

# Critério para Diminuição do Nível de Excitação no Teste de Vibração Senoidal do Satélite

Roberto Alfredo Marino<sup>1</sup>, Walter Abraão dos Santos<sup>2</sup>  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos/SP – Brasil

**Resumo** – A modalidade de teste pode ser considerada como o principal método de verificação em programas espaciais. Em particular, testes de vibração no nível de sistema tem grande efetividade na detecção de defeitos que não foram detectados em estágios anteriores de montagem e integração. Durante o teste de vibração senoidal do satélite é necessário reduzir o nível de excitação nas frequências principais do satélite para evitar que o subsistema estrutura seja submetido a condições de carga mais severas do que aquelas esperadas durante o lançamento, em resumo, evitar o sobre teste. Essa prática de redução do nível de excitação, em determinadas frequências, é denominada de *notching*. Não há uma abordagem única para a definição do *notching* adotada pelas diferentes agências espaciais. Este trabalho tem como objetivo apresentar o critério de *notching* que foi aplicado com sucesso no teste de vibração senoidal do modelo de voo do satélite CBERS 04A.

**Palavras-Chave** – Satélite, Teste, *Notching*.

## I. INTRODUÇÃO

O processo de verificação garante através dos métodos de teste, análise, inspeção e demonstração, que todos os requisitos impostos a um sistema espacial, durante as diversas fases do ciclo de vida, sejam atendidos. O processo se aplica de forma equivalente tanto para os componentes de hardware do sistema quanto para os componentes de software. O programa de verificação realizado para a primeira unidade de voo do sistema continua válido para as unidades de voo subsequentes, desde que não ocorram mudanças de projeto [1].

O teste pode ser considerado como o principal método de verificação já que permite uma maior representatividade das condições reais do sistema, que muitas vezes não podem ser simuladas adequadamente pelas atividades de análise. No caso em que um teste não possa ser realizado com a representatividade adequada, então deverá ser complementado ou substituído por uma análise [2].

Também cabe observar que as atividades de teste representam a maior parcela do custo recorrente na maioria dos programas de satélites, confirmando a preferência por esse método de verificação [3].

A importância do teste no processo de verificação fica muito bem caracterizada no seguinte dizer:

“*Test as you fly and fly as you test*”, ou seja, o teste deve simular as condições de voo, e o voo deve ser realizado em condições já testadas [1].

Dado o exposto acima, fica evidenciada a importância da verificação por teste no processo de desenvolvimento de um satélite. Este trabalho é focado no critério de *notching* utilizado nos testes de vibração senoidal de satélites. Como estudo de caso adotou-se o satélite de sensoriamento remoto CBERS 04A (*China Brazil Earth Resources Satellite*).

## A. O Satélite CBERS 04A

O satélite de sensoriamento remoto CBERS 04A tem a função de produzir imagens da terra utilizadas, principalmente, no controle do desmatamento, monitoramento da agricultura, crescimento urbano e ocupação da terra, entre outras aplicações. A carga útil principal é composta por três câmeras imageadoras com diferentes resoluções, bandas espectrais e campos de visada. O satélite opera numa órbita sol-síncrona de 629 km de altitude e 98 graus de inclinação, tem uma massa total de 1730 kg, 2100 W de geração de potência e estabilização em três eixos.

O satélite foi projetado para suportar os carregamentos estáticos e dinâmicos impostos pelo veículo lançador Longa Marcha CZ-4B e também para atender aos requisitos de rigidez que evitam o acoplamento dinâmico entre o satélite e o lançador durante a fase de lançamento. Essas condições se aplicam diretamente ao projeto e dimensionamento do subsistema estrutura do satélite, que tem como função principal a de prover suporte mecânico e um ambiente dinâmico adequado aos diversos equipamentos que compõem o satélite.

A Tabela I, adaptada de [4], apresenta uma comparação entre os testes dinâmicos tipicamente aplicados em satélites, considerando os aspectos de aplicabilidade, equipamentos sensíveis, faixas de frequência e risco de sobre teste.

