Cm\dot{\alpha}$, supondo que as velocidades de variação de ângulo de ataque sejam suficientemente fracas de modo que os efeitos não estacionários não venham a se manifestar. Assim o nosso sistema de equações linearizadas para o período curto fica:

$$\begin{cases} Fe.\cos(\alpha_e + \alpha_F) = \frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^{\ 2}.C_{De} + m.g.sen\gamma_e \\ \frac{1}{2}.\rho_e.S.V_e^{\ 2}.C_{Le} = m.g.\cos\gamma_e - Fe.sen(\alpha_e + \alpha_F) \end{cases} \tag{21}$$

Porém como no equilíbrio γ_e=0 e $\frac{dV}{dt} = \frac{d\gamma}{dt} = 0$, dividindo as equações (21) segue que:

$$\frac{m.g - Fe.sen(\alpha_e + \alpha_F)}{Fe.\cos(\alpha_e + \alpha_F)} = \frac{C_L e}{C_D e} = E_e \tag{22}$$

$$E_e' = E_e + tg(\alpha_e + \alpha_F) = \frac{m.g}{Fe.\cos(\alpha_e + \alpha_F)} \tag{23}$$

Assim, obtém-se o seguinte modelo para as equações do movimento longitudinal:

$$\begin{cases} \frac{d\bar{q}}{dt} = -m_\alpha.\bar{\alpha} - m_{\delta p}.\delta_p - m_q.q \\ \dot{\bar{\alpha}} = q - [\frac{Fe}{mV_e}.\cos(\alpha_e + \alpha_F) + \frac{L\alpha}{V_e}].\bar{\alpha} - \frac{L_{\delta p}}{V_e}.\delta_p \end{cases} \tag{24}$$

Como mencionado acima, as funções de transferência são uma ferramenta muito útil na análise de sistemas de controle. Daí, para se obtê-las, aplica-se a Transformada de Laplace em cada uma destas equações e em seguida divide-se as mesmas pela deflexão do profundor, agrupando-as de forma a obter-se:

$$\frac{\bar{\alpha}}{\bar{\delta}_p} = \frac{s.\frac{L_\delta}{V_e} + m_{q.}\frac{L_\delta}{V_e} + m_\delta}{s^2 + (\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e.E'} + m_q).s + m_q.(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e.E'}) + m_\alpha} \tag{25}$$

$$\frac{q}{\bar{\delta}_p} = \frac{s.m_\delta + (\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e.E'}).m_{\delta.} - \frac{L_\delta}{V_e}.m_\alpha}{s^2 + (\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e.E'} + m_q).s + m_q.(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e.E'}) + m_\alpha} \tag{26}$$

Neste estudo estar-se-á envolvido basicamente com a equação (26), já que os critérios analisados relacionam-se com principalmente com a velocidade de arfagem. De posse então das derivadas de estabilidade e dos demais parâmetros dispostos no apêndice A, de cada uma das aeronaves (exceto para o Treinador a Jato), pôde-se chegar às funções de transferência de velocidade de arfagem utilizadas nas simulações, inerentes aos critérios a serem abordados no próximo capítulo. A função de transferência relativa ao Treinador a Jato foi fornecida pelo IAE/AEV, o qual a obteve diretamente através da técnica de identificação de parâmetros, que consiste em obter a melhor curva que se ajuste à curva descrita pelos dados obtidos em ensaios em vôo. Além disso, esta função de transferência, diferentemente das demais, relaciona a velocidade de arfagem com a força aplicada no manche $F_{\delta m}$

IV-Apresentação teórica dos critérios

IV.1-Critério da Abordagem Clássica para qualidades de pilotagem

Medidas tradicionais de qualidades de vôo baseam-se na hipótese de que as respostas de período curto são de segunda ordem. Segundo a expressão (27), onde E(s) e C(s) são respectivamente a entrada e a saída de um sistema, ξ_s é o *coeficiente ou razão de amortecimento do sistema* e ω_{ns} é a *freqüência natural não amortecida*, isto é, a freqüência que o sistema oscilaria se o amortecimento fosse reduzido à zero:

$$\frac{C(s)}{E(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2.\zeta.\omega_n.s + \omega_n^2} \qquad (27)$$

O comportamento dinâmico dos sistemas de segunda ordem pode ser descrito em função destes dois parâmetros,cujas relações estão ilustradas na figura 5.

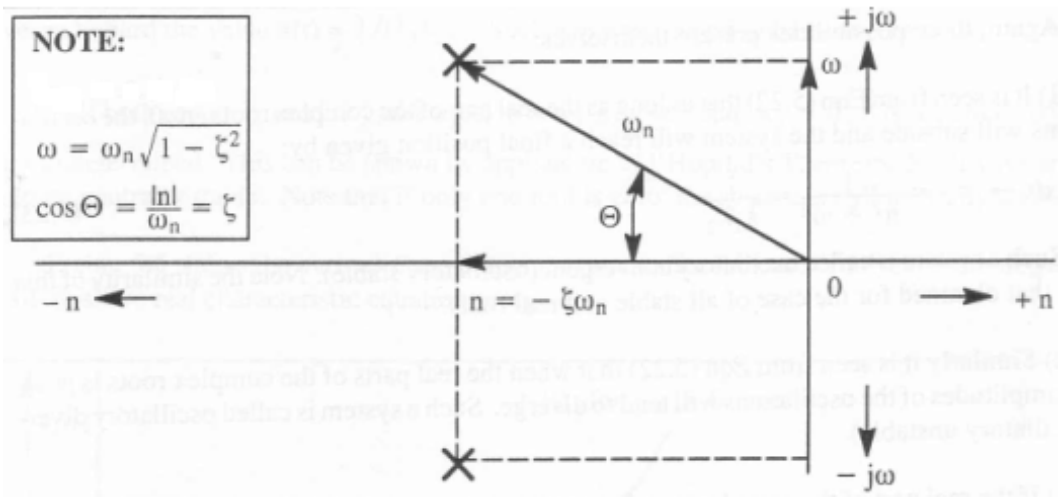

Figura 6 - Relações entre freqüência, freqüência natural não-amortecida e razão de amortecimento.

Se $0< \xi_s <1$ o sistema é dito subamortecido, com sua resposta transitória oscilatória;

Se $\xi_s =1$ o sistema é dito criticamente amortecido;e

Se $\xi_s >1$ o sistema denomina-se superamortecido.

Nestes dois últimos casos não há oscilação da resposta transitória e se $\xi_s=0$ a resposta transitória não decai.

No caso deste estudo, onde o sistema subamortecido é uma aeronave, é desejável que a resposta transitória seja suficientemente rápida e amortecida, exigindo um restrito domínio para ξ_s. É importante destacar que sistemas subamortecidos com valores de amortecimento muito baixos geram valores altos de pico de oscilação, assim como valores muito altos acarretam em respostas muito lentas. Sistemas que apresentem o mesmo valor de ξ_s e diferentes ω_{ns} apresentam o mesmo padrão oscilatório,isto é, mesma estabilidade relativa.

As funções de transferência que descrevem aeronaves implementadas são tipicamente de ordem superior e por isso são de difícil interpretação pela ferramentas analíticas comuns e inapropriadas frente aos requisitos das normas militares(Ref. [1] e[2]).

O ajuste por sistemas equivalentes é aplicado às dinâmicas de período curto somente, em que modelos longitudinais de sistema de ordem superior (HOS) são reduzidos a forma de sistemas equivalentes de ordem reduzida (LOES), omitindo-se as dinâmicas de período longo. Para exemplificar, a expressão (28) é um modelo de função de transferência longitudinal de um LOES descrevendo a resposta de ângulo de atitude para deflexão do profundor é escrita como:

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{K_q(s+\frac{1}{T_{\theta_2}})e^{-\tau s}}{s(s^2+2.\zeta.\omega_n.s+\omega_n^2)} \tag{28}$$

Um processo computacional de ajuste de curvas de ganho e fase do diagrama de Bode é o responsável por ajustar a resposta em freqüência da função de transferência dada pela equação (28) com a original de HOS.

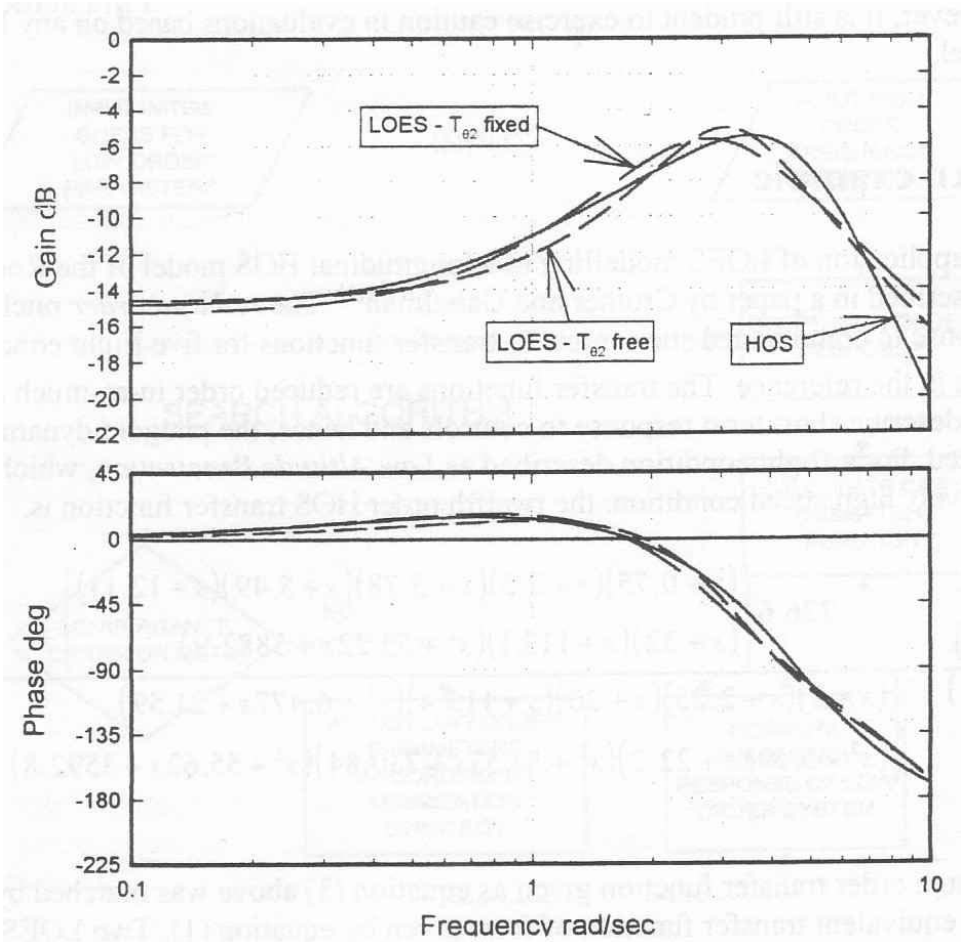

Figura 7 - Exemplo de comparação entre respostas de sistema de ordem reduzida e de ordem superior.

Este processo é realizado sobre um limitado domínio de freqüência enquanto as variáveis de q(s) K_q,$T_{\theta 2}$,ξ_s,ω_s, τ são verificadas. Ao *atraso de fase* $e^{-\tau}$ é desejado que se aproxime do atraso de fase acumulado das dinâmicas adicionais do HOS, como filtros e demais elementos dinâmicos.

$T_{\theta 2}$ é o *atraso de fase da resposta do ângulo de trajetória em relação ao ângulo de atitude*. Também denominado atraso de incidência, $T_{\theta 2,}$ atua de forma preponderante na determinação das características de pilotagem da aeronave. Para aeronaves clássicas subsônicas, $T_{\theta 2}$ permanece constante sobre o envelope de vôo, e conseqüentemente a dinâmica de período curto também para um dado ξ_s e ω_{ns} , sendo por isso um parâmetro que não recebera muita atenção no passado. Entretanto, com o crescimento do tamanho das aeronaves e dos envelopes operacionais em altitude e número de Mach, a variação da inclinação da curva de sustentação se tornou significativa. Assim, a variação de $T_{\theta 2}$ sobre o envelope de vôo de aeronaves de alta

performance modernas não devem ser ignoradas, se tornado um parâmetro tão importante como ξ_s e ω_{ns}.

Como ao longo das pesquisas notou-se que a provisão correta de $T_{\theta 2}$ garante respostas adequadas de aceleração normal n_z, ângulo de ataque α, velocidade de arfagem q e $\dot{q}$. Para avaliação de qualidades de vôo, as freqüências ω_{ns} e amortecimento ξ_s de período curto, determinadas a partir do modelo de ordem reduzida (LOES), são comparados com o requisitos da Ref. [2].

Requisitos de qualidades de vôo para aeronaves civis e militares.

Os requisitos militares das Referências [1] e [2] contém guias numéricos de projeto que resultam em qualidades de vôo que são adequadas para a missão planejada. A maioria dos requisitos para aeronaves civis é escrita em termos gerais sem apresentar guias numericamente definidas de projeto. Assim, no processo de certificação de aeronaves civis as autoridades certificadoras usualmente seguem guias dispostos nestas referências.
Essas regulamentações têm por objetivo fundamentalmente garantir as qualidades de vôo necessárias para o desempenho adequado da aeronave no cumprimento da missão que lhe foi imposta. Bem como para a segurança do vôo, negligenciando os detalhes de projeto referentes à implementação do sistema de controle de vôo, para quaisquer tipos de aviões e fases de vôo da missão.

Atualmente essas regras são direcionadas a aviões equipados com controle de cabine os quais produzem essencialmente momentos de arfagem, momentos de rolamento e momentos de guinada. Requisitos complementares ou alternativos devem ser impostos pelas autoridades certificadoras no caso de haver outros tipos de controle de cabine.

Amortecimento e Freqüência de Período Curto

A Ref.[1] requer que a freqüência natural não-amortecida equivalente de período curto ω_{nsp}, esteja dentro dos limites apresentados nas figuras 8 a 10, para as três categorias de fase de vôo e níveis de qualidades de pilotagem. Para isso adota um parâmetro $\frac{n}{\alpha}$, obtido pela expressão (29):

$$\frac{n}{\alpha} = \frac{n_z}{\alpha} = \frac{V_0}{g.T_{\theta 2}} \tag{29}$$

Estas figuras mostram como valores adequados de ω_n estão relacionados à $\frac{n}{\alpha}$.

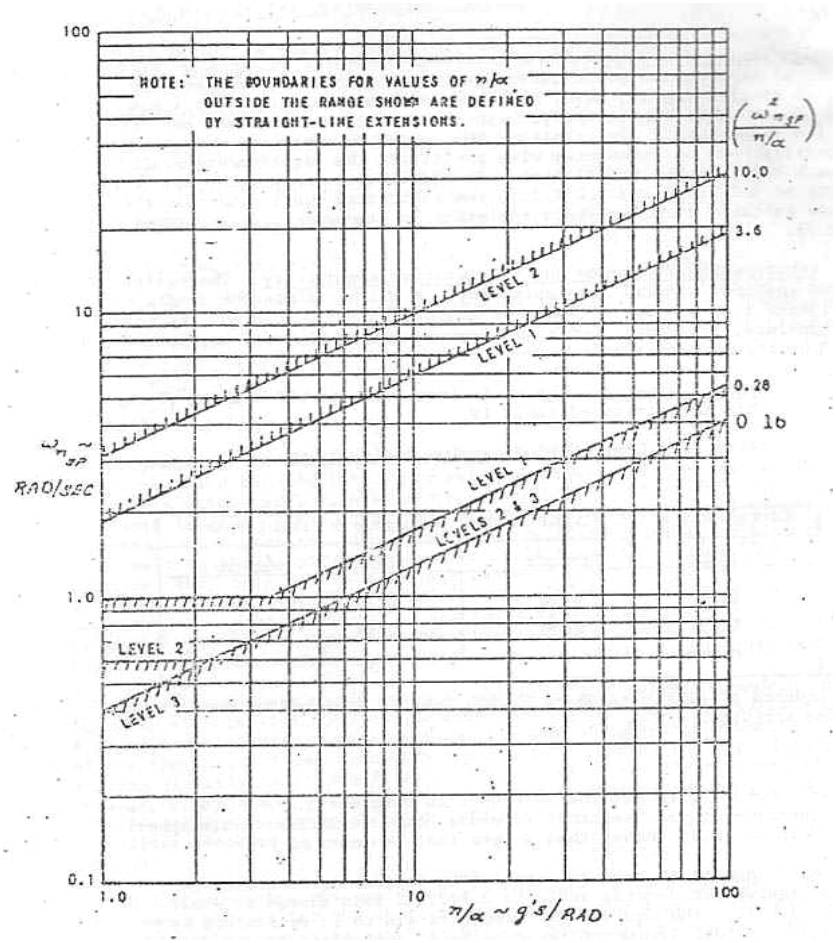

Figura 8 - Requisitos de parâmetros de período curto para categoria A.

