

## MÉTODO DE MEDIÇÃO DE *BACKLASH* EM SUPERFÍCIES DE COMANDO DE VÔO.

**Robson Pinto do Nascimento<sup>1</sup>, Lizia Oliveira Acosta Dias<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>UNIVAP/FEAU, Av. Shishima Hifumi 2911- 12244-000 São José dos Campos – SP , [robsonsjk@ig.com.br](mailto:robsonsjk@ig.com.br), [lizia@univap.br](mailto:lizia@univap.br)

**Resumo-** Este trabalho tem o objetivo de demonstrar uma metodologia para a medição de *backlash* (folga) nas superfícies de comando de vôo primário, mais especificamente na superfície de estabilizador horizontal que possui um controle de medição muito rigoroso, principalmente quando a superfície possui atuadores ajustáveis de atuação de comando. Os estabilizadores horizontais ajustáveis também são grandes superfícies que podem levar a severos eventos de vibração em vôo, se procedimentos adequados e limites especificados de folga não estiverem previstos para o atuador do estabilizador e seus rolamentos de articulação durante a manutenção programada de uma aeronave.

**Palavras-chave:** backlash, free-play, comando de vôo, medição, folga

**Área do Conhecimento:** Engenharia

### Introdução

A especificação de limites operacionais de *backlash* (folga) para as superfícies de comando de vôo e procedimentos associados de inspeção periódica visando garantir estes limites tem sido uma longa prática nas certificações aeronáuticas. Dados históricos com incidentes de vibração em vôo indicam que deve haver uma maior necessidade de concentrar a atenção sobre o aspecto cumprimento dos requisitos aeronáuticos da AC 25.629-1A (ADVISORY CIRCULAR).

Os eventos de vibração em serviço que surgem a partir de folga excessiva, são vibrações na qual o aumento de amplitude deve ser limitada pelo controle de *backlash* nas superfícies de comando de vôo. É na verdade um tipo de vibração denominada *flutter*, que é um fenômeno dinâmico, de instabilidade, que ocorre a partir de uma velocidade específica, chamada velocidade de flutter, que depende de três forças: aerodinâmica, elástica e inercial. Mesmo no seu estado de amplitude limitada, a vibração pode causar desgaste prematuro, fadiga, e outros danos seja nas articulações da superfície de comando de vôo, bem como nos pontos de rótulas dos seus atuadores. Estas vibrações podem evoluir para que ocorra uma instabilidade dinâmica, onde o aumento da amplitude de vibração pode causar um evento catastrófico em vôo, em que a folga aumenta de certo nível que é difícil prever em análises teóricas, o que deve ser evitado controlando os valores de *backlash* dentro dos limites estabelecidos.

Com as mudanças de tecnologias as superfícies de comando de vôo com pequenas abas estão sendo substituídas por superfícies comandadas por atuadores, sendo desta forma imprescindível o controle de *backlash* sobre estas superfícies, uma vez que as mesmas tem um

potencial maior á vibrar com uma amplitude significativa. Os estabilizadores horizontais ajustáveis também são grandes superfícies que podem levar a severos eventos de vibração em vôo, se procedimentos adequados e limites especificados de folga não estiverem previstos para o atuador do estabilizador e seus rolamentos de pivotamento durante a manutenção programada de uma aeronave. Historicamente os limites de backlash da norma MIL-A-8870C (*MILITARY SPECIFICATION*) proporciona as condições de forma conservadora de uma vibração e a aceitação destes valores como limites de certificação. Podem ser aceitos limites maiores que os definidos na norma MIL, quando baseados em experiências de serviço ou ensaio em vôo.

Atualmente esta metodologia é aplicada nas empresas da área aeronáutica, obtendo-se resultados satisfatórios com a medição e controle dos valores de *backlash* nas superfícies de comando de vôo das aeronaves de sua frota dentro dos limites estabelecidos da norma MIL-A-8870C.

### Metodologia

O método de medição de *backlash* em estudo consiste na aplicação de diferentes cargas em tração e compressão na superfície de um estabilizador horizontal e verificação do deslocamento da superfície, convertendo estes deslocamentos para valores de *backlash* em ângulo da superfície.

Conforme mostrado na Tabela 1, existem diferentes limites para cada tipo de superfícies de controle e o limite estabelecido para uma superfície totalmente móvel, como é o caso de um estabilizador horizontal ajustável é de 0,034° grau s de superfície.

<b>Limites de <i>Backlash</i> para Superfícies de Comando de Vôo - norma MIL-A-8870C</b>
Para superfícies de comando de vôo de bordo de fuga que se estende para a ponta da asa a 75% de envergadura, o <i>backlash</i> total não deve ser maior que 0,13°.
Para superfícies de comando de vôo de bordo de fuga que se estende para a ponta da asa a 50% de envergadura, o <i>backlash</i> total não deve ser maior que 0,13°.
Para superfícies de comando de vôo de bordo de fuga que se estende para a raiz da asa a 50% de envergadura, o <i>backlash</i> total não deve ser maior que 1,15°.
Para superfícies de comando de vôo totalmente móvel, o <i>backlash</i> total não deve ser maior que 0,034°.