TABELA I. COMPARAÇÃO DOS DIFERENTES TIPOS DE TESTES DINÂMICOS DO SATÉLITE

Tipo de Teste	Benefícios Primários	Equipamento Sensível	Faixa de Frequência Típica do Teste	Risco de Sobre Teste
Acústico	Qualificação, Aceitação e <i>Workmanship</i>	Antenas, Refletores, Painéis Solares, e Painéis Levemente Carregados	31,5-10.000 Hz	Baixo a Moderado
Vibração Aleatória	Qualificação, Aceitação e <i>Workmanship</i>	Interfaces, Estrutura Secundária e Instrumentos	20-200 Hz	Moderado
Vibração Senoidal	Qualificação, Aceitação e <i>Workmanship</i>	Interfaces, Estrutura Primária e Secundária e Instrumentos	5-100 Hz	Moderado
Choque (Piro técnicos)	Verificação de Sistemas Atuadores e Teste de Componentes	Sistemas de Separação e Eletrônicos	100-10.000 Hz < 20 ms	Baixo

O plano de desenvolvimento do satélite não demandava a fabricação de um modelo estrutural (SM- *Structural Model*) dedicado para a qualificação do subsistema estrutura. Assim, o modelo de voo do satélite CBERS 04A foi enquadrado na categoria de modelo *proto-flight* (PFM- *Proto-Flight Model*) [2]. Dessa forma, os testes dinâmicos incluindo a vibração acústica de alta frequência e a vibração senoidal de baixa frequência, foram realizados no nível *proto-flight*, considerando um nível intermediário entre aceitação e qualificação. Também foram realizados testes de choque, proveniente dos dispositivos pirotécnicos utilizados nos mecanismos de abertura do painel solar e de antenas.

No caso do CBERS 04A, o teste de vibração randômica não foi incluído no processo de verificação em função de características específicas desse satélite (relação entre massa estrutural e superfície externa), que atribuem ao teste de vibração acústica uma maior severidade e conseqüentemente um maior potencial para a detecção de defeitos, quando comparado com o teste de vibração randômica [4].

## II. TESTE DE VIBRAÇÃO SENOIDAL

O teste de vibração senoidal realizado no nível de sistema do satélite tem grande efetividade na detecção de defeitos que não puderam ser detectados em estágios anteriores de montagem e integração [5].

No caso do CBERS 04A podem ser mencionados os seguintes objetivos principais do teste: a) Verificar se o desempenho do satélite atende às especificações, após a exposição ao ambiente de vibração de baixa frequência, b) verificar se o satélite cumpre com os requisitos de rigidez impostos pelo veículo lançador, c) Verificar que o satélite não apresente problemas de projeto, materiais e mão de obra (*workmanship*). A especificação completa do teste encontra-se em [6].

O teste foi realizado com o satélite fixo na extremidade superior do adaptador cilíndrico através da cinta de separação em “V” (*V-Clamp Band*), na interface definida como plano de separação satélite / lançador, como mostrado na Fig. 1. Os níveis de vibração foram aplicados na interface inferior do adaptador, fixada no dispositivo de vibração denominado de *shaker*. A Figura 2 mostra a configuração do teste na direção longitudinal Z, com o conjunto satélite / adaptador fixo ao expensor da cabeça do *shaker* (*shaker head expander*). Nessa figura pode-se observar também a mesa de deslocamento lateral (*slipping table*) utilizada para os testes nas direções laterais X e Y.