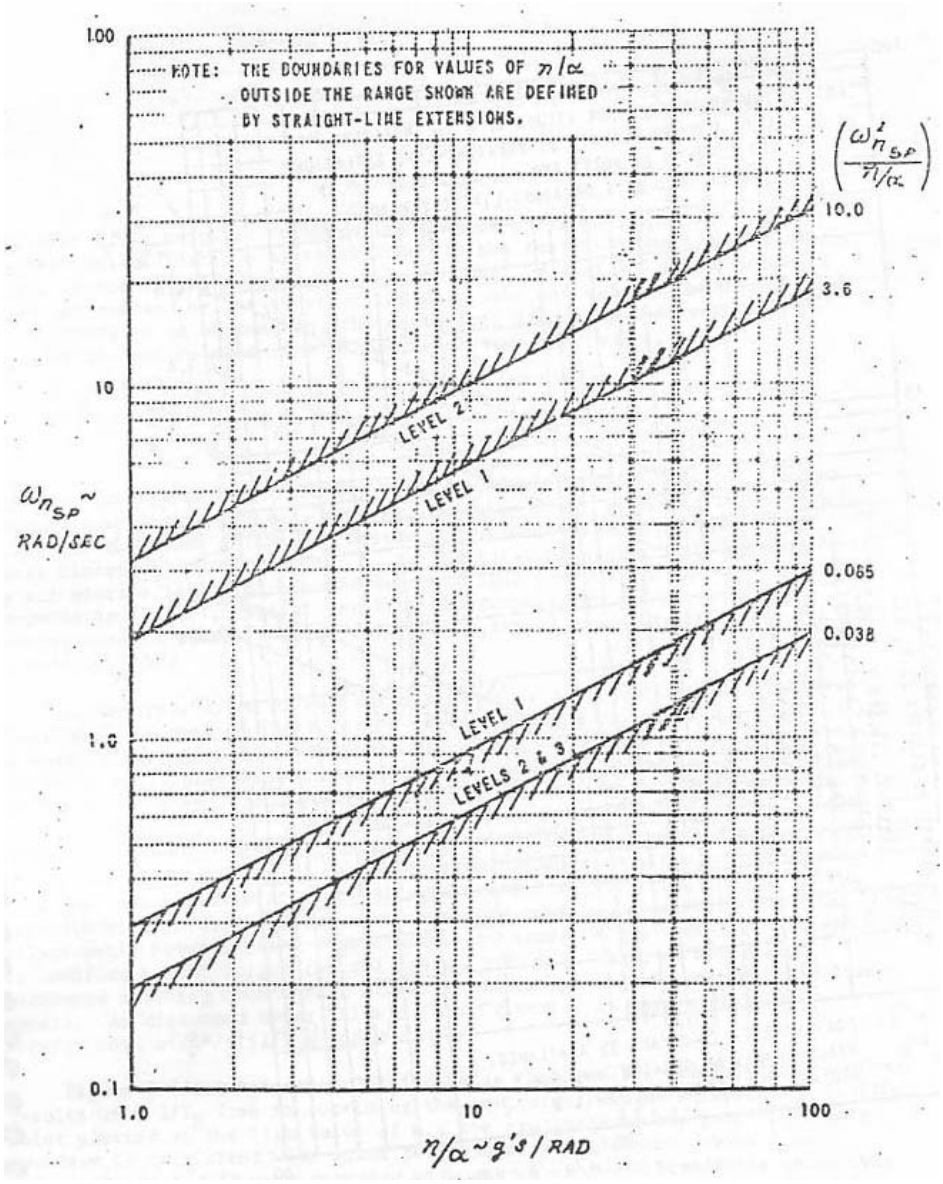

Figura 9- Requisitos de parâmetros de período curto para categoria B.

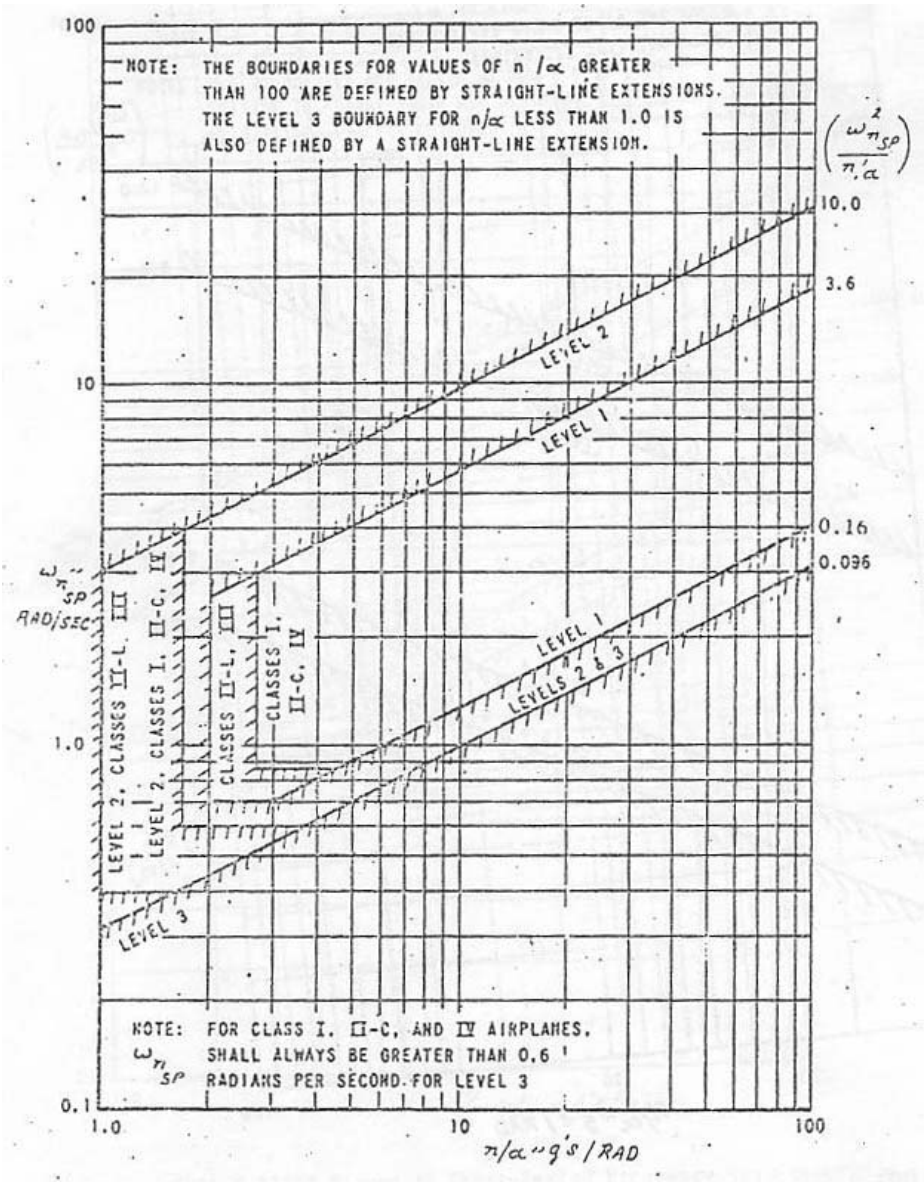

Figura 10- Requisitos de parâmetros de período curto para categoria C.

Embora os requisitos FAR não estipulem especificamente limites para ω_{nsp} , na prática usual de projeto, adotam-se os requisitos militares.

Também segundo a Ref. [1], o amortecimento equivalente de período curto ξ_{sp} deve estar dentro dos limites apresentados na tabela 4.

Tabela 4- Limites para o coeficiente de amortecimento.

Short Period Damping Ratio Limits MIL-F-8785C							
	Category A and C Flight Phases			Category B Flight Phases			
Level	Minimum		Maximum	Minimum			Maximum
Level 1*	0.35	← ζ_{sp} →	1.30	0.30	← ζ_{sp} →		2.00
Level 2	0.25	← ζ_{sp} →	2.00	0.20	← ζ_{sp} →		2.00
Level 3	0.15**	← ζ_{sp} →	no maximum	0.15*	← ζ_{sp} →		no maximum

* For VLA, FAR 23 and FAR 25 : ζ_{sp} must be heavily damped

** For altitudes above 20,000 ft this requirement may be reduced if approved by the procuring activity

Observa-se na tabela 4 que razões de amortecimento maiores que a unidade são admitidos. Este tipo de amortecimento indica que o modo de período curto se degenerou em duas raízes estáveis.

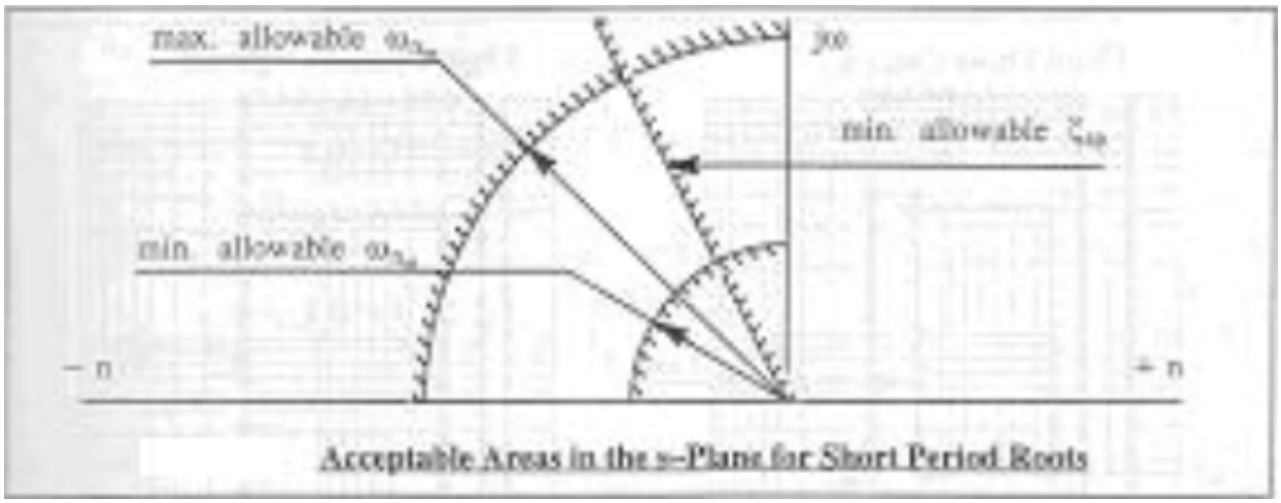

Figura 11 - Região aceitável no plano complexo s para ω_n e ξ .

Para aeronaves que dispensam sistemas de aumento de estabilidade, pode-se, na figura 9, omitir o termo equivalente.

Assim a primeira avaliação que constitui o Critério de Abordagem Clássica é composta das figuras 8, 9 ou 10 , conforme a categoria em questão, e da tabela 4. Para efeito de atribuição adota-se o pior resultado entre estas.

A segunda avaliação que constitui o Critério de Abordagem Clássica, sugerida pela Ref. [2], basea-se na figura 12.

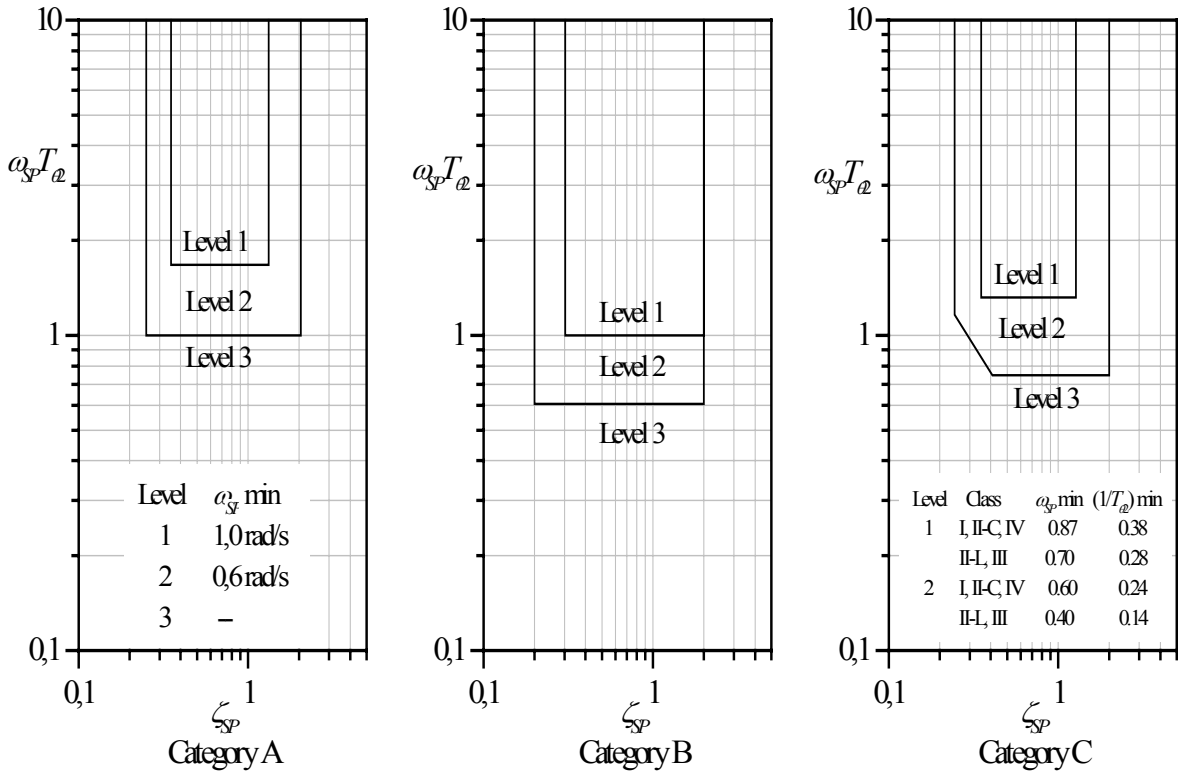

Figura 12 - Requisições para dinâmica de período curto envolvendo ω_n ,$T_{\theta 2}$ e ς.

Na figura 13, aparecem requisitos para o denominado *parâmetro de controle de antecipação* (CAP), e é a base para a terceira avaliação que constitui o Critério de Abordagem Clássica. Este parâmetro, na prática, substitui os requisitos envolvendo ω_n e ξ para aeronaves de ordem superior, e, assim como a figura 12, busca consistência unindo elementos tanto do numerador e do denominador de G(s). Entretanto para aeronaves não implementadas, isto é,clássicas, recomenda-se continuar seguindo as figuras 8, 9 ou 10.

Em um projeto preliminar é aceitável utilizar a seguinte equação para estimar o valor de CAP:

$$CAP = \frac{g.\omega_s^2.T_{\theta_2}}{V_0} \tag{30}$$

onde ω_{nS} **é a freqüência natural de período curto**

Esta figura 13 mostra como valores adequados de CAP estão relacionados à razão de amortecimento de período curto para várias categorias de fase de vôo e níveis de qualidades de pilotagem.

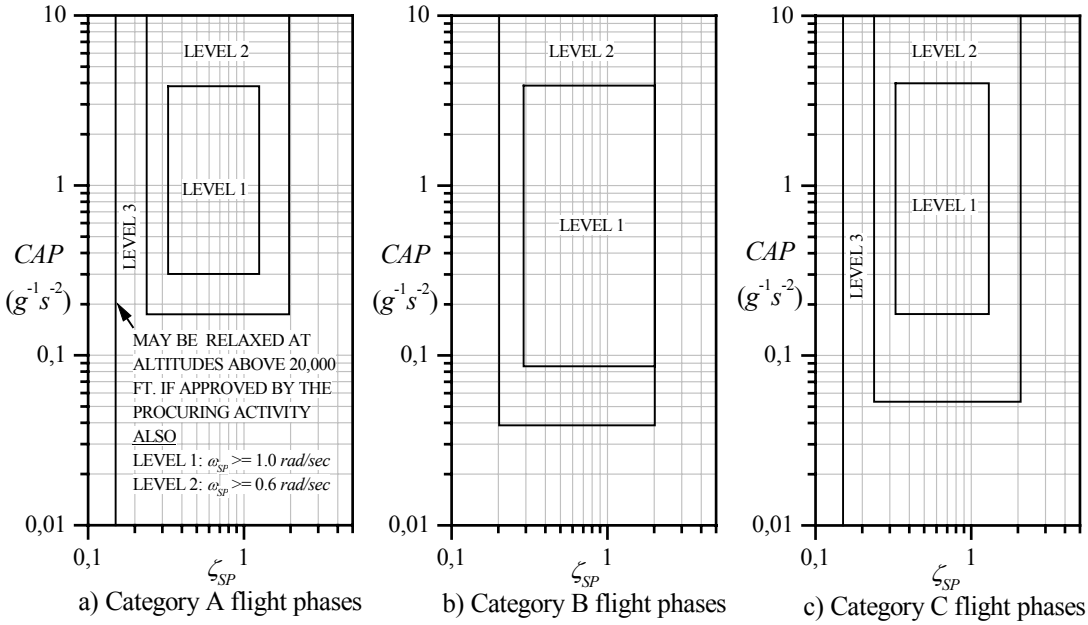

Figura 13 Requisições do parâmetro CAP em relação à dinâmica de período curto.

Os requisitos de amortecimento de período curto se aplicam às condições de controles de manche fixo e manche livre. Os controles de manche fixo se aplicam a aeronaves com sistemas de controle tanto irreversíveis como enquanto o piloto mantém os comandos fixos em uma posição. Os casos de manche livre se aplicam a aeronaves com reversibilidade de comandos, enquanto o piloto não interfere nos mesmos.

Matematicamente estes parâmetros estão relacionados com a margem de manobra, dimensões gerais da aeronave, a corda média aerodinâmica e o raio de giração adimensional em torno do eixo y.

