

# Introdução ao Controle Automático de Aeronaves: *“Flying Qualities/Handling Qualities”*

Leonardo A. B. Tôrres

Outubro de 2016

- 1 Visão Geral de “*Flying Qualities*”
- 2 Norma MIL-F-8785C e Padrão MIL-STD-1797A
- 3 Outros Critérios

# Avaliação das Qualidades de Voo ou de Pilotagem

## Definition (Flying Qualities)

A qualidade de pilotagem é determinada pelas características da aeronave que determinam a *facilidade* e *precisão* com as quais o piloto poderá cumprir a missão.

# Avaliação das Qualidades de Voo ou de Pilotagem

## Definition (Flying Qualities)

A qualidade de pilotagem é determinada pelas características da aeronave que determinam a *facilidade* e *precisão* com as quais o piloto poderá cumprir a missão.

- A dinâmica da aeronave e o acoplamento entre os estados implica em uma certa **Carga de Trabalho** (*workload*) para que o piloto atinja um certo desempenho desejado na missão.

# Avaliação das Qualidades de Voo ou de Pilotagem

## Definition (Flying Qualities)

A qualidade de pilotagem é determinada pelas características da aeronave que determinam a *facilidade* e *precisão* com as quais o piloto poderá cumprir a missão.

- A dinâmica da aeronave e o acoplamento entre os estados implica em uma certa **Carga de Trabalho** (*workload*) para que o piloto atinja um certo desempenho desejado na missão.
- A Carga de Trabalho é medida pelo **Nível de Compensação** exigida do piloto.

# Avaliação das Qualidades de Voo ou de Pilotagem

## Definition (Flying Qualities)

A qualidade de pilotagem é determinada pelas características da aeronave que determinam a *facilidade* e *precisão* com as quais o piloto poderá cumprir a missão.

- A dinâmica da aeronave e o acoplamento entre os estados implica em uma certa **Carga de Trabalho** (*workload*) para que o piloto atinja um certo desempenho desejado na missão.
- A Carga de Trabalho é medida pelo **Nível de Compensação** exigida do piloto.
- Em última instância tem-se somente a **Opinião do Piloto**.

# Avaliação das Qualidades de Voo ou de Pilotagem

## Definition (Flying Qualities)

A qualidade de pilotagem é determinada pelas características da aeronave que determinam a *facilidade* e *precisão* com as quais o piloto poderá cumprir a missão.

- A dinâmica da aeronave e o acoplamento entre os estados implica em uma certa **Carga de Trabalho** (*workload*) para que o piloto atinja um certo desempenho desejado na missão.
- A Carga de Trabalho é medida pelo **Nível de Compensação** exigida do piloto.
- Em última instância tem-se somente a **Opinião do Piloto**.

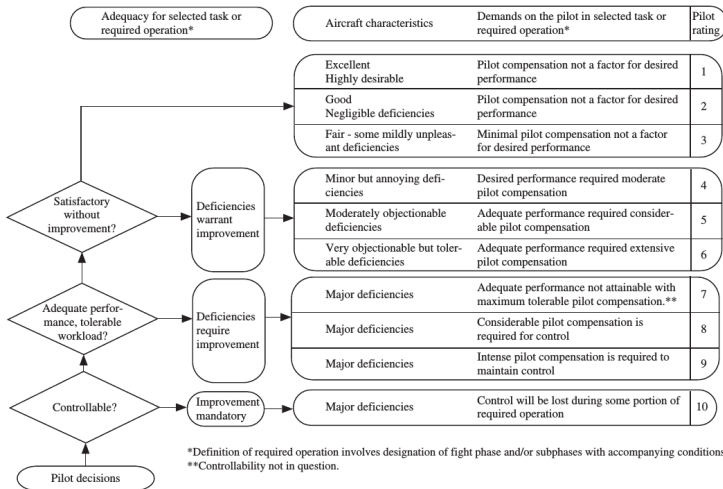
Como traduzir esta opinião para critérios quantitativos de Engenharia?

# A Escala Cooper-Harper I

- Também chamada de *Handling Qualities Rating* – HQR ou *Pilot Rating* – PR.
- Pontuação de 1 a 10:
  - **1**: O piloto não precisa compensar nada.
  - **2 a 4**: Compensação moderada para desempenho satisfatório.
  - **5 a 7**: De "muita compensação" a "limite tolerável de compensação".
  - **8 a 10**: Controlabilidade da aeronave não é adequada.
- Análise estatística com diferentes pilotos, mesma aeronave, e mesmas *missão e fase do voo*.