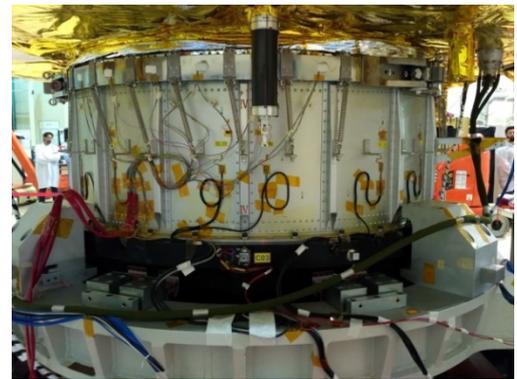


Fig. 1. Detalhe do Adaptador cilíndrico, Cinta de Separação em “V” e Plano de Separação



Fig. 2. Configuração do Teste na Direção Longitudinal

O nível de excitação senoidal definido pelo veículo lançador, o qual considera um envelope de medidas realizadas durante o lançamento de satélites com características similares, é apresentado na Fig. 3 [7]. A utilização do envelope, por natureza, introduz uma abordagem conservativa no processo de verificação [8].

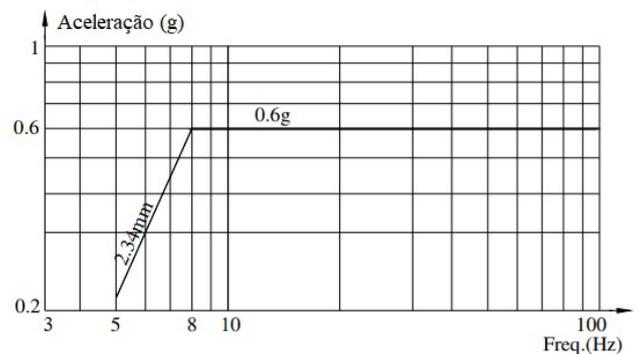


Fig. 3. Vibração Senoidal, Nível de Voo, Definido pelo Lançador CZ 4B para o CBERS 04A

O teste do CBERS 04A foi realizado no nível *proto-flight* de 0.75g.

### A. O Problema do Sobre Teste

Mesmo que o satélite cumpra com os requisitos de rigidez já mencionados, que evitam o acoplamento dinâmico com o lançador, baixos níveis de aceleração aplicados pelo *shaker* nas frequências dos modos principais do satélite provocam sua ressonância, o que leva a elevados níveis de resposta de aceleração, que de fato não ocorreriam durante o lançamento. Essa condição de sobre teste tem potencial para provocar falhas catastróficas na estrutura principal do satélite, e pode ser explicada principalmente pela maior impedância mecânica da montagem no *shaker*, quando comparada com a montagem no veículo lançador [9, 10, 11]. A utilização de envelopes conservativos para a especificação dos níveis de excitação contribui para o agravamento do problema.

O sobre teste do satélite pode ser evitado reduzindo-se o nível de excitação nas frequências de ressonância [4, 9, 11]. Esta prática é denominada de *notching* e constitui um dos principais desafios durante os testes de vibração. As principais abordagens e características de *notching* adotadas pelas agências espaciais são:

a) Limitação de Resposta: redução do nível de aceleração de entrada de forma a manter o nível monitorado de resposta dentro de um limite especificado. Depende de dados obtidos através de análise acoplada satélite / lançador utilizando modelos de elementos finitos (FEM - *Finite Element Model*). Portanto o papel do teste como uma verificação independente fica comprometido. [4, 8].

b) Limitação de Força: redução das forças de reação na interface com o *shaker*, de forma a não exceder os níveis esperados durante o voo. São necessários transdutores de força montados na interface com o *shaker* e especificação dos níveis de entrada em termos de aceleração e força [4, 8, 12].

c) Manual ou Pré-programado: o perfil do *notching* é pré-programado na curva de excitação de entrada do *shaker* [11], utilizado no caso de problemas de controle do *shaker* ou como segurança no caso de falha do *notching* automático.

Cabe salientar que não existe uma metodologia de *notching* padrão ou universalmente aceita, podendo a escolha depender das circunstâncias específicas dos projetos. Diferentes metodologias e critérios podem ser combinados num único teste.