IV.2-Critério de Gibson

Introdução

O Critério de Gibson surgiu da necessidade de como se projetar um sistema de aumento de estabilidade que tanto fosse capaz de dotar uma aeronave de qualidades de vôo e de pilotagem aceitáveis, como garantisse ainda a menor suscetibilidade possível ao PIO . Este é um problema que tem ganhado crescente urgência a medida que sistemas de controle do tipo "*fly-by-wire"* ficam mais comuns. Inicialmente, na década de quarenta, executou-se um estudo analítico bastante extensivo das características de resposta longitudinal de várias aeronaves contemporâneas a Segunda Guerra Mundial, cujas qualidades de vôo e de pilotagem já eram bem conhecidas. Daí começaram a emergir padrões que fizeram Gibson ser capaz de identificar parâmetros importantes na determinação das qualidades de pilotagem às quais os pilotos são mais sensitivos. As pesquisas de Gibson resultaram em dois critérios relacionando as qualidades de pilotagem longitudinais. O Critério "Dropback" relaciona-se à resposta do ângulo de atitude (θ) ao comando do piloto e ocupa-se na avaliação das qualidades de pilotagem. O Critério "Phase Rate" está ligado à freqüência desta resposta. Particularmente este último está atento à forma como varia a fase com a freqüência nas vizinhanças da fase de -180° . Este parâmetro é um forte indicador da suscetibilidade da aeronave ao PIO, já que a freqüência correspondente à fase de -180° define a fronteira entre a estabilidade e a instabilidade. É muito importante destacar que apesar deste critério ser expresso em termos usuais da aeronave clássica, o mesmo é totalmente aplicável a aeronaves com sistemas de descrição de ordem superior.

Considerações preliminares

É sabido que conforme aumenta a complexidade de uma aeronave em função de seu sistema de controle de vôo, seu comportamento dinâmico se distancia mais do correspondente a um de segunda ordem clássico. Por isso, embora as características básicas do modo de período curto possam estar corretamente dimensionadas, é bem possível que suas características de resposta dos ângulos de atitude (θ) e o de trajetória (γ) estejam inaceitáveis, pelas seguintes razões:

- As dinâmicas de um controle de vôo podem introduzir modos adicionais com freqüências próximas do modo de período curto; e

- É perfeitamente fácil de, inadvertidamente na busca pela satisfação dos requisitos, se modificar as características de resposta da atitude caso o sistema de aumento de estabilidade não dê a devida ênfase ao seu comportamento.

É interessante notar que a razão entre o pico velocidade de arfagem e seu valor estacionário ($\frac{q_m}{q_s}$) não depende somente do amortecimento de período curto mas também deste atraso de tempo $T_{\theta 2}$, cuja influência típica consiste no aumento do valor de pico.

Relações básicas inerentes ao Critério Gibson

Antes de tudo deve-se compreender o que vem a ser um *"dropback"*(DB): A dinâmica de resposta de arfagem a uma entrada degrau unitário mantida por 5 segundos geralmente descreve a curva A da figura 14, de forma que quando retirada esta entrada, descreve o "dropback"(DB) do ângulo de atitude (θ) para um valor estacionário. Alternativamente, se a dinâmica de resposta de arfagem é lenta, segundo a curva B, então o comportamento reverso é o que ocorre, observando-se assim um pico de arfagem que se mantém por alguns segundos. Uma referência útil para esta análise é a resposta dada pela equação $\theta(t)=q_s.t$, correspondente com a de um integrador puro e que claramente não manifesta nem um "dropback" nem um pico. Assim o valor do "dropback" de atitude (DB) e dado pelo deslocamento entre a parte linear da curva de resposta e a esta referência.

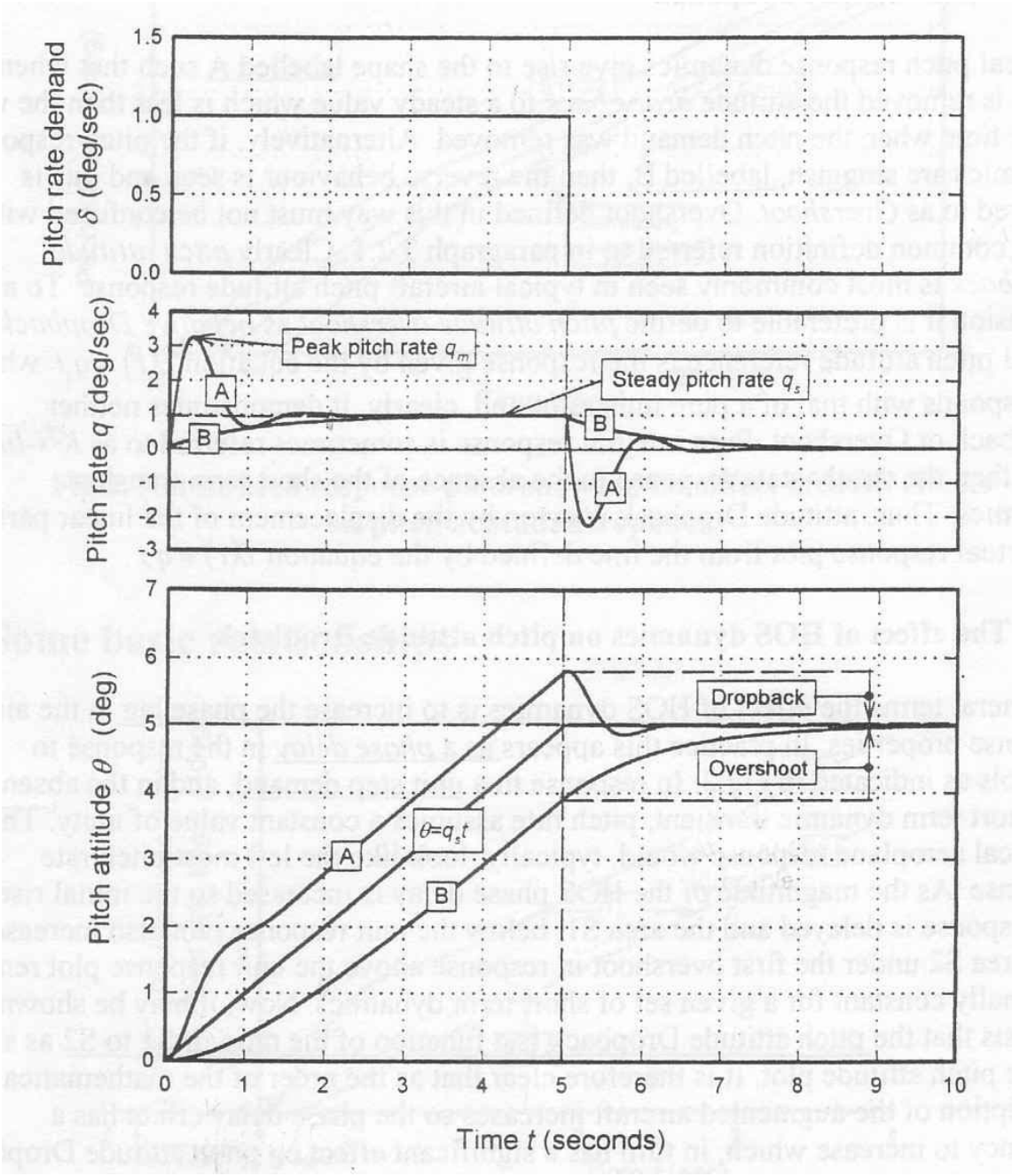

Figura 14 Características típicas de resposta de velocidade de arfagem a uma entrada degrau unitário mantida por 5 segundos.

As relações básicas essenciais entre as respostas os ângulos de atitude (θ) e de trajetória (γ) estão indicadas na figura 15:

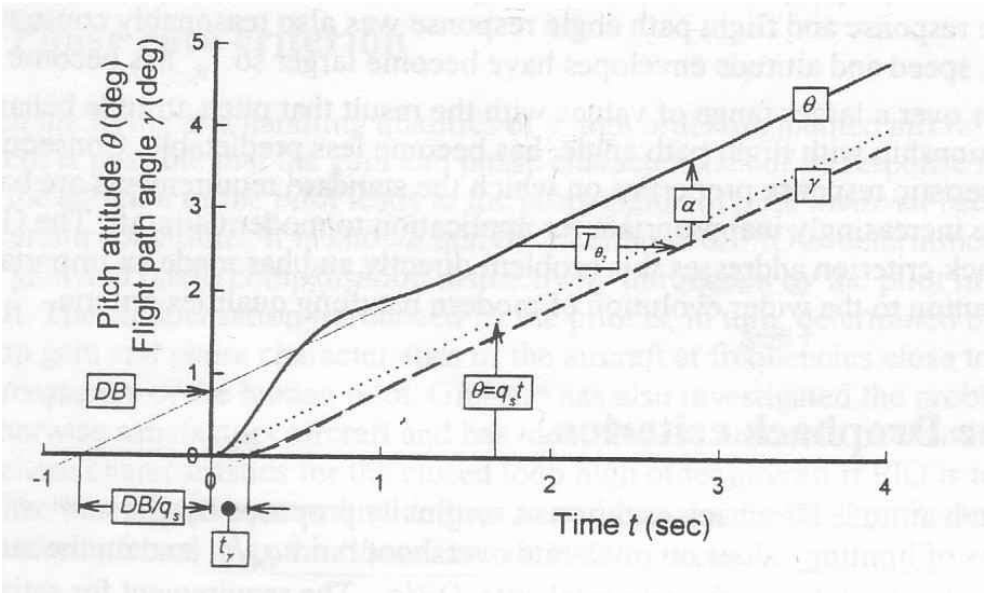

Figura 15 -Típicas respostas de ângulos de atitude e de trajetória para uma entrada degrau unitária.

Pode–se observar que o valor do DB é obtido na extrapolação da resposta estacionária no eixo da atitude. Os ângulos de atitude (θ) e de trajetória (γ) diferem-se pelo ângulo de ataque (α), tal que θ=γ+ α. No regime estacionário, após o decaimento do termo transiente de período curto, tanto as respostas do ângulo de atitude quanto do ângulo de trajetória são lineares e paralelos à resposta integral pura definida pela equação $\theta(t)=q_s.t$.

Agora, a extrapolação da resposta estacionária do ângulo de atitude no eixo do tempo fornece uma medida temporal equivalente para DB, denotada por DB/q_s. Similarmente, a extrapolação da resposta estacionária do ângulo de trajetória neste mesmo eixo define o parâmetro chamado *"flight path delay "*(t_γ), donde segue que:

$$T_{\theta_2} = \frac{DB}{q_s} + t_\gamma \qquad (31) \qquad \text{onde } t_\gamma = 2.\frac{\zeta_s}{\omega_s} \qquad (32)$$

Gibson mostrou que estas simples relações são criticamente importantes ao projeto de boas qualidades de pilotagem. Como as aeronaves estudadas eram clássicas, suas dinâmicas de vôo

eram diretamente derivadas das forças aerodinâmicas atuantes. Seus domínios de carga alar e de inclinação da curva do coeficiente de sustentação (Cl) por α assumiam valores de forma que as características de resposta do ângulo de atitude da aeronave eram naturalmente boas, implicando que o atraso de incidência $T_{\theta 2}$ apresentava um valor similar a t_{γ} , pelos valores tipicamente baixos para o DB. Logo a resposta do ângulo de trajetória se mantinha bem próxima a do integrador puro. Desde que os envelopes de vôo daquelas aeronaves eram relativamente limitados frente aos padrões atuais, suas propriedades aerodinâmicas eram razoavelmente constantes e as relações entre as respostas dos ângulos de atitude e de trajetória também o eram. Como o peso das aeronaves,assim como a altitude e a velocidade dos envelopes de vôo cresceram bastante tal que $T_{\theta 2}$ tornou-se mais variável segundo uma grande gama de valores, ocorreu que o comportamento de θ e sua relação frente a γ tornou-se menos previsível. Conseqüentemente as propriedades das características de respostas nas quais os requisitos se basearam ficaram cada vez mais inapropriados à aplicação em aeronaves modernas. O Critério de “Dropback” de Gibson se dirige a este problema diretamente e fez uma importante contribuição à avaliação de qualidades de pilotagem.

IV.2.1-O Critério "Dropback"

O Critério "Dropback" do ângulo de atitude, como originalmente foi proposto por Gibson, consistiu na definição de valores limites para as razões $\frac{q_m}{q_s}$ e $\frac{DB}{q_s}$ em regime estacionário. Na figura 16 estão indicados os requisitos para qualidades de pilotagem satisfatória.

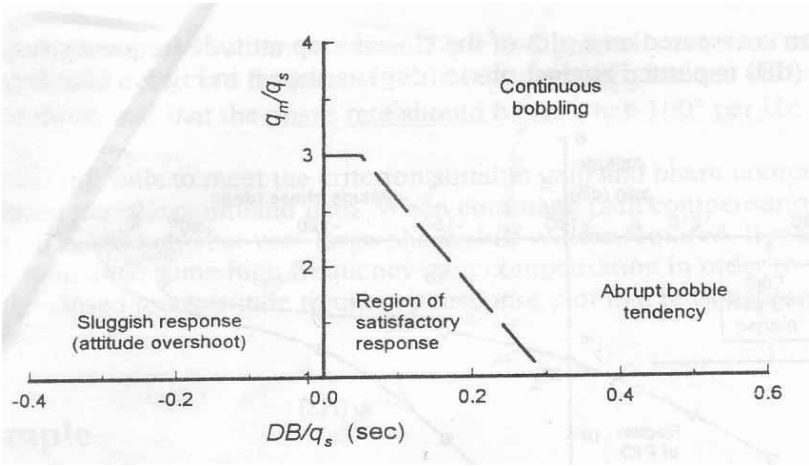

Figura 16- Critério Gibson "Dropback".

Convém destacar:

- Se o pico de $\frac{q_m}{q_s} \leq 1.0$ então não é possível obter $\frac{DB}{q_s}$ e assim não se pode obter qualidades de pilotagem satisfatórias;
- Gibson redefiniu posteriormente este critério de forma que é aceitável um DB=0. Neste caso a região satisfatória colapsa com o eixo $\frac{q_m}{q_s}$ e mesmo se DB não for encontrado precisamente é aconselhável errar para o semi-eixo positivo de $\frac{DB}{q_s}$; e
- O valor aceitável para o pico de variação em arfagem obedece ao intervalo $1.0 \leq \frac{q_m}{q_s} \leq 3.0$.

IV.2.2-O Critério "Phase Rate"

Mesmo quando as qualidades de vôo e pilotagem de uma aeronave implementada de ordem superior estão aceitáveis é possível que suas características de ganho e de fase de sua resposta sejam tais que a introdução do piloto na malha implique na ocorrência de PIO. É sabido que a ocorrência de PIO é determinada pelo grau de compensação que o piloto instintivamente aplica na malha de controle da aeronave em vôo. Esta compensação é determinada pelas características de ganho e de fase da malha fechada a freqüências próximas à freqüência de ressonância do piloto humano. Gibson, como sabido, também esteve investigando o problema de PIO em aeronaves historicamente satisfatórias e identificou as características de ganho e de fase de q que devem ser evitadas. Isto culminou em uma útil ferramenta de avaliação da suscetibilidade ao PIO, que complementou o critério anterior e foi denominado Critério "Phase Rate".

Este critério é bastante similar ao Critério Neal-Smith porém não requer para sua avaliação a função de transferência do piloto. Este critério está diretamente relacionado à freqüência de cruzamento de fase da resposta de q a malha fechada.

A figura 17 abaixo mostra a resposta em freqüência de q da malha fechada versus a própria freqüência.

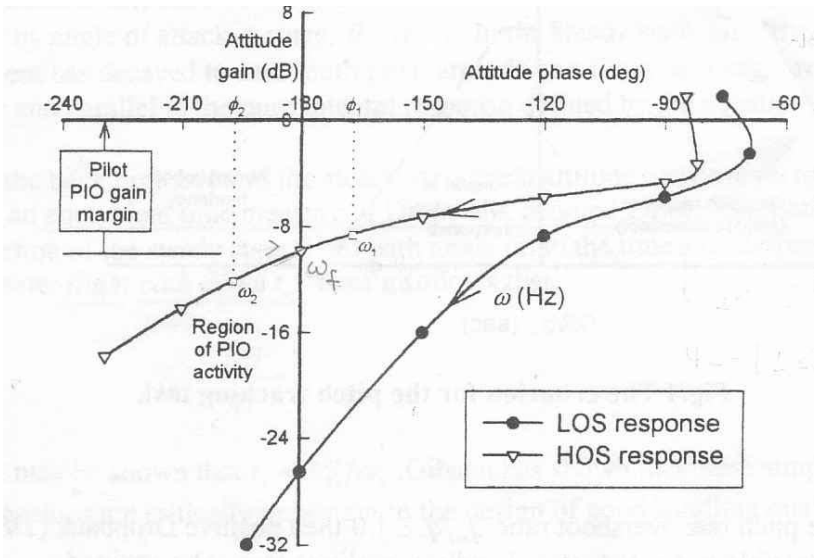

Figura 17- Resposta em freqüência do ângulo de atitude.

Nesta figura observa-se o ponto de cruzamento e sua freqüência correspondente (ωf), e do qual pode-se obter a expressão para o "*Phase Rate*" PR:

$$PR = \left(\frac{\phi_2 - \phi_1}{\omega_2 - \omega_1}\right) \tag{33}$$

Gibson estabeleceu que, idealmente, $PR \leq 100^{\circ}/Hz$ são os valores adequados para se evitar a ocorrência de PIO com uma razoável margem de certeza.