# A Escala Cooper-Harper II



# A Escala Cooper-Harper III

- Pode-se estabelecer uma correspondência entre “opiniões dos pilotos” e “nível de qualidade de voo” (*Flying Qualities Level*; índice usado nas normas militares norte-americanas):
  - **Nível 1:** HQR de 1 a 3,5.
  - **Nível 2:** HQR de 3,5 a 6,5.
  - **Nível 3:** HQR de 6,5 a 10.

# Estabilidade e Qualidade de Voo I

- No cerne das especificações técnicas mais **quantitativas** usadas para se determinar a qualidade de voo de uma aeronave estão os conceitos de:
  - 1 Estabilidade estática e dinâmica;
  - 2 Modos Longitudinais e Modos Látero-direcionais.
- A premissa é a de que a estabilidade da aeronave pode ser estudada via a decomposição de seu movimento completo de corpo rígido em dois movimentos (longitudinal e látero-direcional) como proposto e desenvolvido pelo Engenheiro Britânico George H. Bryan em 1911 (apenas 8 anos após o voo dos irmãos Wright).

# Estabilidade e Qualidade de Voo II

- Tradicionalmente, assume-se que cada movimento pode ser, por sua vez, decomposto em modos dinâmicos específicos:
  - Movimento Longitudinal:
    - 1 Modo **Fugóide** (*Phugoid Mode*): par de polos complexos conjugados, pouco amortecidos, exibindo oscilações de longos períodos. O movimento pode ser visto como uma espécie de troca de energia quase sem perdas entre energia potencial (altitude) e energia cinética (velocidade).
    - 2 Modo **Período Curto** (*Short-period Mode*): par de polos complexos conjugados, bastante amortecidos, exibindo oscilações rápidas.

# Estabilidade e Qualidade de Voo III

## ■ Movimento Látero-direcional:

- 1 Modo **Espiral** (*Spiral Mode*): polo real, sem oscilações portanto, exibindo subsidência (crescimento ou decréscimo gradativo monotônico) associado a lenta divergência de rolamento (quando instável, condição mais comum) que conduz à aumento progressivo de guinada, levando a aeronave a um movimento em espiral descendente com rolamento cada vez maior. Se não compensado pelo piloto, pode levar a um mergulho fatal em espiral. A constante de tempo associada a este polo real é bem maior do que aquela associada ao Modo de Rolamento.
- 2 Modo de **Rolamento** (*Roll Subsidence Mode*): polo real representando o amortecimento natural de uma mudança abrupta no ângulo de rolamento associado à velocidade de rolamento (*roll-rate*). Sua importância para a qualidade de voo está em ser um fator limitante para se atingir mais rapidamente um ângulo de rolamento desejado.

# Estabilidade e Qualidade de Voo IV

- 3 Modo **Dutch-Roll**: par de polos complexos conjugados, muitas vezes com amortecimento pequeno (i.e. amortecimento inadequado), representando movimento acoplado oscilatório de guinada e rolamento simultâneos.

A origem do nome pode estar ligada a uma alusão a um movimento de patinação no gelo que tem o mesmo nome, feita pelo Engenheiro Aeronáutico Jerome C. Hunsaker em 1916 (Hunsaker, Jerome (1916). "Proceedings of the National Academy of Sciences of America". 2: 282.).

# A Norma MIL-F-8785C

- A norma militar norte-americana **MIL-F-8785C** é o documento mais utilizado para se obter critérios de desempenho quantitativos para aeronaves pilotadas.
- Ela contém requisitos:
  - **Objetivos:** a partir da aproximação do modelo de alta ordem da aeronave por um modelo linear local simplificado (ordem reduzida via eliminação de modos dinâmicos), define-se os parâmetros do modelo simplificado.
  - **Subjetivos:** usados apenas nos casos em que os requisitos objetivos são muito variáveis na prática, e quantificá-los os tornariam muito restritivos. Exemplos de requisitos subjetivos:
    - "Características de Voo questionáveis"
    - "Tempo de atraso realístico"
    - "Perda excessiva de altitude"
    - "Aumento de velocidade (speedup)"

# O Padrão MIL-STD-1797A

- Os requisitos da norma frequentemente produzem parâmetros de projeto conflitantes. Por isso, é usual substituir-se o uso da norma pelo uso de um padrão (*standard*) – o padrão militar norte-americano MIL-STD-1797A.
- Em linhas gerais, no padrão tem-se a palavra “*shall*” (deve) substituída por “*should*” (deveria, que é menos restritiva). Isso é muito importante para os fabricantes de aeronaves, na elaboração dos contratos de desenvolvimento de novas aeronaves.