### III. DEFINIÇÃO DO CRITÉRIO DE NOTCHING

O critério de *notching* utilizado no teste de vibração senoidal do satélite CBERS 04A pode ser definido da seguinte forma:

“As cargas de reação no plano de separação deverão ser limitadas àquelas correspondentes às cargas quase estáticas (*Quasi-Static Loads* - QSL) longitudinais e laterais aplicadas simultaneamente no centro de gravidade do satélite”.

As cargas QSL resultam da combinação de cargas estáticas e cargas dinâmicas de baixa frequência, num carregamento equivalente, normalmente especificado com acelerações atuantes no centro de gravidade do satélite, utilizado para fins de projeto [4]. Essas cargas são especificadas pelo veículo lançador e são utilizadas para o projeto e dimensionamento da estrutura principal do satélite. As cargas QSL definidas pelo lançador LM CZ4B para o satélite CBERS 04A são apresentadas na Tabela II [7].

TABELA II. CARGAS QUASE ESTÁTICAS (QSL), NÍVEL DE VOO (g)

Fase do Voo	Fatores de Carga Longitudinais			Fatores de Carga Transversais		
	Est.	Din.	Comb.	Est.	Din.	Comb.
Buffeting transônico e máxima pressão dinâmica	-1.9	±0.6	-2.5/ -1.3	0.6	1.0	1.6
Transiente logo antes do desligamento do motor do 1 <sup>o</sup> estágio	-5.2	±0.6	-5.8/ -4.6	0.4	0.6	1.0
Transiente logo antes do desligamento do motor do 1 <sup>o</sup> estágio e separação do 1 <sup>o</sup> /2 <sup>o</sup> estágios	-0.1	±3.0	-3.1/ +2.9	0.4	0.6	1.0
Transiente logo antes do desligamento do motor principal do 2 <sup>o</sup> estágio	-3.8	±0.6	-4.4/ -3.2	0.6	0.6	1.2

Conforme especificado pelo lançador, as cargas longitudinais e laterais correspondentes devem ser aplicadas simultaneamente, e o sinal negativo na carga longitudinal indica compressão no satélite.

No caso do CBERS 04A, o carregamento de  $-5.8 \text{ g long.} + 1.0 \text{ g lat.}$  é o de maior criticidade do ponto de vista de forças de reação no plano de separação, e foi multiplicado pelo fator de 1.25 para obter o nível *proto-flight*.

Os parâmetros relacionados com o critério de *notching* definido anteriormente são mostrados na Fig. 3.

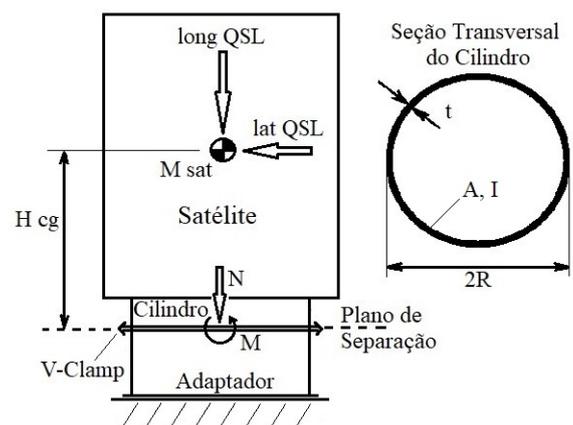


Fig. 3. Parâmetros do Critério de Notching

Os parâmetros apresentados na Fig. 3 são definidos na Tabela III.