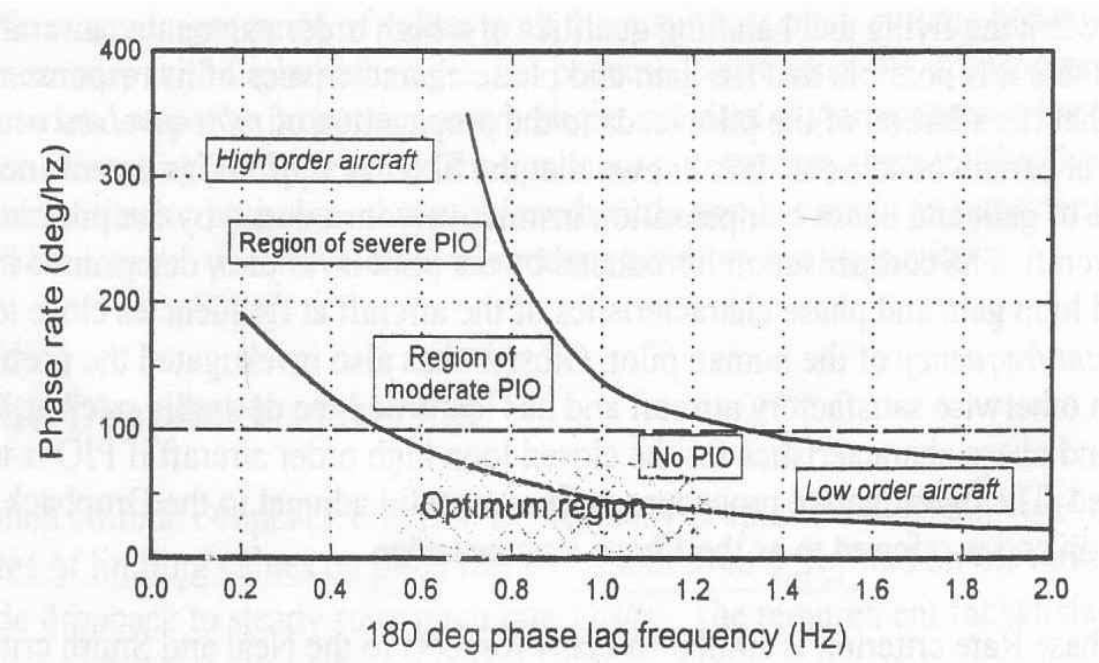

Figura 18- O Critério"Phase Rate".

A figura 18 resume o critério em questão e geralmente requer que o ponto de cruzamento ocorra no mínimo próximo de 1 Hz, podendo porém ser maior que 2 Hz ou mais, e que PR deva ser mo mínimo 100° /Hz.

IV.3 Critério de Largura de Faixa

Embora a análise dos resultados de um sistema equivalente de ordem inferior (LOES) exija cautela, esta se tornou uma aceitável ferramenta para a simplificação de modelos matemáticos de aeronaves implementadas de ordem superior (HOS). Também se consolidando a base para a fundação de certa quantidade de critérios de avaliação de qualidades pilotagem e de PIO no domínio da freqüência. O Critério Largura de Faixa é talvez o mais conhecido desses e é especialmente útil para aplicação em aeronaves implementadas de ordem superior com respostas dinâmicas não clássicas.

Introdução

Historicamente o Critério de Largura de Faixa é uma evolução do Critério de Neal-Smith, o qual especificava que a mínima largura de banda da variação de arfagem em rastreamento deveria ser de 3.5 rad/s. Este então foi criticado por defender a fixação deste valor o qual não é apropriado para todos os tipos de aeronaves, em todas fases de vôo. Subseqüentes pesquisas de resposta em freqüência para qualidades de pilotagem levaram ao desenvolvimento de Critério de Largura de Faixa, de autoria principal de Hoh.Mitchell e Hodgkinson.

O controle de largura de banda de uma aeronave é criticamente importante para uma boa pilotagem e é facilmente modificada pelo sistema de controle de vôo (FCS), intencionalmente ou não. Seu controle é uma atividade árdua pois se altera conforme a variação de variáveis das entradas e saída envolvidas. Os autores deste critério estabeleceram que uma medida de qualidade de pilotagem é sua margem de estabilidade quando operada numa tarefa de rastreamento de malha fechada com inclusão do piloto. A freqüência máxima na qual este rastreamento de malha fechada pode tomar sem comprometer a estabilidade está ligada à largura de banda. Daí segue que uma aeronave com grande largura de banda irá usufruir um melhor desempenho .

Para aplicação deste critério , assume-se um modelo de LOES e o parâmetro avanço de fase (“phase delay”) exerce um importante papel na definição de largura de banda.

O efeito da largura de banda de variação de atitude na pilotagem

Como já mencionado, rastreamento é geralmente é considerado um dos aspectos mais críticos da pilotagem longitudinal. Esta tarefa assume que o piloto feche a malha de atitude ao redor da totalidade da aeronave implementada como na figura 19.

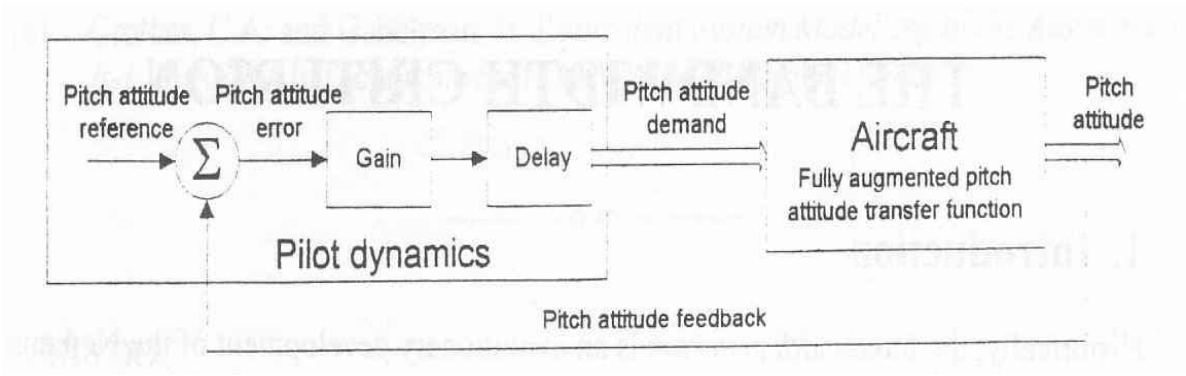

Figura 19- Modelo simplificado de malha fechada para tarefa de rastreamento em arfagem.

É importante chamar a atenção para o fato de que ,em geral, baixas larguras de banda não conduzem a boas qualidades de pilotagem, especialmente em tarefas de alto ganho. Por isso, quando o piloto fecha a malha de controle em torno de uma aeronave de baixa largura de banda, o sistema piloto-avião se torna instável, mesmo o piloto alcançando ganho relativamente baixo. Ao contrário, para uma aeronave de alta largura de banda, este sistema só irá alcançar a instabilidade com ganhos bem maiores. Esta instabilidade se manifesta como um PIO. Sendo assim, isto claramente mostra como a largura de banda influencia o ganho com o qual o piloto pode, em segurança, controlar a aeronave numa tarefa de rastreamento em arfagem ("pitch tracking"), sem incidir em PIO. Por esta correlação, ao final deste item,na figura 23, será apresentado um critério de suscetibilidade ao PIO, resultado deste ponto de vista. Para deixar bem ilustrado, tarefas típicas de alto ganho incluem aproximação, aterragem, e operação de reabastecimento em vôo (recebedor). Contudo é essencial considerar que cada piloto realiza tarefas similares em níveis de ganho significantemente diferentes de forma que há pilotos de alto ganho e de baixo ganho.

Em decorrência das vantagens de uma aeronave dispor de altos valores de largura de banda, os projetistas de sistemas de controle de vôo compartilham da tendência de aumentá-la além do praticável, ou seja, além dos limites dinâmicos naturais. Isto requer bastante cautela, pois

assim exige-se altos ganhos de controle, cuja magnitude cresce com a extensão da largura de banda, e, inevitavelmente, solicita um alto desempenho de seus componentes. Logo, este aumento da largura de banda precisa ser adequadamente dimensionado conforme a previsão de margens de estabilidade satisfatórias, de boas qualidades de pilotagem e dentro das capacidades físicas do avião, sem acarretar em demandas e graus de dependência excessivos do desempenho dos componentes do sistema de controle de vôo.

Definição da freqüência de largura de banda ω_{BW}

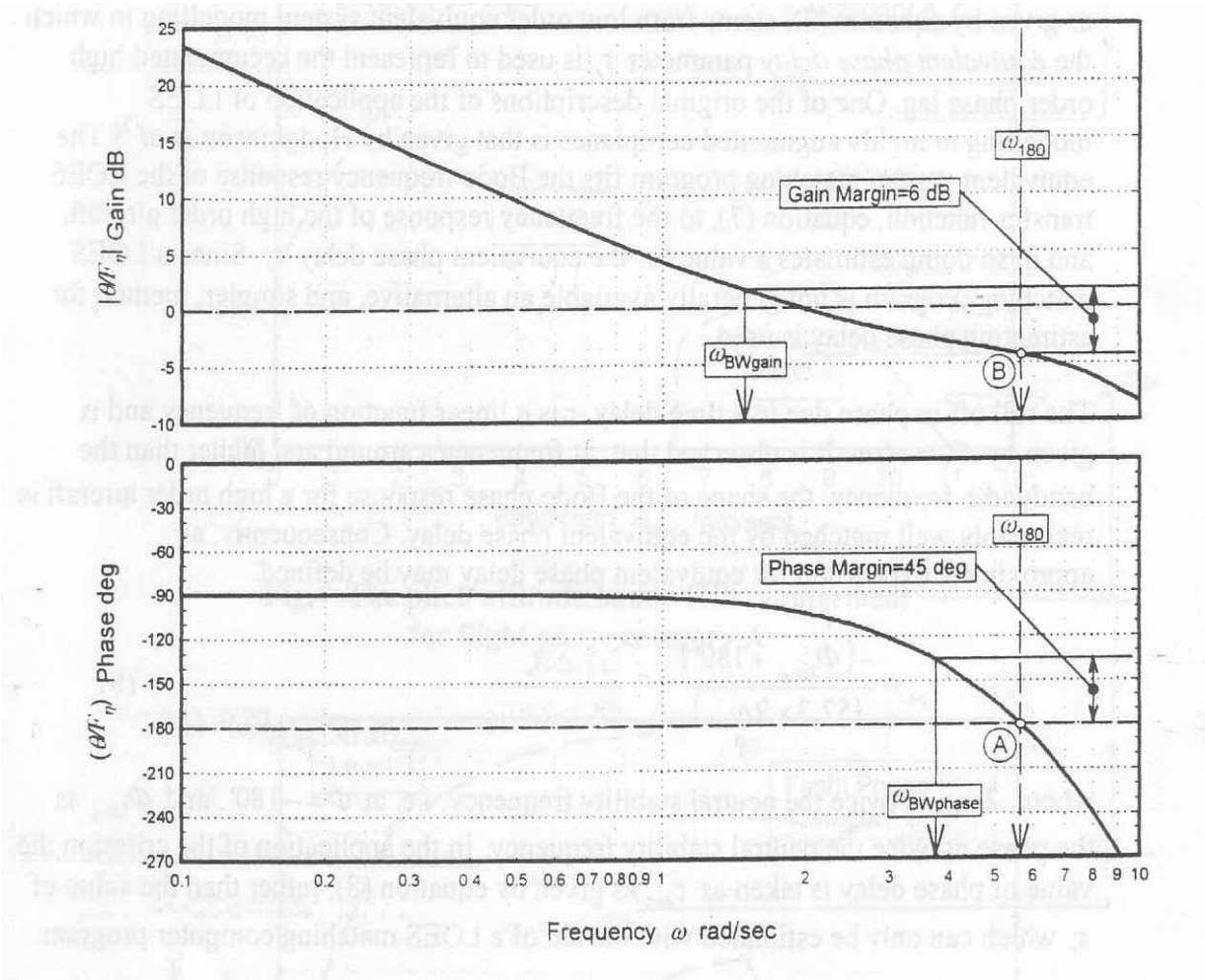

Figura 20- Definição da freqüência de largura de banda ω_{BW}.

"Phase Bandwidth "$\omega_{BW\ phase}$

Com referência à figura 17, a "phase bandwidth" é definida como a freqüência na qual a margem de fase é de 45°, ou seja, é a freqüência na qual a curva de fase no diagrama de Bode passa pela primeira vez por -135°.

"Gain bandwidth" $\omega_{BW\ gain}$

Com referência à fig 17, o "gain bandwidth" é definido como a freqüência na qual a margem de ganho é de 6dB, isto é, correspondente a um ganho 6dB maior que o valor correspondente à freqüência de cruzamento de fase.

"Bandwidth ω_{BW}"

Para propósitos de aplicação ao critério, a freqüência de largura de banda "Bandwidth ω_{BW}" é definida como o menor dentre os valores de $\omega_{BW\ phase}$ e $\omega_{BW\ gain}$. Se ω_{BW}= $\omega_{BW\ gain}$ a aeronave é denominada limitada por margem de ganho,e se ω_{BW}= $\omega_{BW\ phase}$ a mesma é denominada limitada por margem de fase.

Deve-se notar que o critério abordado acima está ligado exclusivamente à variação de atitude. Como este critério continua evoluindo, sua aplicação tem sido ampliada para a largura de banda de outros importantes parâmetros, como variação do ângulo de trajetória . A definição de freqüência de largura de banda de outros parâmetros é estabelecida de forma análoga à descrita,sendo a menor entre $\omega_{BW\ phase}$ e $\omega_{BW\ gain}$.

Definição de "phase delay" τ_{ph} (atraso de fase)

O conceito de modelo de ordem reduzida para descrever a resposta ao controle de variação do ângulo de atitude como dado pela equação (28) provém do modelamento de sistemas equivalentes de ordem reduzida (LOES) no qual o parâmetro *atraso de tempo* τ é utilizado para representar o atraso de fase acumulado de ordem superior. Um programa de ajuste de LOES à resposta em freqüência da aeronave de ordem superior poderia ser utilizado para estimar o valor de τ . Entretanto, como este programa não

está disponível para fins deste estudo, um método alternativo e simplista pode ser adotado:

a "variação de fase" devido ao atraso de tempo τ é uma função linear da freqüência, sendo dada por $\Phi = -\tau.\ \omega$. Observa-se que, na vizinhança da "Bandwidth ω_{BW}", o aspecto do diagrama de Bode para resposta de fase de um avião de ordem superior coincide razoavelmente bem com o parâmetro "*phase delay*" τ_{ph}. Conseqüentemente , a expressão (34) fornece com uma boa aproximação para o τ.

$$\tau ph = \frac{-(\phi_{2\omega 180} + 180^{\circ})}{(57.3 \times 2\omega_{180})} \qquad \textbf{(34)}$$

onde $2\omega_{180}$ é duas vezes a freqüência neutra de estabilidade, isto é, a freqüência de cruzamento de fase(Φ = -180). Já $\Phi_{2\omega 180}$ é a fase correspondente. Na aplicação do critério toma-se τ_{ph} em detrimento de τ , o qual só pode ser estimado com ajuda de um programa computacional de ajuste de LOES. É importante salientar que, como nem sempre é possível se obter o LOES de um sistema de controle, o parâmetro τ às vezes é indisponível.

O Critério

O critério é expresso graficamente como fronteiras de parâmetro "phase delay" τ_{ph} em função da "Bandwidth ω_{BW}" do ângulo de atitude . As fronteiras para a fase de vôo A e C são apresentadas na figura 21 e figura 22, respectivamente, e como ainda não foram publicadas fronteiras correspondentes à fase B, esta não poderá ser analisada. Vale salientar que desde a primeira publicação deste critério, o posicionamento destas fronteiras tem sido objeto de extensos debates. A disposição mostrada aqui é a atualmente em vigor segundo a Ref [2].

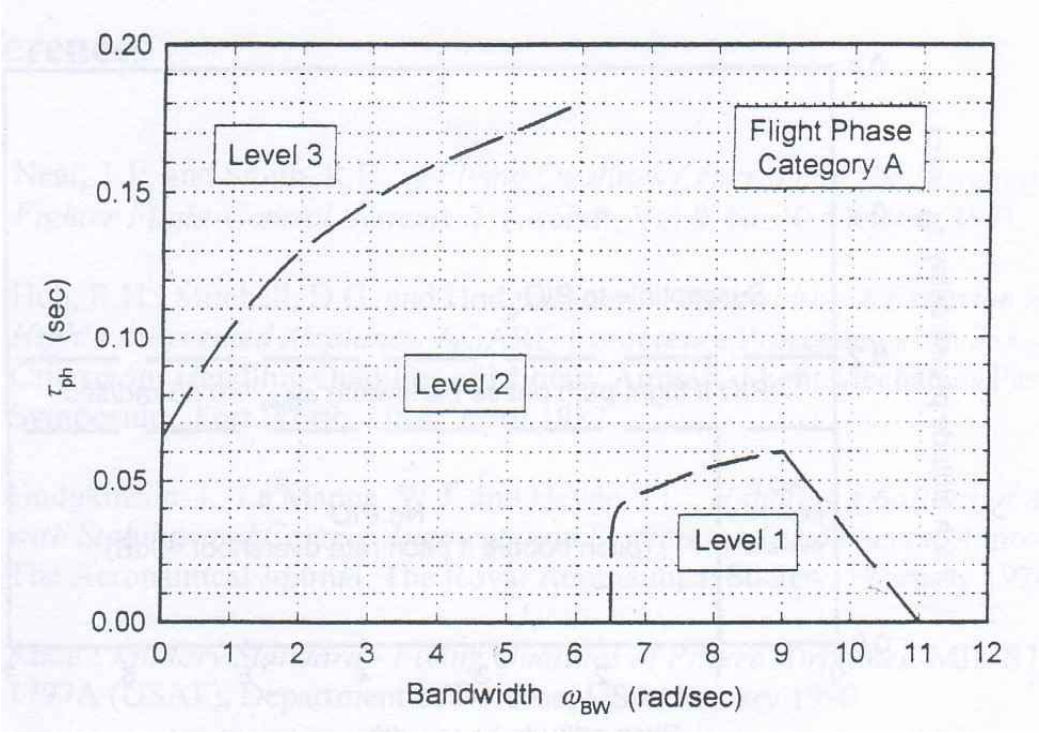

Figura 21- Requisitos do Critério Largura de Faixa para a categoria de fase A.