# MIL-F-8785C: Conceitos Básicos e Definições I

Para se entender a norma MIL-F-8785C, deve-se observar que:

- 1 Existem 4 classes de aeronaves:
  - **Classe I:** aeronaves pequenas e leves.
  - **Classe II:** aeronaves médias, manobrabilidade baixa a média.
  - **Classe III:** aeronaves grandes e pesadas, manobrabilidade baixa a média.
  - **Classe IV:** aeronaves altamente manobráveis.

Além disso, às vezes acrescenta-se uma letra L ou C para indicar se a aeronave tem base no solo (L = *Land-based*) ou em um navio porta-aviões (C = *Carrier-based*). Ex.: II-L, II-C, etc.

# MIL-F-8785C: Conceitos Básicos e Definições II

## 2 Existem 3 categorias para as Fases do Voo:

### ■ Categoria A:

- Não terminal.
- Requer manobras rápidas, rastreamento preciso e/ou controle de trajetória (*Flight Path Control*).
- Exemplos: *Air-to-air combat* (CO), *Ground attack* (GA), *In-flight refueling (receiver)* (RR), *Formation Flying* (FF).

### ■ Categoria B:

- Não terminal.
- Requer manobras lentas/graduais sem rastreamento preciso, mas talvez controle de trajetória.
- Exemplos: *Subida* (*Climb*) (CL), *Cruzeiro* (CR), *Descida* (D).

# MIL-F-8785C: Conceitos Básicos e Definições III

## ■ Categoria C:

- Terminal.
- Requer manobras graduais e controle de trajetória.
- Exemplos: Decolagem (*Take-off*) (TO), Decolagem por catapulta (CT), Aproximação (PA), Pouso abortado/passeio (*wave-off/Go-around*) (WO), Pouso (*Landing*) (L).

# MIL-F-8785C: Conceitos Básicos e Definições IV

- 3 Há 3 níveis de qualidade de voo:
- **Nível 1:** Qualidades adequadas para a fase do voo em uma dada missão.
  - **Nível 2:** Qualidades adequadas, mas há aumento na carga de trabalho do piloto e/ou degradação da efetividade da missão naquela fase do voo.
  - **Nível 3:** A aeronave pode ser controlada com segurança, mas a carga de trabalho é excessiva e/ou a efetividade da missão é inadequada. Fases do voo Cat.A pode sem finalizadas com segurança e Fases Cat.B e C podem ser completadas.

# MIL-F-8785C: Critérios para a Dinâmica Longitudinal I

- Estabilidade Estática Longitudinal
  - Níveis 1 e 2: estável.
  - Nível 3: se instável, tempo para dobrar a amplitude de uma perturbação  $T_2 > 6$  s.
- Estabilidade do modo Fugóide:
  - Nível 1:  $\zeta_{Ph} > 0,04$ .
  - Nível 2:  $\zeta_{Ph} > 0$ .
  - Nível 3:  $T_2 > 55$  s.
- Estabilidade do modo Período-curto (valores do coef. de amortecimento  $\zeta_{SP}$ ):

Level	Category A & C Flight Phase		Category B Flight Phase	
	Minimum	Maximum	Minimum	Maximum
1	0.35	1.30	0.30	2.00
2	0.25	2.00	0.20	2.00
3	0.15	-	0.15	-

# MIL-F-8785C: Critérios para a Dinâmica Longitudinal II

- Estabilidade de Trajetória (*Flight Path Stability*): na Fase PA, assumindo que a velocidade é controlada pelo ângulo de trajetória por meio do controle do ângulo de arfagem (i.e. não há mudanças no comando de tração), a curva no gráfico  $\gamma \times V_T$  deve apresentar inclinação local negativa ou menos positiva do que:
  - Nível 1:  $< 0,06$  graus/knot.
  - Nível 2:  $< 0,15$  graus/knot.
  - Nível 3:  $< 0,25$  graus/knot.
- Frequência Natural para Período-curto e sensibilidade da aceleração normal a variações no ângulo de ataque (variações em  $\alpha$  induzidas por variações abruptas de arfagem via comando de profundor):
  - Ábacos  $\omega_{n_{sp}} \times \left(\frac{n_z}{\alpha}\right)$  para cada categoria de fase do voo.