TABELA III DEFINIÇÃO DOS PARÂMETROS

Parâmetro	Definição	Grandeza
g	Aceleração da gravidade	(9.81m/s <sup>2</sup> )
long QSL	Aceleração longitudinal	g
lat QSL	Aceleração lateral	g
Msat	Massa do satélite	kg
Hcg	Altura do centro de gravidade do satélite a partir do plano de separação	m
N	Força longitudinal	N
M	Momento fletor	N m
R	Raio externo do cilindro do satélite	m
t	Espessura da parede do cilindro	m
A	Área da seção transversal do cilindro	m <sup>2</sup>
I	Momento de inércia da seção Transversal do cilindro	m <sup>4</sup>

Considerando a configuração apresentada na Fig. 1, a tensão no cilindro na região do plano de separação pode ser calculada da seguinte forma:

$$\sigma = \frac{N}{A} + M \frac{R}{I} \quad (1)$$

Onde:

$$N = Msat \cdot longQSL \quad (2)$$

$$M = Msat \cdot latQSL \cdot Hcg \quad (3)$$

No caso de um cilindro de parede fina [13]:

$$A = 2\pi R t \quad (4)$$

$$I = \pi R^3 t \quad (5)$$

Assim:

$$\sigma = \frac{N}{2\pi R t} + \frac{M}{\pi R^2 t} \quad (6)$$

O fluxo de carga pode ser obtido multiplicando-se a tensão pela espessura da parede do cilindro:

$$\varphi = \sigma t \quad (7)$$

$$\varphi = \frac{N}{2\pi R} + \frac{M}{\pi R^2} \quad (8)$$

Dessa forma, o fluxo de carga  $\varphi$  atuante no cilindro do satélite na região do plano de separação, pode ser calculado através de (8), e foi utilizado para a definição dos níveis de *notching* durante os primeiros modos de vibração longitudinal e laterais do satélite, evitando assim o sobre teste da estrutura principal do mesmo.

#### A. Calibração dos Extensômetros (Strain Gages)

Nos testes do CBERS 04A foi utilizado o *notching* automático, com o sistema de controle do *shaker*

realimentado pelos níveis de resposta de extensômetros uniaxiais instalados no cilindro adaptador, como mostra a Fig. 4. Para isto, o nível de *notching* definido em termos de fluxo de carga  $\varphi$  foi correlacionado com valores de micro deformação ( $\mu\epsilon$ ) dos extensômetros, através de um *sine dwell* realizado nas direções longitudinal e laterais de teste.

O *sine dwell* consiste de uma aceleração aplicada pelo *shaker* numa frequência menor do que 1/3 da frequência do menor modo de vibração do satélite, de modo a evitar a amplificação dos níveis de entrada, induzindo assim um carregamento quase estático [4, 9].

Para o CBERS 04A foi especificado um *sine dwell* de 0.6 g na frequência de 5 Hz, com aproximadamente 10 ciclos de duração. Esse processo de calibração permitiu selecionar os extensômetros e os valores correspondentes de micro deformação utilizados para o *notching*.

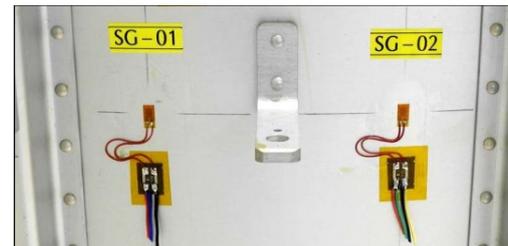


Fig. 4. Extensômetros de Controle de *Notching*

#### IV. RESULTADOS DOS TESTES

A análise completa dos resultados do teste de vibração senoidal do modelo de voo do CBERS 04A encontra-se em [14]. A seguir são apresentados os principais resultados obtidos com a utilização do critério de *notching* apresentado.

##### A. Direção X

O *notching* foi controlado através da resposta de um dos extensômetros instalados no cilindro adaptador, no valor de máximo de 285.10  $\mu\epsilon$ , conforme mostrado na Fig. 5.