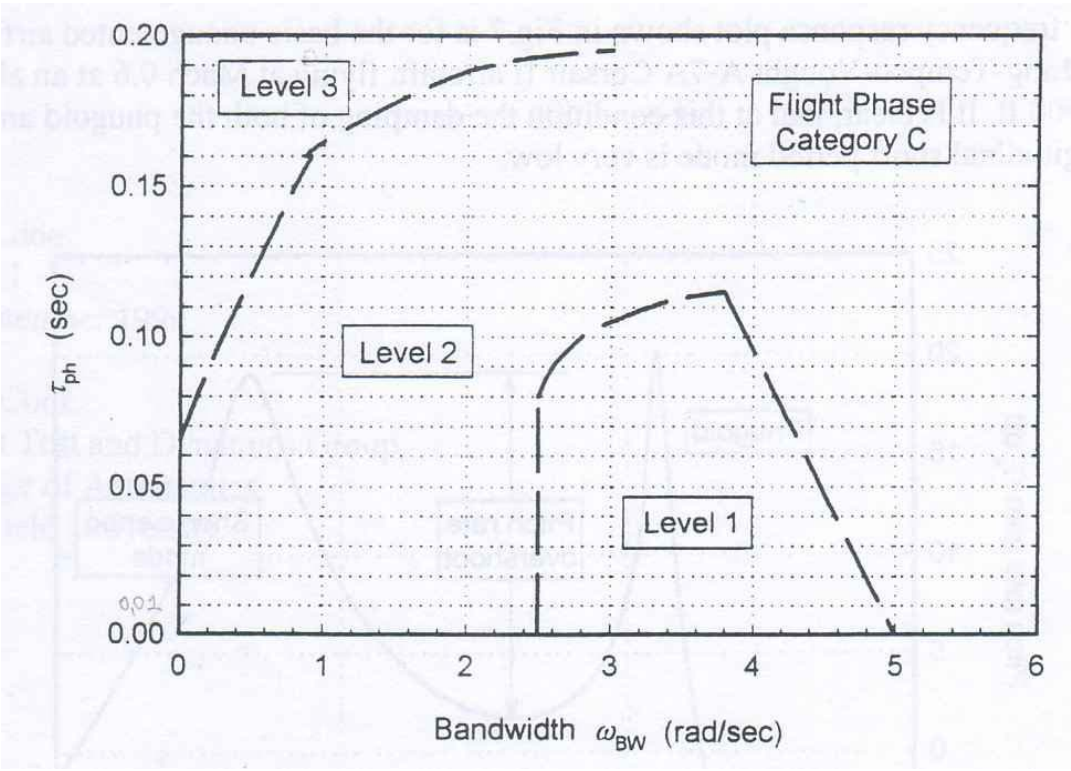

Figura 22- Requisitos do Critério Largura de Faixa para a categoria de fase C.

Além de classificar o aspecto de resposta para uma boa pilotagem, outra importantíssima aplicação deste critério está na avaliação da suscetibilidade ao PIO. Isto é possível pois, se as características de ganho e de fase da largura de banda estão apropriadas, então as condições são favoráveis para uma redução do risco de PIO. Desta forma, pesquisas realizadas a respeito desse fenômeno e focadas no Critério Largura de Faixa reconheceram o critério de suscetibilidade ao PIO mostrado na figura 23 como uma ferramenta bastante útil.

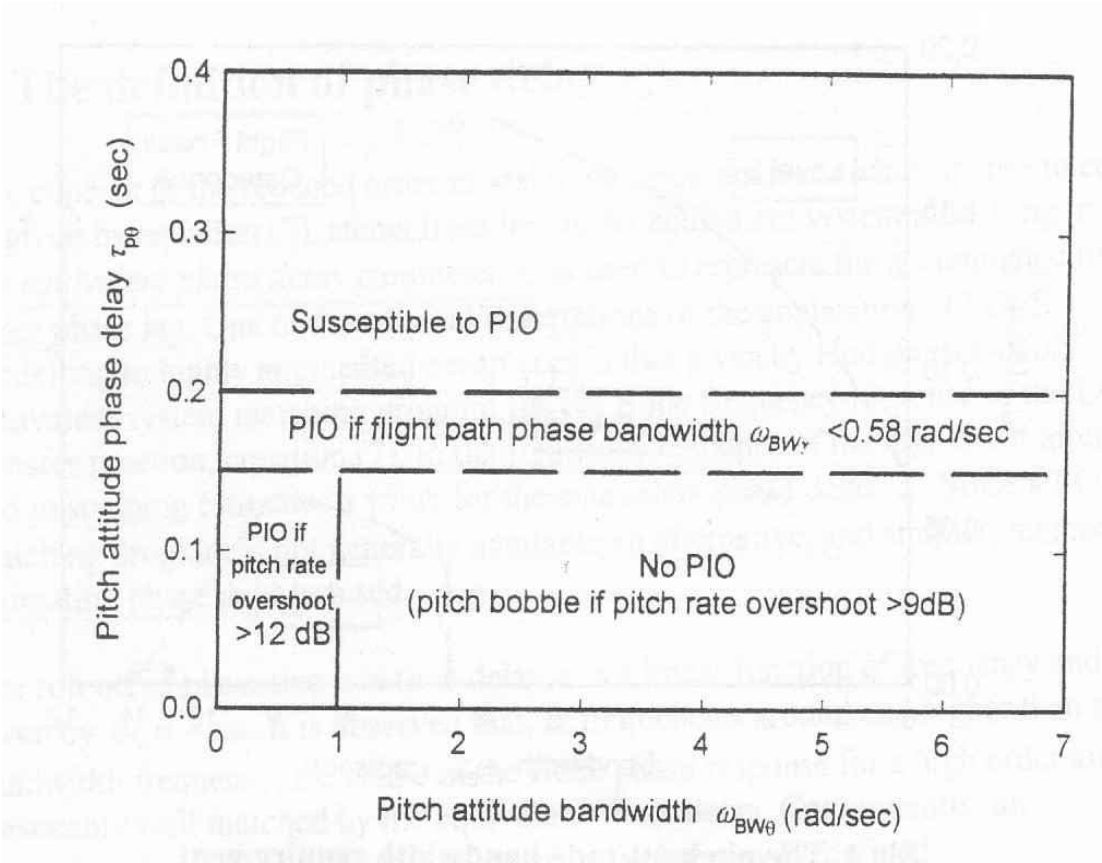

Figura 23- Critério de Suscetibilidade ao PIO.

IV.4-Controlador Longitudinal C*

Com a idéia que os pilotos estão mais interessados na variação de arfagem a baixas velocidades e na aceleração normal a altas velocidades, Malcom e Tobie propuseram um critério em termos do parâmetro C*, conforme definido pela expressão (35):

$$C^* = n_z + \frac{V_0 . q}{g} \qquad (35)$$

onde nz é o fator de carga normal ao piloto e Vo é a velocidade do escoamento não perturbado na qual o fator de carga n_z se iguala à variação em arfagem q (geralmente tomada como 400 ft/s, ou 122 m/s).

O critério C* assim define a variável C* como uma combinação particular da aceleração normal n_z e de q. Qualquer sistema de aumento de controle e estabilidade que inclua uma aceleração normal com uma realimentação de variação de q refere-se ao controlador C*.
Através da identificação de padrões de resposta adequada em análise dos ensaios com aeronaves de reconhecidas qualidades de pilotagem, Malcom e Tobie estabeleceram as seguintes fronteiras da figura 24, dentro das quais a curva de resposta da aeronave investigada deve estar incluída:

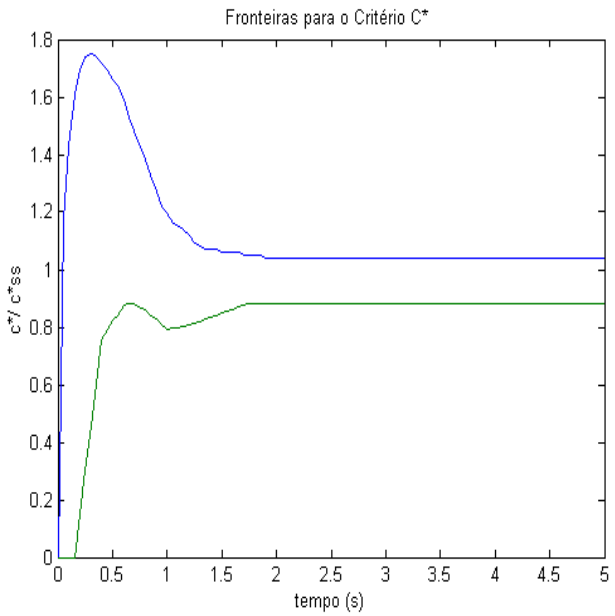

Figura 24 Fronteiras do modelo C*.

Pelo controle desta variável, executa-se uma tentativa em encontrar um valor ótimo para resposta C* a qual implique em ótimas qualidades de pilotagem. Como a variável C* inclui n_z, as características de resposta ao comando combinam não somente a variação clássica de comando q, como também um elemento de comando de n_z , como pode ser visto na figura 25.

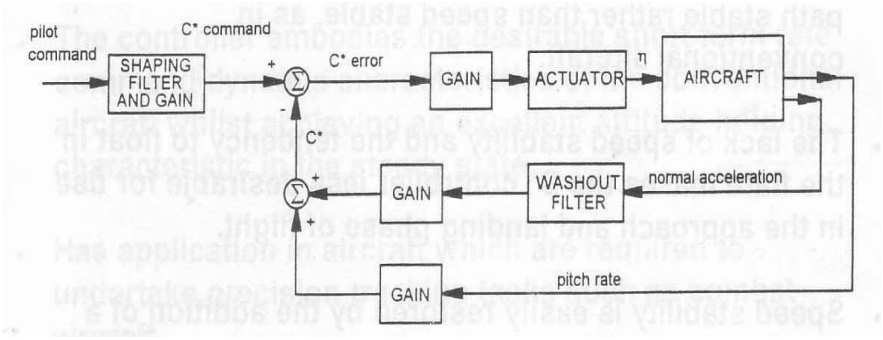

Figura 25- Malha de controle com realimentação de q e n_z.

Em geral as características de resposta em aceleração são excelentes para análise de manobras bruscas e favorecem aeronaves militares de combate.

Assim um controlador C* incorpora o incremento de amortecimento desejável pela realimentação de q, juntamente com as características de resposta desejáveis para um sistema de comando de aceleração. O ganho de realimentação em q é escolhido de forma a fornecer um bom amortecimento de período curto e o ganho de realimentação de aceleração o é de forma a prover melhor ajuste com a variação em arfagem na construção de C*.

No esquema da figura 25, o filtro e o ganho de comando servem para fornecer uma boa sensibilidade de controle e pilotagem. O filtro "washout" é requerido para remover a realimentação de aceleração estacionária derivada de g através da atitude da aeronave, evitando problemas de trimagem que poderiam ser resultantes. O ganho avançado pode ser usado em combinação com o ganho de realimentação para otimizar o desempenho.

Deve-se dizer também que o controlador C* resulta em uma aeronave que é mais estável em trajetória do que em velocidade, como é o caso de aeronaves convencionais. A falta de estabilidade em velocidade faz o controlador C* menos desejável para utilização nas fases de vôo de aproximação e pouso.

V- Resultados e análise dos critérios

Feita a apresentação dos critérios até então, aplicou-se cada um deles aos parâmetros obtidos dos resultados das simulações efetuadas através do programa Matlab6.0^{R}. Estes parâmetros podem ser consultados durante a analise que é feita a seguir para cada aeronave.

Como já mencionado, estas simulações consistiram na geração da resposta das aeronaves frente a um sinal de teste de entrada executado por uma função degrau unitário. Este desempenhou a função de representar uma perturbação ao estado de equilíbrio das aeronaves, semelhantemente às que as mesmas estão sujeitas tanto devido a fenômenos na atmosfera, quanto a atuações bruscas nos comandos de arfagem.

Os resultados qualitativos gerais foram reunidos em tabelas buscando facilitar a visualização das diferentes classificações oriundas de cada critério, bem como fomentar a comparação entre os mesmos. Já que isto é justamente o propósito desta investigação.

Com todas as aeronaves, para fins de aplicação dos Critérios de Gibson, se fez uso de suas funções de transferência de ordem superior.

Com relação à suscetibilidade de PIO, os dois critérios, Critério Gibson "Phase Rate" e Critério Largura de Faixa, classificaram todas as aeronaves como livres de PIO, exceto o F4 que não foi avaliada pelos mesmos.

V.1-F4 "Phantom" com e sem amortecimento

A dinâmica de período curto da aeronave F4 foi modelada segundo as malhas de controle e as funções de transferência apresentadas a seguir, para cada configuração:

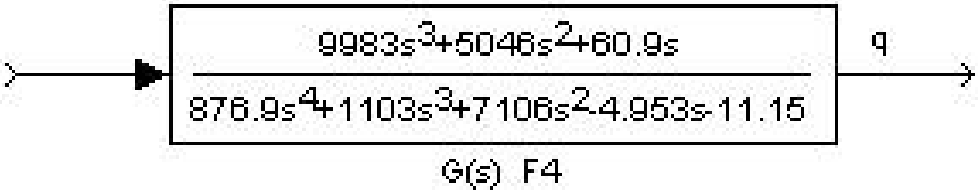

Figura 26- Malha referente ao sistema de controle da aeronave F4 sem amortecimento.

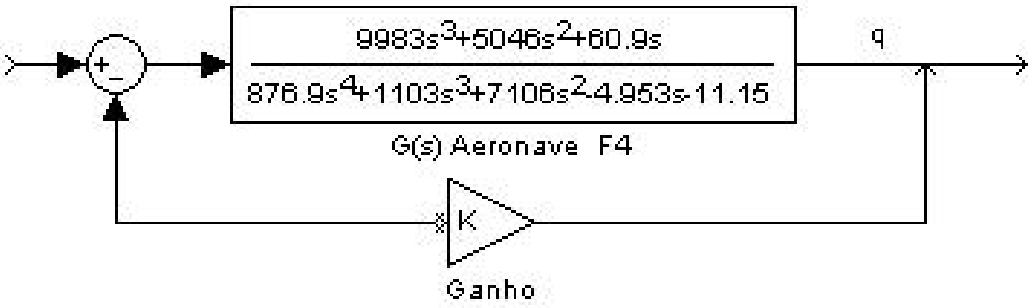

Figura 27- Malha referente ao sistema de controle da aeronave F4 com amortecimento .

Funções de transferência utilizadas:

- Configuração sem amortecimento:

$$\frac{C^*(s)}{\delta(s)} = \frac{-1333\,s^4 + 1.239e005\,s^3 + 1.962e005\,s^2 + 1444\,s}{876.9\,s^4 + 1103\,s^3 + 7106\,s^2 - 4.953\,s - 11.15} \qquad (36)$$

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{9983\,s^3 + 5046\,s^2 + 60.9\,s}{876.9\,s^4 + 1103\,s^3 + 7106\,s^2 - 4.953\,s - 11.15} \qquad (37)$$

- Configuração com amortecimento:

$$\frac{C^*(s)}{\delta(s)} = \frac{\begin{array}{l} -1.169.10^6\ s^8 + 9.387.10^7\ s^7 + 2.916.10^8\ s^6 + 2.431.10^9\ s^5 + 2.075.10^9\ s^4 \\ + 1.958.10^7\ s^3 - 2.152.10^6\ s^2 - 1.612.10^4\ s \end{array}}{\begin{array}{l} 7.689.10^5\ s^8 + 1.069.10^7\ s^7 + 2.912.10^7\ s^6 + 9.225.10^7\ s^5 + 8.633.10^7\ s^4 \\ + 2.051\ .10^5\ s^3 - 2.15\ .10^5\ s^2 - 574.5\ s + 124.4 \end{array}} \tag{38}$$

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{9983\ s^3 + 5046\ s^2 + 60.9\ s}{876.9\ s^4 + 11090\ s^3 + 12150\ s^2 + 56.46\ s - 11.15} \tag{39}$$

de onde $$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{1}{s} \cdot \frac{q(s)}{\delta(s)} \tag{40}$$

Os seguintes resultados foram obtidos durante a avaliação de cada critério:

Critério C*:

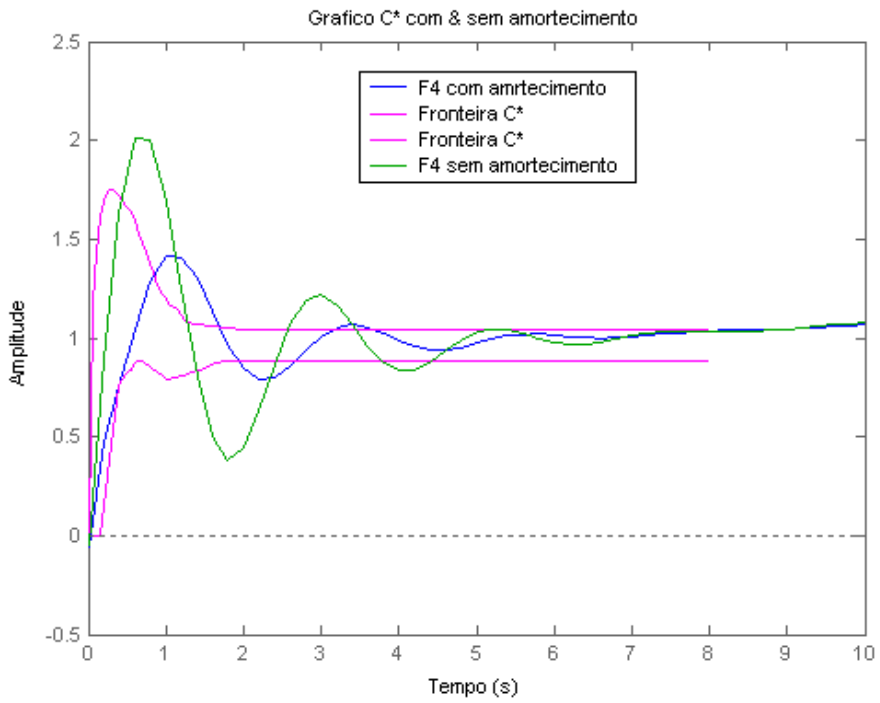

Figura 28- Comparação da resposta com as fronteiras do Critério C*.