Tabela 1- Limites Backlash MIL-A-8870C

Durante a medição de um backlash de superfície de comando de vôo deve-se ter uma área isolada e livre de movimentação de pessoas, evitando que movimentos da superfície a ser medida ou da própria aeronave contribuam para erros durante o processo de medição.

Primeiramente para obtermos os valores de carga aplicada tanto em tração, como em compressão utilizaremos um dinamômetro com escala compatível com a carga aplicada, instalado na superfície de controle, com o objetivo de medir os valores de carga pré-estabelecidos para o teste.

A determinação de deslocamento da superfície em função da carga aplicada pode ser medida com um relógio comparador com escala em milésimo de milímetro, fixo na estrutura primária da fuselagem da aeronave apoiado na superfície a ser medida visando medição dos deslocamentos relativos.

Com o início do teste após zerarmos as indicações do relógio comparador e do dinamômetro, as aplicações de carga de tração e compressão devem ser executadas de forma lenta e uniforme, evitando a execução de um novo teste.

Durante a execução do teste deve-se evitar apoiar-se sobre a superfície a ser medida, bem evitar movimentos bruscos que possam modificar a posição inicial do relógio comparador e do dinamômetro.

Conforme mostrado na Figura 1, a fixação do dinamômetro e do relógio comparador deve ser o mais rígido possível para que uma indesejável folga na sua fixação gere erro de leitura durante o teste.

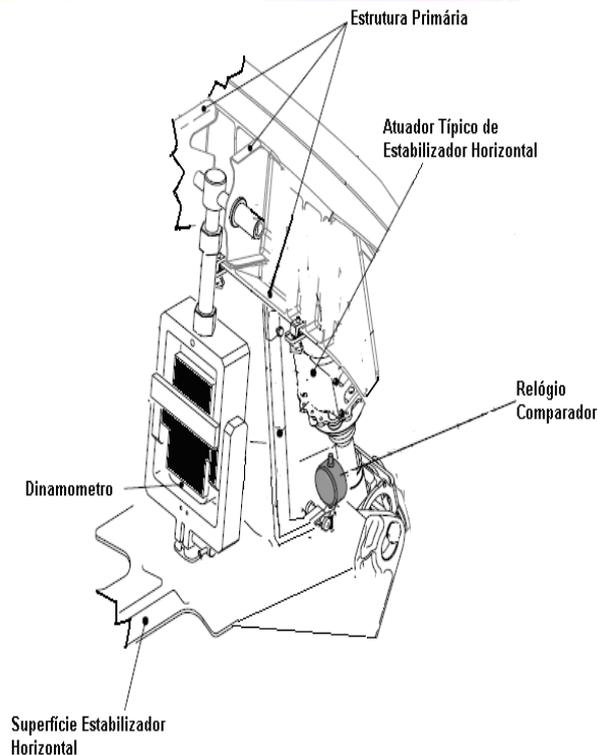


Figura 1- Medição típica de *backlash* estabilizador horizontal

### Procedimento de Medição

Por meio de ensaios e levando em consideração o tamanho da superfície a ser medida, bem como as tolerâncias geométricas das fixações dos atuadores, rótulas de articulação, definem-se as cargas a serem aplicadas durante o teste e as mesmas devem ser aplicadas de forma alternada no sentido de compressão e tração do atuador do estabilizador horizontal com o objetivo de atenuar o efeito da histerese durante os ciclos de medição.

Considerando o tamanho da superfície a ser medida, o ponto de aplicação de carga, a distância dos seus pontos de articulação, transforma-se o limite de *backlash* a ser medido de graus para deslocamentos em milímetros criando uma relação entre o deslocamento medido e o ângulo limite da superfície que está sendo medida.

Tendo os dados a serem medidos e os dispositivos de medição instalados entre a fuselagem da aeronave e a superfícies de comando, com o relógio comparador zerado executa-se aplicação de pelo menos quatro cargas diferentes de forma gradual, uniforme em tração e compressão, anotando-se esta relação carga X deslocamento num gráfico de medição de backlash, conforme modelo da Figura 2. Esta medição deve ser feita pelo menos três vezes, tendo no final três ciclos de medição para a superfície em questão.

Para apresentar os valores de carga no gráfico deve ser convencionada carga para baixo (tração) com valores negativos e cargas para cima (compressão) com valores positivos.

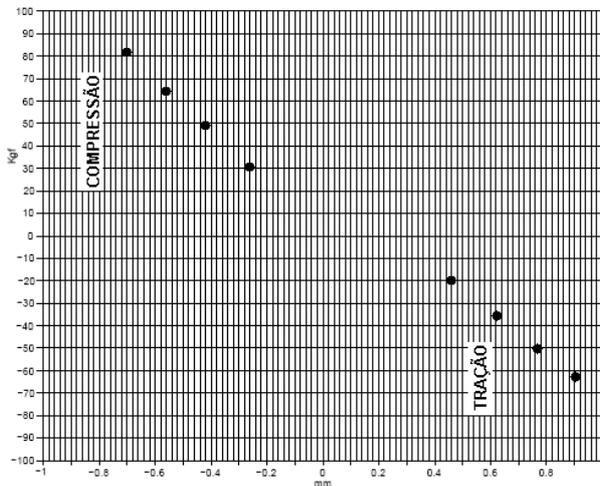


Figura 2- Gráfico Carga X Deslocamento.