# MIL-F-8785C: Critérios para a Din. Látero-direcional I

## ■ Fator de amortecimento e frequência para o modo *Dutch-roll*:

Level	Flight Phase category	Class	Min $\zeta_d^a$	Min $\zeta_d \omega_{n_d}^a$ rad/s	Min $\omega_{n_d}$ rad/s
1	A (CO and GA)	IV	0.4	–	1.0
	A	I, IV	0.19	0.35	1.0
		II, III	0.19	0.35	0.4 <sup>b</sup>
		All	0.08	0.15	0.4 <sup>b</sup>
	C	I, II-C, IV	0.08	0.15	1.0
II-L, III		0.08	0.10	0.4 <sup>b</sup>	
2	All	All	0.02	0.05	0.4 <sup>b</sup>
3	All	All	0	0	0.4 <sup>b</sup>

<sup>a</sup>The governing damping requirement is that yielding the larger value of  $\zeta_d$ , except that  $\zeta_d$  of 0.7 is the maximum required for Class III.

<sup>b</sup>Class III airplanes may be excepted from the minimum  $\omega_{n_d}$  requirement, subject to approval by the procuring activity, if the requirements of 3.3.2 through 3.3.2.4.1, 3.3.5, and 3.3.9.4 are met. When  $\omega_{n_d} |\phi/\beta|_d$  is greater than 20 (rad/s)<sup>2</sup>, the minimum  $\zeta_d \omega_{n_d}$  shall be increased above the  $\zeta_d \omega_{n_d}$  minimums listed above by:

$$\text{Level 1} - \Delta \zeta_d \omega_{n_d} = 0.014(\omega_{n_d} |\phi/\beta|_d - 20)$$

$$\text{Level 2} - \Delta \zeta_d \omega_{n_d} = 0.009(\omega_{n_d} |\phi/\beta|_d - 20)$$

$$\text{Level 3} - \Delta \zeta_d \omega_{n_d} = 0.004(\omega_{n_d} |\phi/\beta|_d - 20)$$

with  $\omega_{n_d}$  in rad/s.

# MIL-F-8785C: Critérios para a Din. Látero-direcional II

- Constante de tempo para o modo de rolamento, em segundos:

Flight Phase category	Class	Level		
		1	2	3
A	I, IV	1.0	1.4	
	II, III	1.4	3.0	
B	All	1.4	3.0	10
C	I, II-C, IV	1.0	1.4	
	II-L, III	1.4	3.0	



# MIL-F-8785C: Critérios para a Din. Látero-direcional III

- Estabilidade do modo Espiral (*spiral*). Tempo mínimo para dobrar a amplitude, em segundos, depois de uma perturbação inicial de até 20 graus:

Flight Phase category	Level 1	Level 2	Level 3
A and C	12	8	4
B	20	4	4

# MIL-F-8785C: Critérios para a Din. Látero-direcional IV

- Oscilação "roll-spiral" acoplada (par de polos complexos conjugados ao invés de polos reais dos modos espiral e rolamento separados): para Fases de Voo que envolvem mais do que manobras suaves, como CO and GA, a aeronave não deve exibir um modo dinâmico acoplado rolamento/espiral em resposta a comandos de rolamento. Tal modo é permitido para Fases Cat.B e C desde que o produto do coeficiente de amortecimento pela frequência natural do modo rolamento/espiral não exceda:

Nível	$\zeta_{RS}\omega_{RS}$
1	0,5
2	0,3
3	0,15

# MIL-F-8785C: Critérios para a Din. Látero-direcional V

- Efetividade do controle de rolamento: avaliada como o tempo necessário para atingir um certo ângulo de rolamento desejado. Abaixo um exemplo para aeronaves Classes I e II. Há outras tabelas para outras classes e manobras específicas:

Time to achieve the following bank angle change (seconds)							
Class	Level	Category A		Category B		Category C	
		60	45	60	45	30	25
I	1	1.3		1.7		1.3	
	2	1.7		2.5		1.8	
	3	2.6		3.4		2.6	
II-L	1		1.4		1.9	1.8	
	2		1.9		2.8	2.5	
	3		2.8		3.8	3.6	
II-C	1		1.4		1.9		1.0
	2		1.9		2.8		1.5
	3		2.8		3.8		2.0

# Outros Critérios: Polos e Zeros

- Polos de Período-curto:

$$0,4 < \zeta_{sp} < 1,0; \quad 2,4 \text{ rad/s} < \omega_{sp} < 3,8 \text{ rad/s.}$$

- Cancelamento de polos e zeros correspondentes ao *Dutch-roll*:

$$\frac{\omega_{\phi}}{\omega_{dr}} \approx 1, \quad \frac{\omega_{\phi}}{\omega_{dr}} > 1,$$

em que  $\omega_{\phi}$  é a freq. natural de um par de zeros complexos conjugados; e  $\omega_{dr}$  é a freq. natural do modo *Duth-roll*.