Segundo o Critério C*, que particularmente só foi aplicado à resposta da aeronave F4 "Phantom" , de classe IV, a aeronave oferece um desempenho claramente inaceitável, principalmente na ausência de um elemento de amortecimento em sua malha. Este elemento consiste numa realimentação da variável de saída acrescido de um ganho de realimentação. Pode-se perceber pela figura 28, que a curva de resposta desta aeronave não é capaz de se manter dentro das fronteiras sugeridas pelo método, principalmente no que tange ao pico máximo da variável C*. A partir daí ficou evidenciada a utilidade deste critério na avaliação preliminar das qualidades de pilotagem de uma aeronave, frente a uma perturbação abrupta. Assim podendo servir também de subsídio a uma análise de compatibilidade entre o envelope de vôo proposto em projeto e os limites estruturais da nova aeronave, bem como para mostrar a necessidade de ajustes de projeto. E foi justamente o que se pôde ver pela clara melhoria proporcionada pela configuração do F4 com amortecimento, apesar de ainda não satisfazer o critério .

Critério de Gibson "Dropback":

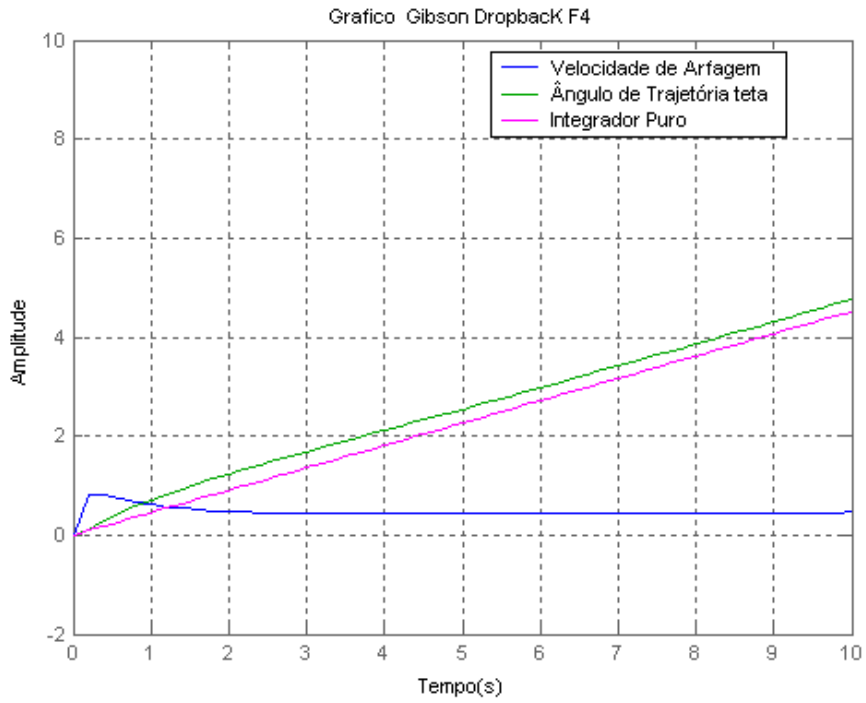

Figura 29- Gráfico da resposta de q para o F4, para fins de aplicação do Critério de Gibson "Dropback".

Pelo Critério de Gibson também se analisou as duas configurações de amortecimento. As respostas do caso com amortecimento podem ser apreciadas na figura 29, e ambos os resultados estão apresentados na tabela . No Critério "Dropback" , esta aeronave se situou bastante distante da região satisfatória, prevendo um comportamento excessivamente oscilatório como resposta, que é indesejável. Isto é decorrência do alto valor de DB obtido, o qual se mostrou mais exagerado ainda na configuração sem amortecimento. Neste caso já se esperava obviamente um valor maior de q_m , graças ao menor amortecimento envolvido.

Tabela 5-Dados utilizados para o Critério de Gibson "Dropback".

Aeronave	q_m (rad/s)	q_s(rad/s)	q_m/q_s	DB/q_s (s)
F4 com amortecimento	3.44	0.82	4.2	1.1
F4 sem amortecimento	0.82	0.45	1.80	0.68

Como se pode observar nas figuras 30 e 31, as fases de sua resposta jamais cruzam o valor de – 180° , o que impossibilita a aplicação do Critério Gibson "Phase Rate".

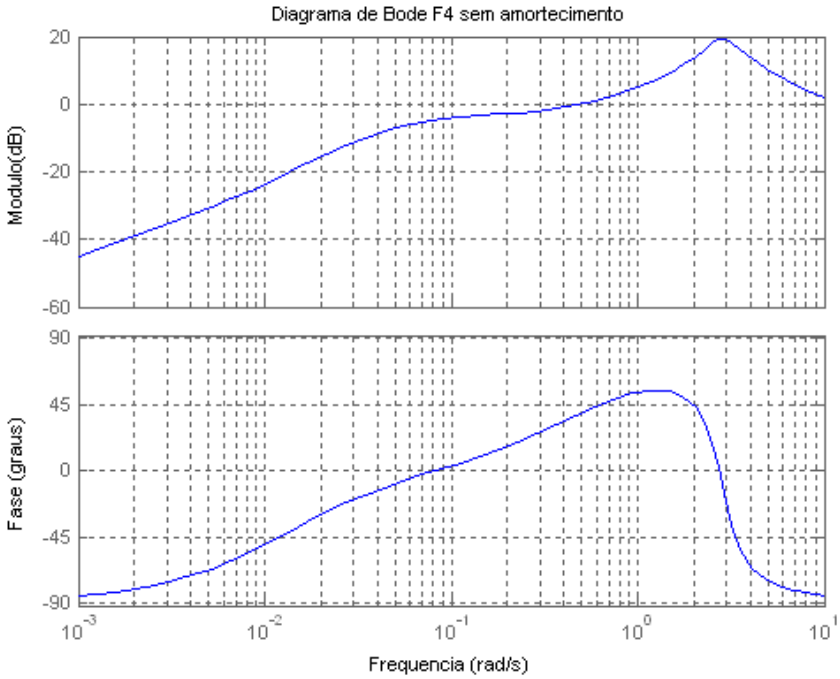

Figura 30 -Diagrama de Bode de q relativo a aeronave F4 sem amortecimento, para fins de aplicação do Critério "Phase Rate".

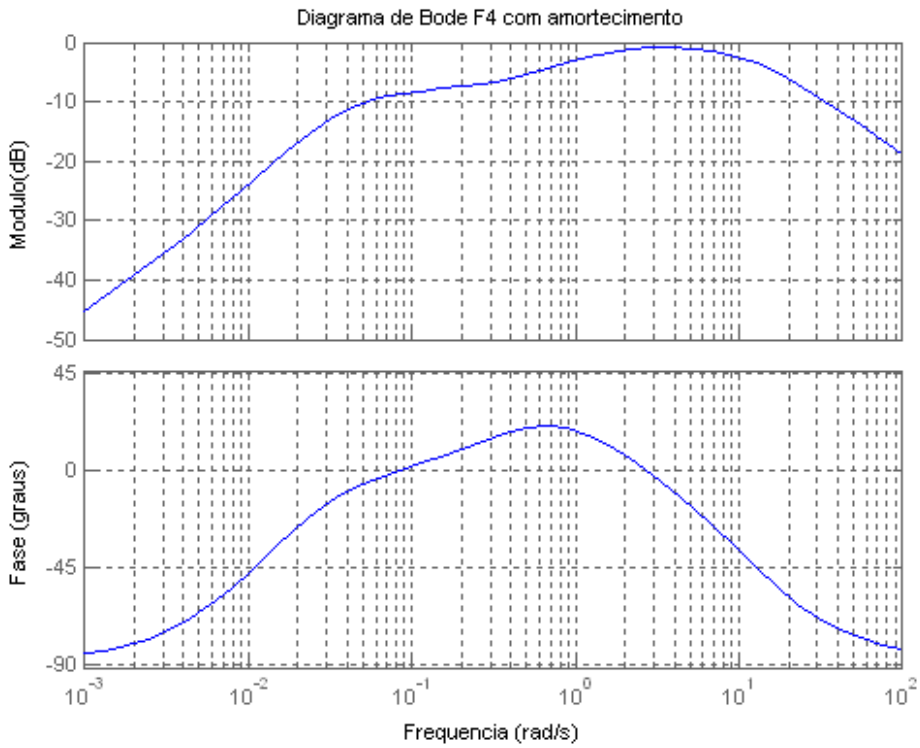

Figura 31-Diagrama de Bode de q relativo a aeronave F4 com amortecimento", para fins de aplicação do Critério “Phase Rate”.

Critério da Abordagem Clássica:

Estes resultados concordaram razoavelmente com as classificações fornecidas pela abordagem clássica, na categoria A . Em maioria, as atribuições de nível 3 confirmaram os baixos índices de amortecimento para a configuração sem amortecimento, enquanto as atribuições de nível 2 corresponderam à configuração com amortecimento. A surpresa ficou por conta da classificação da figura 7 , que considerou ω_n desta suficiente para satisfazer nível 1, talvez por este diagrama ser mais antigo e por isso menos rigoroso. É importante salientar que o resultado da configuração sem amortecimento foi tão aquém do aceitável que o valor de amortecimento situou-se abaixo do prescrito na observação integrante desta figura (deveria ser no mínimo de 0.6 rad/s).

Tabela 6 -Dados utilizados para a abordagem clássica.

Aeronave	Freq. Natural (Hz)	Atraso de fase $T_{\theta 2}$ (s)	$T_{\theta 2}*\omega_s$ (ciclos)	ξ_s	V_0 (m/s)	n/α
F4 com amortecimento	0.60	2.00	0.90	1.70	267.0	13.62
F4 sem amortecimento	0.45	2.04	1.22	0.22	267.0	13.35

Estas conclusões eram esperadas, já que historicamente esta aeronave apresentou várias deficiências de qualidades de vôo e de pilotagem durante seu serviço. Apesar disto, sua escolha foi proposital, a fim de melhor apreciar a avaliação dada pelos critérios.

OBS: Apesar dos critérios de PIO aqui abordados não se aplicarem a esta aeronave, nem como o Critério Largura de Faixa para qualidade de vôo, a mesma usufrui a garantia de nunca entrar em uma condição de PIO devido sua natureza de resposta de segunda ordem (é uma aeronave clássica).

Enfim, abaixo na tabela 7, apresenta-se um sumário das atribuições recebidas pela aeronave F4:

Tabela 7 - Resultados qualitativos relativos à aeronave F4.

Qualidades de Vôo								**Suscetibilidade ao PIO**	
Aeronave (Fase A)	**C***	**Gibson Dropback**	**Largura de Faixa**	**Clássica**				**Gibson Phase Rate**	Largura de Faixa
				Figura. 13	**Figura8**	**Figura. 12**	**Tabela 4**		
F4 sem amortecimento	**Não satisfaz**	**"Continous Bobbling"**	_	**Nível3 ***	**Nível 1**	**Nível3 ***	**Nível3 ***	_	_
F4 com amortecimento	**Não satisfaz**	**"Abrupt Bobble Tendency"**	_	**Nível2 ***	**Nível 1**	**Nível 2 ***	**Nível3 ***	_	_

* Não cumpre nível 1.

V.2-Treinador a Jato com atuador lento

A dinâmica de período curto da aeronave Treinador a Jato foi modelada segundo as malhas de controle e as funções de transferência apresentadas a seguir:

Figura 32- Malha de controle relativo 'a aeronave Treinador a Jato.

Os seguintes resultados foram obtidos durante a avaliação de cada critério:

Critério Gibson "dropback":

Função de transferência utilizada:

$$\frac{q(s)}{F_{\delta m}(s)} = \frac{27590\,s + 36700}{s^5 + 78.19\,s^4 + 3054\,s^3 + 19600\,s^2 + 61480\,s + 108700} \qquad \textbf{(41)}$$

Os resultados da análise da aeronave Treinador a Jato, de classe IV, mostraram-se coerentes, segundo os três critérios. Os resultados do Critério "Dropback" podem ser apreciados na figura 33.

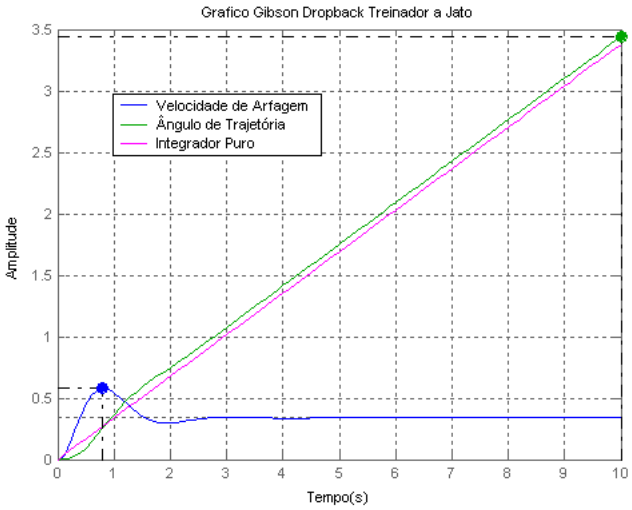

Figura 33- Gráfico da resposta de q para o Treinador a Jato.

Conforme o Critério “Dropback” de Gibson, seu desempenho é satisfatório.

Tabela 8 Dados utilizados para o Critério de Gibson "Dropback".

Aeronave	q_m (rad/s)	q_s(rad/s)	q_m/q_s	DB/q_s (s)
Treinador a Jato	0.58	0.34	1.71	0.19

Critério de Gibson “Phase Rate”:

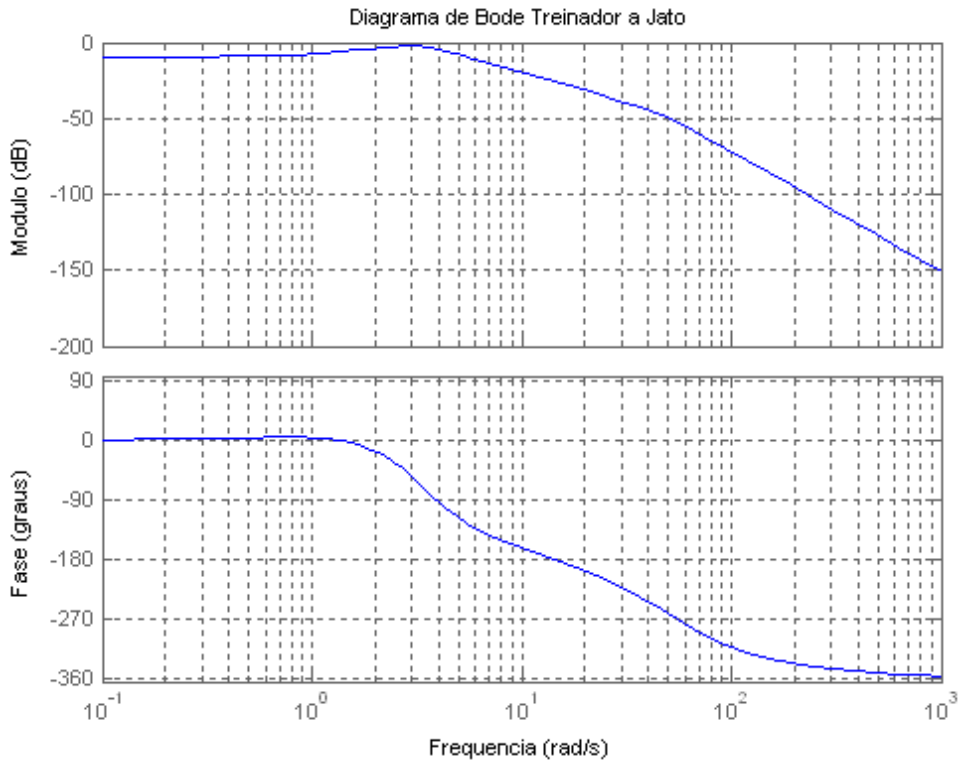

Figura 34 - Diagrama de Bode de q relativo à aeronave Treinador a Jato.

Tabela 9 - Dados utilizados para o Critério de Gibson "Phase Rate".

Aeronave	Frequência de cruzamento (ω_f) (Hz)	“Phase Rate” (PR) (grau/Hz)
Treinador a Jato	2.52	22,57

Critério Largura de Faixa:

O Critério de Largura de Faixa expressou um nível 3, que é uma classificação ainda mais deficiente para suas qualidades de vôo. Isto denuncia um baixo valor de ω_n (deveria ser maior que 2.5 rad/s) e principalmente um valor alto encontrado para o τ , que não deveria passar de 0.05. Abaixo, na figura 35, pode-se ver como se obteve alguns dados inerentes ao critério.