Com os dados apresentados no gráfico da Figura 2, devem ser extrapoladas as retas formadas até as mesmas atingirem a posição zero (0) Kgf no gráfico, determinando o deslocamento atingido em cada um dos três ciclos de medição executados. Considere o valor *backlash* como sendo o maior deslocamento obtido dos três ciclos medidos, conforme mostrado na Figura 3.

Caso os resultados finais da medição fiquem maiores que o limite especificado, antes de tomar alguma medida corretiva, deve-se verificar algum fator externo que possa estar contribuindo para um erro de medição, como por exemplo, folga na fixação do relógio comparador na estrutura.

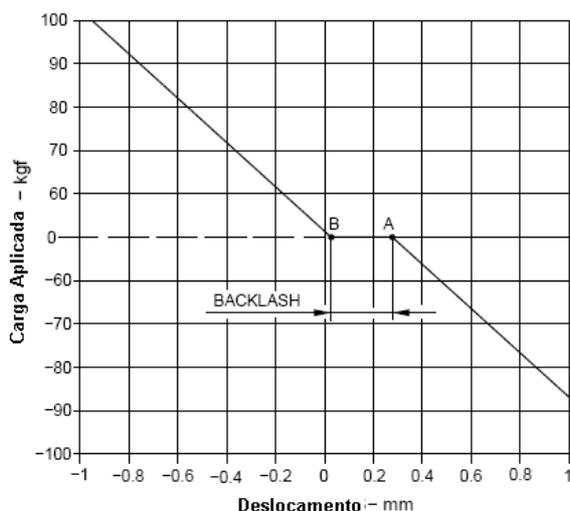


Figura 3- Exemplo de Gráfico de Verificação de *backlash*.

## Discussão

Considerando o valor limite estabelecido ter sido estipulado pela norma MIL-A8870C, que apresenta valores bem conservativos de *backlash* para superfícies de comando de vôo, é possível durante a certificação da aeronave que sejam ensaiados valores limites diferentes do estabelecido pela referida norma, tendo um sistema com uma vida útil maior e uma manutenção continuada mais robusta.

## Conclusão

Este método de medição apresenta um procedimento simples de medição de *backlash* de superfície de estabilizador horizontal, onde é possível atender aos requisitos de órgãos de homologação aeronáutica.

O princípio utilizado nesta medição pode ser aplicado na medição de *backlash* de qualquer superfície de comando de vôo, como por exemplo, ailerons, profundores e leme de direção.

Como proposta de melhoria do método apresentado, este sistema de medição pode ser aprimorado com a utilização de células de cargas para aquisição dos dados com maior precisão, sendo possível até mesmo uma medição com coleta de dados de forma automatizada, bem como a geração dos gráficos e resultados finais.

Atualmente a utilização de células de cargas está sendo desenvolvido por um time multidisciplinar no qual o autor participa ativamente.

## Agradecimentos

Gostaria de apresentar os seguintes agradecimentos por este trabalho:

- Primeiramente a Deus por permitir este momento único e a oportunidade de demonstrar os meus conhecimentos adquiridos.
- Ao Engenheiro Paulo Parra pelas orientações iniciais, apoio e incentivos a este trabalho.
- A minha esposa Elaine Nascimento pelo apoio incansável a este trabalho.
- Aos meus pais, especialmente a minha mãe Ceci Pinto pelo estímulo contínuo a minha formação acadêmica.

## Referências

- M. D. Conner, D. M. Tang, E. H. Dowell, and L.N. Virgin, Nonlinear behavior of a typical airfoil

section with control surface freeplay: A numerical and experimental study. Journal of Fluids and Structures, 89-109, 1997

- D. Tang, E. H. Dowell, and L. N. Virgin 1997 Limit Cycle of an airfoil with a control surface. Journal of Fluids and Structures, 839-858, 1998

- Greg Schneider and Todd Martin, ANM-115. Policy for Certification and Continued Airworthiness of Unbalanced and Mass-Balanced Control Surfaces . Federal Aviation Administration ANM-05-115-019, 2007

- E. H. Dowell, H. E. Curtiss, R. H. Scanlan, and F. Sisto, A modern course in Aeroelasticity, Sisto and Noordhoff, 2.ª edition, 1992

- AC 25.629-1A Aeroelastic Stability Substantiation of Transport Category Airplanes – Federal Aviation Administration -  
<[http://www.airweb.faa.gov/Regulatory\\_and\\_Guidance\\_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/](http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/)>. Acesso em 25 Jan. 2008

- Federal Aviation Administration, Transport Airplane Directorate Memorandum No. 00-115-17 - Free-play limits and inspection procedures for flutter prevention, 2000

-MIL-A-8870C, Military Specification, Airplane Strength and Rigidity Vibration, Flutter, and Divergence, 1993