## Outros Critérios: Espec. de Resposta em Frequência

- Garantir valores mínimos de **margem de ganho e de fase** para quaisquer caminhos que envolvam os atuadores: 6 dB e 30°, de acordo com a norma MIL-F-9490 (*General Specification for Flight Control Systems: Design, Installation, and Test of Piloted Aircraft*).
- Produzir **resposta em malha fechada** que se aproxime de uma resposta com amortecimento e frequência natural adequados. Por exemplo, para o comportamento alvo da relação entre velocidade angular de arfagem  $q$  e força na alavanca de comando (*stick force*)  $f_s$ :

$$\frac{Q(s)}{F_s(s)} = \frac{K(s + 1/T_{\theta_1})(s + 1/T_{\theta_2})e^{-\tau s}}{(s^2 + 2\zeta_p\omega_p s + \omega_p^2)(s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp} s + \omega_{sp}^2)},$$

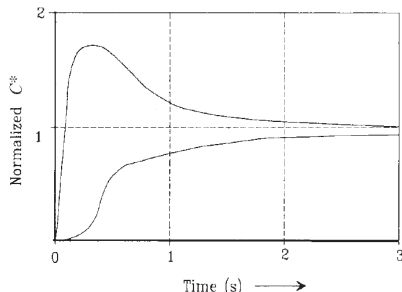
em que os parâmetros são normalizados, tal que  $\tau < 10$  ms para se ter Nível 1 de qualidade de voo.

# Outros Critérios: Espec. de Resposta Temporal

- **C-Star** ou **C\***: especificação de um envelope para os valores do sinal virtual de desempenho

$$C^*(t) = 12,4q + n_z,$$

em que  $q$  é a velocidade angular de arfagem (*pitch-rate*) em rad/s; e  $n_z$  é a aceleração normal em g's, considerando uma variação em degrau no comando de profundor:



# Outros Critérios: Requisitos baseados em Pilotos Matemáticos I

- Uma alternativa para se especificar o desempenho desejado para uma aeronave controlada é considerar o “piloto na malha” (*Pilot in the Loop*).
- Isso é muito importante, pois se sabe que pode haver oscilações/instabilidades induzidas pelo piloto, conhecidas em Inglês como *Pilot Induced Oscillations – PIO*.

# Outros Critérios: Requisitos baseados em Pilotos Matemáticos II

Para se estudar essas questões de desempenho e estabilidade, pode-se usar um modelo dinâmico aproximado para o comportamento de um piloto humano:

$$\frac{F_s(s)}{\theta_{\text{cmd}}(s)} = \frac{k_p(\tau_l s + 1)e^{-T_{\text{delay}}s}}{(\tau_i s + 1)(\tau_m s + 1)},$$

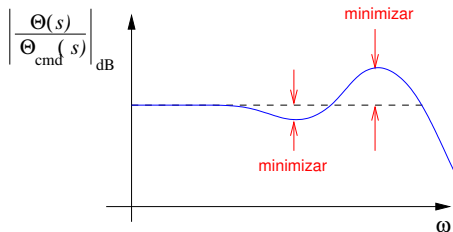
em que:

- $T_{\text{delay}} \approx 0,3$  s: atraso de resposta do piloto;
- $\tau_m$ : constante de tempo de músculos e membros (desprezada);
- $k_p$ ,  $\tau_l$  e  $\tau_i$ : parâmetros **adaptativos** do ser humano usados para otimizar o desempenho em malha fechada, correspondentes a um compensador em avanço/atraso (*lead-lag*).



# Outros Critérios: Requisitos baseados em Pilotos Matemáticos III

No **Método de Neal-Smith** considera-se que o piloto irá adaptar-se de modo a reduzir ao máximo o vale e o pico da resposta em frequência entre o comando desejado de arfagem  $\theta_{\text{cmd}}$  e o ângulo de arfagem  $\theta$ :



E com os parâmetros  $k_p$ ,  $\tau_1$  e  $\tau_i$  "ótimos", pode-se consultar um ábaco que indica qual seria a pontuação HQR (Cooper-Harper) que seria dada pelo piloto para a aeronave.

# Referências Bibliográficas I



Wayne Durham.

*Aircraft flight dynamics and control.*

John Wiley & Sons, Ltd., 2013.



Brian L. Stevens and Frank L. Lewis.

*Aircraft Control and Simulation.*

John Wiley & sons, Inc., 1992.