Função de transferência utilizada:

$$\frac{\theta(s)}{F_{\delta m}(s)} = \frac{-0.08066\ s^2 + 1.099\ s + 3.252}{0.062\ s^4 + 1.131\ s^3 + 2.688\ s^2 + 9.339s} \qquad (42)$$

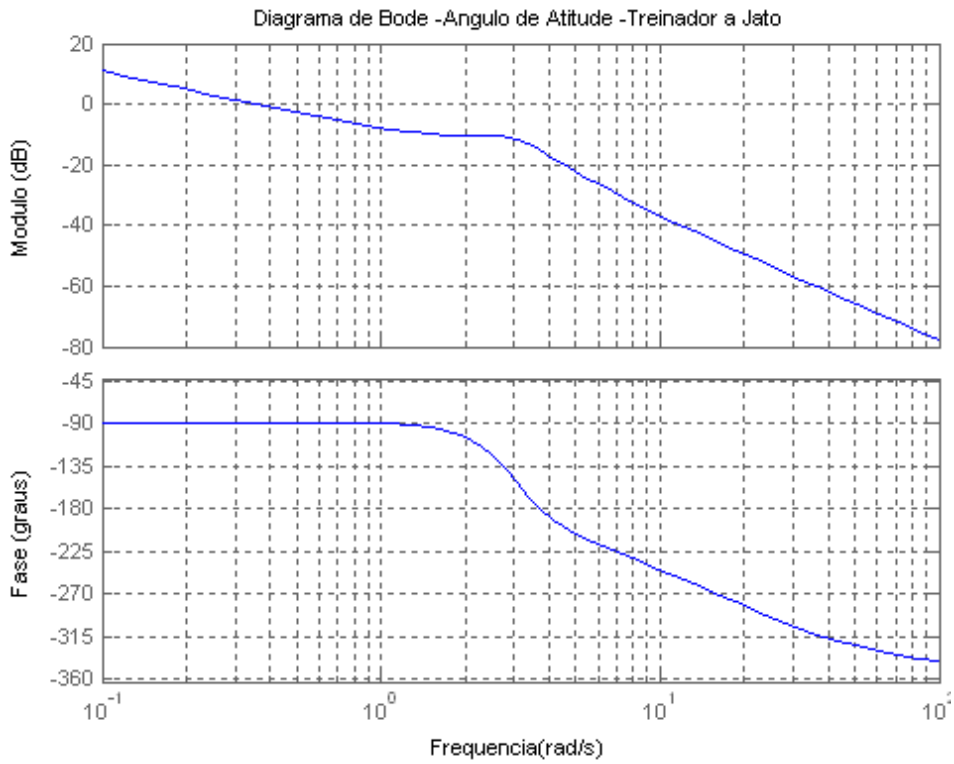

Figura 35- Diagrama de Bode da resposta de θ para o Treinador a Jato.

Tabela 10 Dados utilizados para o Critério de Largura de Faixa.

Aeronave	Frequência de Cruzamento (ω_f) – (Hz)	"Phase bandwitdh" ($\omega_{BWphase}$) (Hz)	"Gain bandwitdh" (ω_{BWgain}) (Hz)	"bandwitdh" (ω_{BW}) (Hz)	"Time delay" (τ) (s)	"Phase delay" (τ_{ph}) (s)
Treinador a Jato	0.59	0.43	0.21	0.21	0.12	0.12

Critério Abordagem Clássica:

Entretanto o nível 1 não é cumprido, mesmo que por pouco, de acordo com a abordagem clássica (categoria A), que lhe atribuiu nível 2. Isto ocorreu pelo baixo valor de $\omega_n T_{\theta 2}$, conseqüência de baixa ω_n, o qual também se mostrou na figura 12. Pela figura 8, seu amortecimento mostrou-se um pouco menor que o adequado, apesar deste ser o valor mínimo da tabela 4. Este quadro aponta basicamente para a necessidade de se incrementar um pouco ς e ω_n.

Tabela 11 Dados utilizados para a abordagem clássica.

Aeronave	Freq. Natural (Hz)	Atraso de fase $T_{\theta 2}$ (s)	$T_{\theta 2}*\omega_s$ (ciclos)	ξ_s	V_0 (m/s)	n/α
Treinador a Jato	0.48	0.40	0.19	0.35	167.2	42.60

Enfim, abaixo na tabela 12, apresenta-se um sumário das atribuições recebidas pela aeronave Treinamento a Jato:

Tabela 12 - Resultados relativos à aeronave Treinador a Jato.

Qualidades de Vôo								Suscetibilidade ao PIO	
				Clássica					
Aeronave (Fase A)	C*	Gibson Dropback	Largura de Faixa	Figura 13	Figura 8	Figura 12	Tabela 4	Gibson Phase Rate	Largura de Faixa
Treinador a Jato	_	Resposta satisfatória	Nível 3 *	Nível 2 *	Nível 2 e 3 *	Nível 2 *	Nível 1	Não há	Não há

* Não cumpre nível 1.

V.3-Boeing 747

A dinâmica de período curto da aeronave B747 foi modelada segundo as malhas de controle e as funções de transferência apresentadas a seguir, para cada configuração:

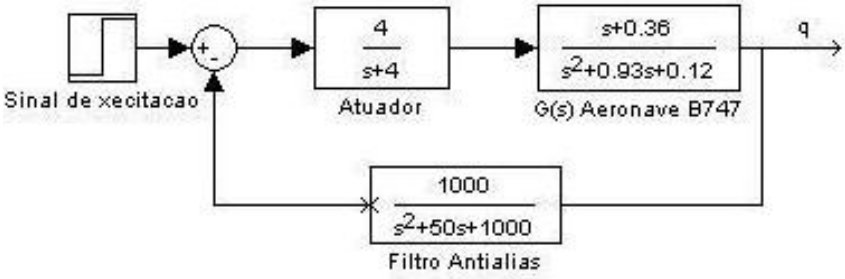

Figura 36- Malha de controle relativa 'a aeronave B747.

Função de transferência utilizada:

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{3.958\, s^8 + 1025\, s^7 + 8.984.10^4\, s^6 + 4.186.10^6\, s^5 + 9.633.10^7\, s^4 + 1.021.10^9\, s^3\ \ 1.348.10^9\, s^2 + 1.919.10^9\, s + 5.603.10^8}{s^{10} + 154.7\, s^9 + 1.153.10^4\, s^8 + 4.846.10^5\, s^7 + 1.22.10^7\, s^6 + 1.786.10^8\, s^5 + 1.358.10^9\, s^4 + 3.471.10^9\, s^3 + 5.988.10^9\, s^2 + 5.479.10^9\, s + 3.467.10^9}$$

(43)

Os seguintes resultados foram obtidos durante a avaliação de cada critério:

Critério Gibson "Dropback":

O Critério "Dropback" de Gibson previu um comportamento excessivamente oscilatório de resposta, evidenciado na figura 37 pelo valor muito alto de DB, apesar de apresentar um razoável q_m.

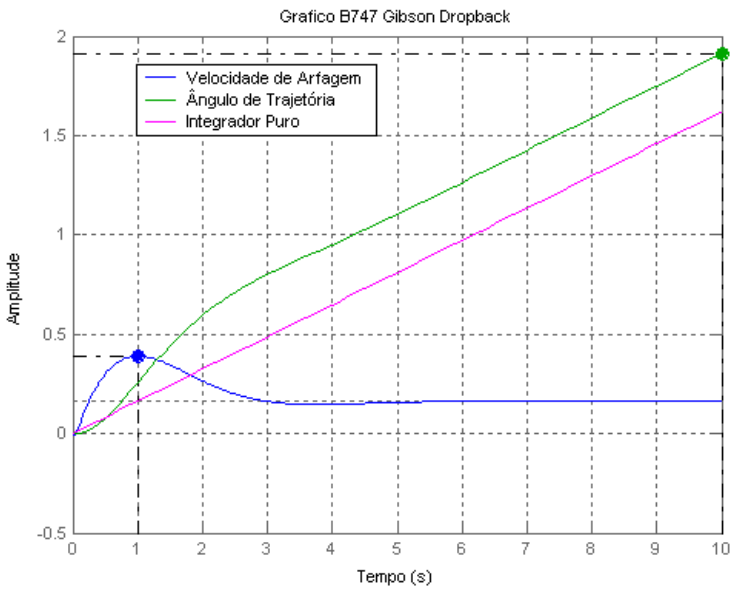

Figura 37- Gráfico da resposta de q para o B747.

Tabela 13 Dados utilizados para o Critério de Gibson "Dropback".

Aeronave	q_m (rad/s)	q_s(rad/s)	q_m/q_s	DB/q_s (s)
B747	0.39	0.16	2.41	1.76

Critério de Gibson "Phase Rate":

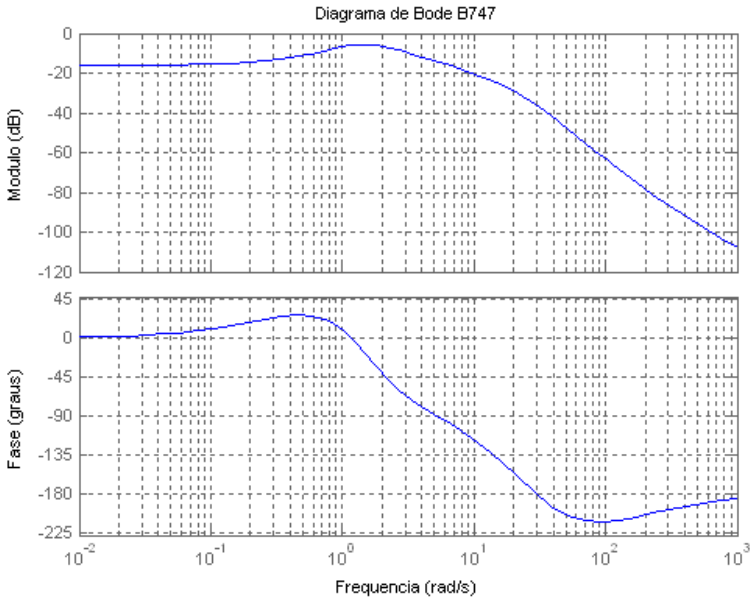

Figura 38- Diagrama de Bode de q relativo à aeronave B747.

Tabela 14 - Dados utilizados para o Critério de Gibson "Phase Rate".

Aeronave	Frequência de cruzamento (ω_f) – (Hz)	"Phase Rate" (PR) – (grau/Hz)
B747	5.30	11.32

Critério Largura de Faixa:

O Critério de Largura de Faixa expressou um nível 2. Isto denuncia um baixo valor de ω_n (deveria ser maior que 2.5 rad/s). Abaixo, na figura 39, pode-se ver como se obteve alguns dados inerentes ao critério.

Função de transferência utilizada:

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{-0.03166\ s^2 + 0.9935\ s + 0.3663}{0.0315\ s^4 + 1.062\ s^3 + 2.034\ s^2 + 2.265s} \qquad (44)$$

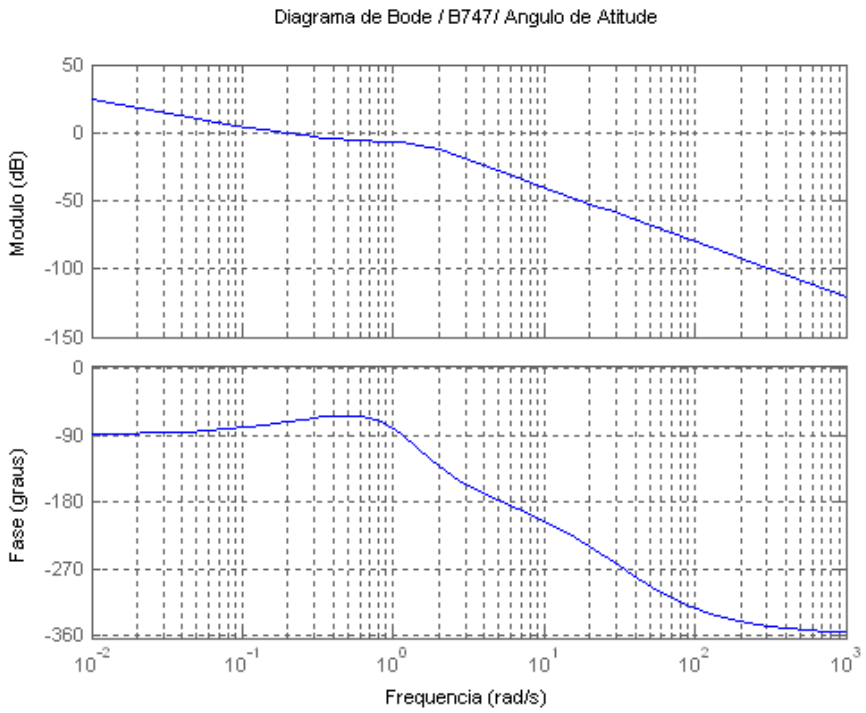

Figura 39- Diagrama de bode da resposta θ do B747.

Tabela 15 Dados utilizados para o Critério de Largura de Faixa.

Aeronave	Frequência de cruzamento (ω_f) – (Hz)	"Phase bandwitdh" ($\omega_{BWphase}$) (Hz)	"Gain bandwitdh" (ω_{BWgain}) (Hz)	"bandwitdh" (ω_{BW}) (Hz)	"Time delay" (τ) (s)	"Phase delay" (τ_{ph}) (s)
B747	0.82	0.34	0.58	0.34	0.06	0.05

Critério Abordagem Clássica:

Todas as avaliações baseadas nos quatro tipos de diagramas diferentes (vide figuras 7 a 10) que compõem a abordagem clássica atribuíram nível 1 nessas duas categorias de fases. Significa então que os valores de ς e ω_n estão perfeitamente adequados.

Tabela 16 Dados utilizados para a abordagem clássica.

Aeronave	Freq. Natural (Hz)	Atraso de fase $T_{\theta 2}$ (s)	$T_{\theta 2}*\omega_s$ (ciclos)	ξ_s	V_0 (m/s)	n/α
B747	0.24	2.74	0.66	0.65	265.5	9.86

Enfim, abaixo na tabela 17, apresenta-se um sumário das atribuições recebidas pela aeronave B747:

Tabela 17 - Resultados relativos à aeronave B747.

Qualidades de Vôo								Suscetibilidade ao PIO	
Aeronave (Fase B)	C*	Gibson Dropback	Largura de Faixa	Clássica				Gibson Phase Rate	Largura de Faixa
				Figura 13	Figura 9 ou 10	Figura 12	Tabela 4		
B747	_	"Abrupt Bobble Tendency"	Nível 2 *	Nível 1	Nível 1	Nível 1	Nível 1	Não há	Não há

*Não cumpre nível 1

O Boeing 747 propositalmente foi a única aeronave dentre as selecionadas a ser de classe III, bem como ser avaliada na fase de categoria B. Também, sem dúvida, foi a que demonstrou melhor desempenho em qualidades de vôo.

V.4-A4 "Skyhawk"

A dinâmica de período curto da aeronave A4 foi modelada segundo as malhas de controle e as funções de transferência apresentadas a seguir, para cada configuração:

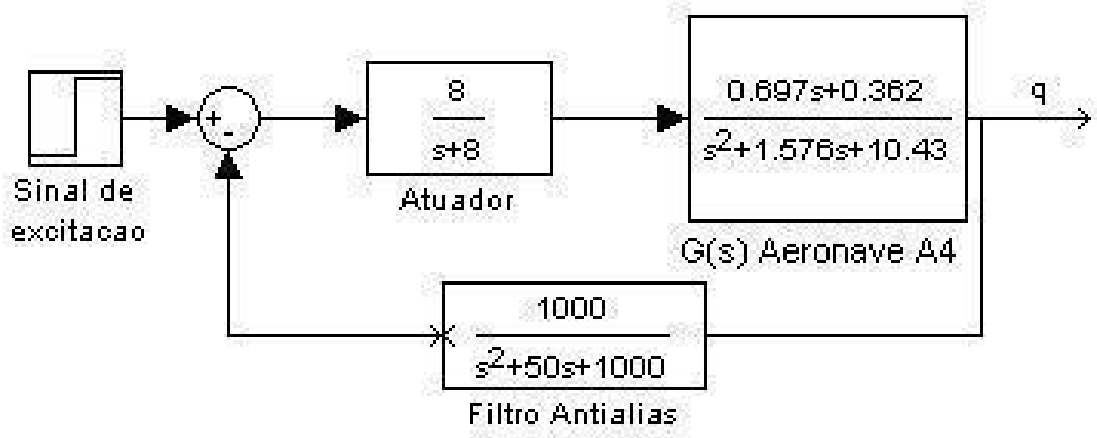

Figura 40- Malha de controle relativa à aeronave A4.

Função de transferência utilizada:

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{5.576\,s^6 + 335.1\,s^5 + 8547\,s^4 + 6.463.10^4\,s^3 + 1.83.10^5\,s^2 + 5.442.10^5\,s + 2.415.10^5}{s^8 + 69.15\,s^7 + 2095\,s^6 + 2.665.10^4\,s^5 + 1.759.10^5\,s^4 + 7.749.10^5\,s^3 + 2.485.10^6\,s^2 + 4.727.10^6\,s + 7.208.10^6}$$

(45)

Os seguintes resultados foram obtidos durante a avaliação de cada critério:

Critério Gibson "Dropback":

Finalmente, a aeronave A4 "SkyHawk", de classe IV, apresentou um desempenho insatisfatório segundo o Critério "Dropback" de Gibson, semelhantemente ao F4 na ausência do amortecimento. Exagerados valores de q_m e DB (vide figura 41) são responsáveis por uma resposta excessivamente oscilatória a perturbações abruptas.

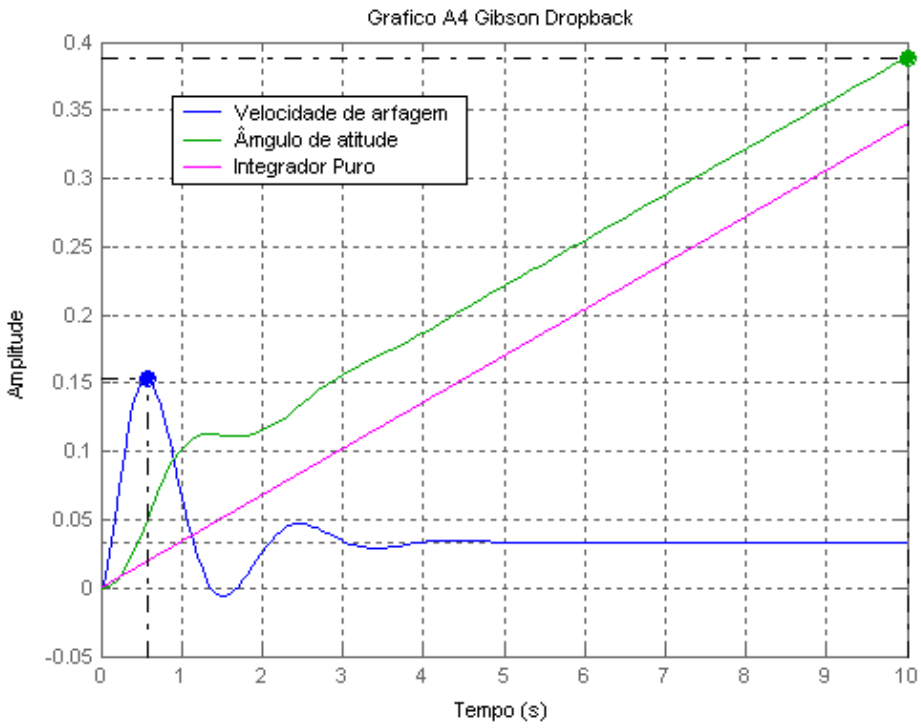

Figura 41- Gráfico da resposta q do A4.

Tabela 18 Dados utilizados para o Critério de Gibson "Dropback".

Aeronave	q_m (rad/s)	q_s(rad/s)	q_m/q_s	DB/q_s (s)
A4	0.15	0.03	4.55	1.52

Critério de Gibson “Phase Rate”:

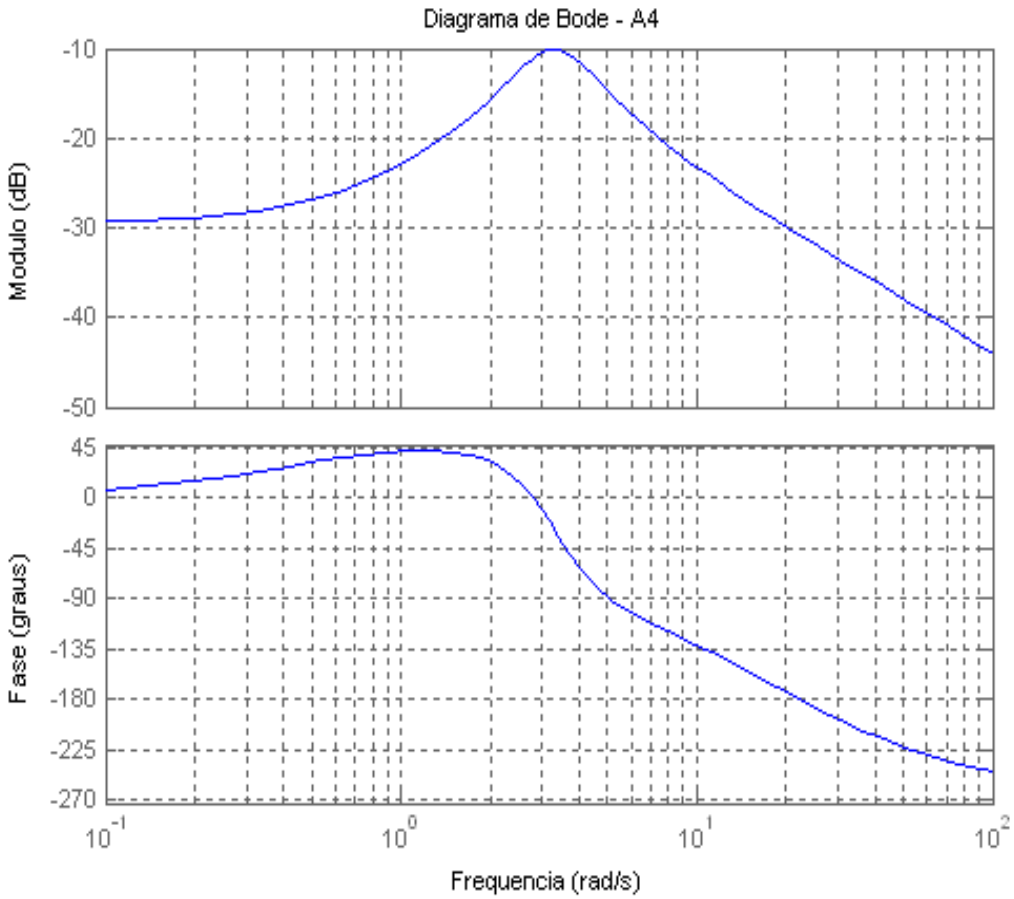

Figura 42- Diagrama de Bode de q relativo à aeronave A4.

Tabela 19 - Dados utilizados para o Critério de Gibson "Phase Rate".

Aeronave	Frequência de cruzamento (ω_f) (Hz)	“Phase Rate” (PR) (grau/Hz)
A4	3.54	17.27

Critério Largura de Faixa:

O Critério Largura de Faixa denunciou um valor um pouco alto para τ e um valor baixo para ω_n, através da atribuição nível 2 para a fase de categoria A.

Função de transferência utilizada:

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{-0.03029\ s^2 + 0.6132\ s + 0.3712}{0.048\ s^4 + 1.097\ s^3 + 2.549\ s^2 + 10.89\ s} \tag{46}$$

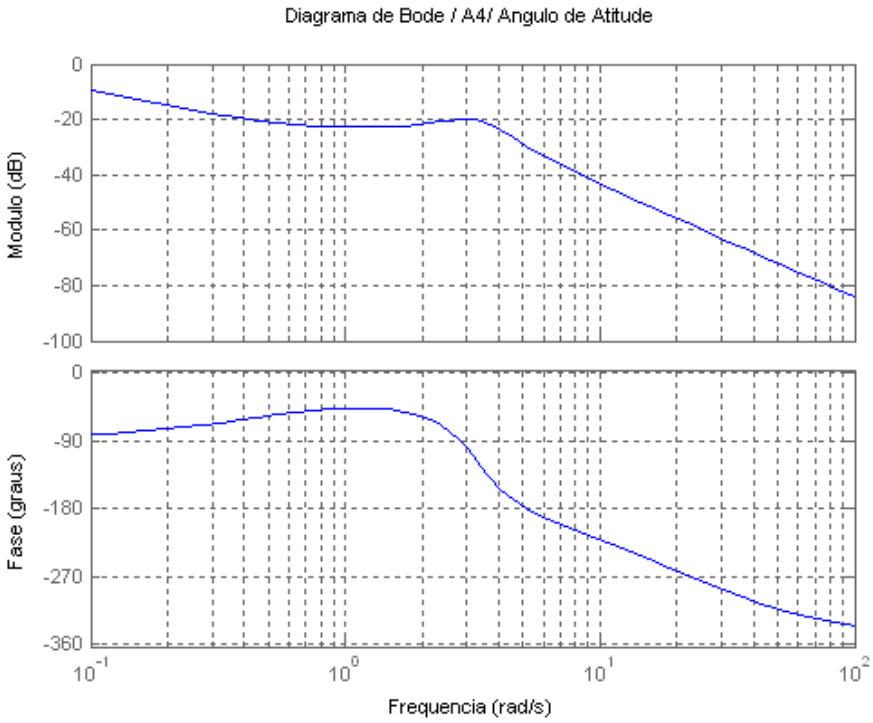

Figura 43- Diagrama de bode para a resposta de θ do A4.

Tabela 20 Dados utilizados para o Critério de Largura de Faixa.

Aeronave	Freqüência de cruzamento (ω_f) – (Hz)	"Phase bandwitdh" ($\omega_{BWphase}$) (Hz)	"Gain bandwitdh" (ω_{BWgain}) (Hz)	"bandwitdh" (ω_{BW}) (Hz)	"Time delay" (τ) (s)	"Phase delay" (τ_{ph}) (s)
A4	0.81	0.57	0.62	0.57	0.096	0.073

Critério Abordagem Clássica:

Com relação à abordagem clássica, esta aeronave recebeu atribuição nível 2 em todos os diagramas, exceto a figura 8, que de forma nitidamente controversa a atribuiu nível 1. Foi bem oportuna a ocorrência de tal fato, neste momento da análise dos critérios. Pois este serve de inspiração para salientar que, apesar deste resultado contrariar todos os demais, o mesmo não deve ser descartado, da mesma forma que não se o faz com a opinião controvertida de um piloto dentro de um determinado universo de opiniões. Na verdade, estas situações sugerem que um número maior de ensaios deve ser realizado, visando enriquecer de mais dados a investigação. Com isso permite-se a obtenção de conclusões estatísticas mais sólidas e confiáveis, tanto a respeito dos parâmetros e funções de transferência (deduzidos a partir delas), como das próprias opiniões dos pilotos, manifestadas através da tabela de Cooper-Harper (figura 1). Toda esta metodologia busca também subsidiar principalmente a tomada de decisão das autoridades certificadoras.

Tabela 21 Dados utilizados para a abordagem clássica.

Aeronave	Freq. Natural (Hz)	Atraso de fase $T_{\theta 2}$ (s)	$T_{\theta 2}*\omega_s$ (ciclos)	ξ_s	V_0 (m/s)	n/α
A4	0.53	1.70	0.90	0.31	237.8	14.2

Enfim, abaixo na tabela 22, apresenta-se um sumário das atribuições recebidas pela aeronave A4:

Tabela 22 - Resultados relativos à aeronave A4.

Qualidades de Vôo								Suscetibilidade ao PIO	
Aeronave (Fase A)	C*	Gibson Dropback	Bandwidth	Clássica				Gibson Phase Rate	Bandwidth
				Figura 13	Figura 8	Figura 12	Tabela 4		
A4	_	"Continous Bobbling"	Nível 2 *	Nível 2 *	Nível 1	Nível 2 *	Nível 2 *	Não há	Não há

* Não cumpre nível 1

Comentário Final

Fica então comprovada a praticidade e a eficácia desses critérios abordados.

É fundamental esclarecer neste momento, que as atribuições discordantes que surgiram na análise acima não afetam a credibilidade nem a integridade dos critérios envolvidos. É preciso levar em conta que as condições de ensaios que levaram à definição destes critérios foram diferentes uma das outras, o que certamente justifica pequenos desvios de atribuição para uma mesma aeronave e categoria de fase.

Deve-se também complementar esta análise com a recomendação das Ref. [1] e[2] de que a Abordagem Clássica sempre deve ser aplicada.

VI-Conclusões e sugestões para trabalhos posteriores

Este estudo teve o propósito de apresentar os critérios mais adotados pelos principais fabricantes de aviões do mundo e permitir sua comparação de forma a melhor interpretá-los e obter proveito da combinação de seus resultados, visando o aprimoramento das análises de qualidades de vôo e pilotagem.

Por tudo que foi discutido, comprovou-se a praticidade e a eficácia desses critérios abordados.

Foi fundamental esclarecer que a credibilidade e a integridade dos critérios não são afetadas quando envolvidos em atribuições discordantes, como presenciadas algumas nessa análise.

Dada a riqueza de abordagens e enfoques que não puderam ser explorados neste momento, registra-se a sugestão de continuidade da investigação pela:

- simulação das aeronaves com avaliação dos pilotos, dada a importância deste tipo de parecer na busca da mais adequada atribuição;
- modelamento de pilotos, já que são um elemento integrante e fundamental da malha de controle; e
- análise do fator de carga na cabine de pilotagem, pois, como já mencionado, o piloto humano é bastante sensível a este parâmetro.

VII-Referências:

[1] Norma MIL - F-8785C, novembro,1980.

[2] Norma MIL - 1797 A, dezembro, 1997.

[3] Ogata, Katsuhiko, *Engenharia de Controle Moderno*, terceira edição, 2000, Livros Técnicos e Científicos Editora.

[4] Roskam.J, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Vol I, 1995, DARcorporation.

[5] Paglione, Pedro e Zanardi,Maria Cecília, *Estabilidade e Controle de Aeronaves*, São José dos Campos,1990.

[6] Nelson,Robert C., *Flight Stability and Automatic Control*, Edição Internacional, 1989, Mc Graw-Hill.

[7] Cook M. V., *Control Law Design*, College of Aeronautics, Flight Dynamics Group,Cranfield University, junho 1995.

VIII-Apêndice

Apêndice A - Derivadas de estabilidade e demais parâmetros utilizados no modelamento matemático:

Tabela 23 Dados numéricos utilizados.

Derivada de Estabilidade	Aeronaves			
	F4	Treinador a Jato	B747	A4
$Cm\alpha$ (1/rad)	-0.40	*	-1.60	-0.38
Cmq (1/rad)	-2.70	*	-25.5	-3.60
$Cm\delta$ (1/rad)	-5.80	*	-1.20	-0.50
$C_{L\alpha}$ (1/rad)	3.75	*	5.50	3.45
$C_{L\delta}$ (1/rad)	0.40	*	0.30	0.36
C_{Lq} (1/rad)	1.80	*	7.80	0.0
$C_{L\dot{\alpha}}$ (1/rad)	0.86	*	8.00	0.72
Demais Parâmetros				
Iyy (kg/m^2)	19181258.74	*	5195578268	4065422
W (N)	173333	*	2829493	78124
S (m^2)	49.26	*	511.2	24.17
$\overline{c}$ (m)	4.88	*	8.32	3.29
Q (Pa) **	13541.2	*	10649.5	11328.8
C_D	0.030	*	0.045	0.030

* Valor não disponível

** $Q = \frac{1}{2}.\rho.V^2$ (Pressão Dinâmica)

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO	2. DATA	3. DOCUMENTO N°	4. N° DE PÁGINAS
TC	25 de novembro de 2003	CTA/ITA-IEA/TC-016/2003	80

5. TÍTULO E SUBTÍTULO:
Aplicação e comparação de critérios modernos de qualidades de pilotagem

6. AUTOR:

Rafael de Abreu Gonzalez

7. INSTITUIÇÃO / ÓRGÃO INTERNO / DIVISÃO:
Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Aeronáutica – ITA/IEA

8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR:
Qualidades de Vôo e Pilotagem Longitudinais, Estabilidade e Controle de Aeronaves, PIO, Critérios de Qualidades de Vôo e PIO, Parâmetros de Avaliação, Derivadas de Estabilidade, Gibson, Bandwidth, Abordagem Clássica, C*.

9.PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO:

Controle de vôo; Manobrabilidade; Qualidade; Controle de aeronaves; Estabilidade de aeronaves; Oscilação induzida pelo piloto; Simulação computadorizada; Engenharia aeronáutica

10. APRESENTAÇÃO: **X Nacional** **Internacional**

Trabalho de Graduação, ITA, São José dos Campos, 2003. 105 páginas.

11. RESUMO:

As qualidades de vôo e de pilotagem de uma aeronave são propriedades imprescindíveis, pois garantem o conforto e a precisão com que esta responde aos requisitos de comando do piloto durante a execução de uma tarefa específica. Já o PIO ("pilot induced oscillations") é uma condição dinâmica caracterizada por uma resposta do sistema de controle piloto-aeronave de oscilação sustentada ou perigosamente divergente.
Ao longo dos anos, na tentativa de se estabelecer um método prático e eficiente de se garantir a segurança e a qualidades de vôo e de pilotagem longitudinal de aeronaves, desenvolveu-se uma série de critérios de avaliação de qualidades de vôo e da suscetibilidade ao PIO.
Estes critérios consistem em uma combinação de especificações de parâmetros relacionados às qualidades de vôo, principalmente da resposta de período curto. Estas especificações podem rapidamente ser confrontadas com os dados de resposta da aeronave de forma simples e prática por meio de gráficos, diagramas e tabelas.
Desta forma, este estudo se propõe a apresentar uma descrição objetiva de cada um dos quatro critérios mais valorizados pela indústria aeronáutica, e fundamentalmente permitir a comparação entre os resultados apresentados por cada um deles a respeito das qualidades de vôo e de pilotagem de algumas aeronaves. Estes critérios são: o Critério C*; o Critério Gibson; o Critério de Largura de Faixa ("Bandwidth") e o Critério de Abordagem Clássica. Já as aeronaves abordadas são: F4 "Phantom"; Treinador a Jato; Boeing 747 e A4 "Skyhawk". Antes de serem submetidas a cada critério, as respostas de cada uma das aeronaves foram geradas por simulação através do programa Matlab6.0, a qual adotou como entrada um sinal de teste degrau unitário. Cada resultado foi analisado e discutido ao nível dos parâmetros relevantes, e apesar da maioria destes resultados para uma mesma aeronave terem se mostrado coerentes, ocorreram algumas atribuições contraditórias que enriqueceram as discussões. Por tudo então que foi discutido, comprovou-se a praticidade e a eficácia desses critérios abordados apresentado-se a melhor maneira de interpretar seus resultados e obter proveito de suas combinações, visando o aprimoramento das análises de qualidades de vôo e de pilotagem.

12. GRAU DE SIGILO:

(X) OSTENSIVO **( ) RESERVADO** **( ) CONFIDENCIAL** **( ) SECRETO**