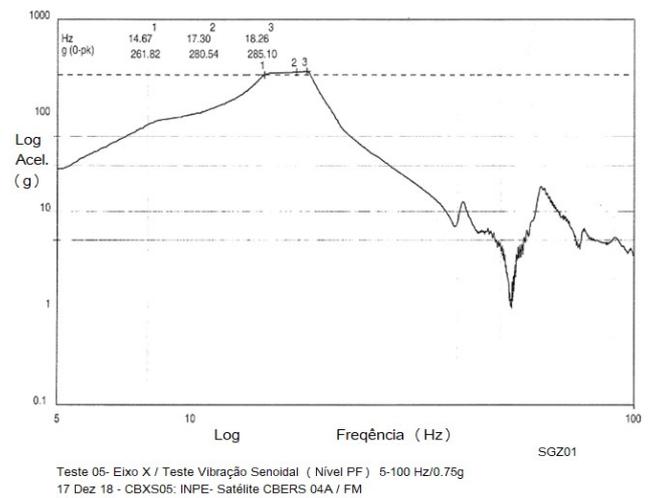


Fig. 5. Resposta no Extensômetro de controle de *Notching*, Direção X

A Figura 6 mostra o nível de excitação aplicado pelo *shaker*. Pode-se observar o *notching* automático na frequência de 16.39 Hz, correspondente ao primeiro modo lateral do satélite na direção X. O nível de entrada foi reduzido automaticamente de 0.75 g para 0.16 g.

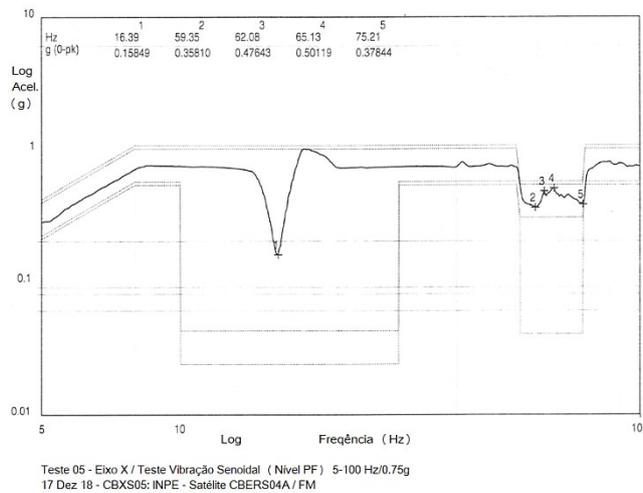


Fig. 6. Nível de Excitação Aplicado pelo *Shaker*, Direção X

### B. Direção Y

O *notching* foi controlado por um dos extensômetros instalado no adaptador cilíndrico, no valor máximo de 291.07  $\mu\epsilon$ , conforme mostrado na Fig. 7.

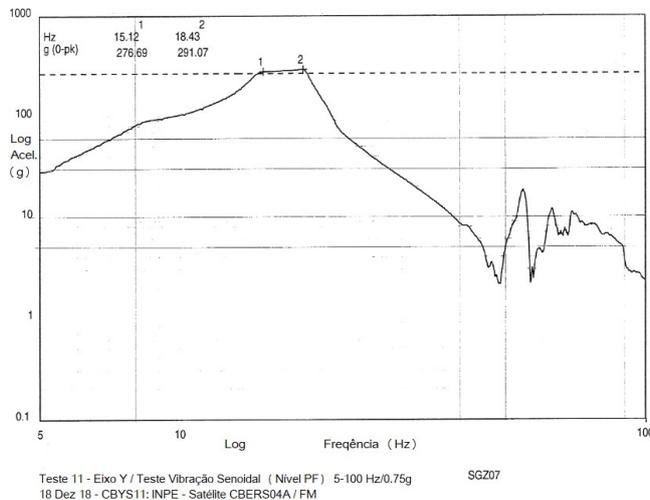


Fig. 7. Resposta no Extensômetro de controle de *Notching*, Direção Y

A Figura 8 mostra o nível de excitação aplicado pelo *shaker*. Pode-se observar o *notching* automático na frequência de 16.35 Hz, correspondente ao primeiro modo lateral do satélite na direção Y. O nível de entrada foi reduzido automaticamente de 0.75 g para 0.16 g.

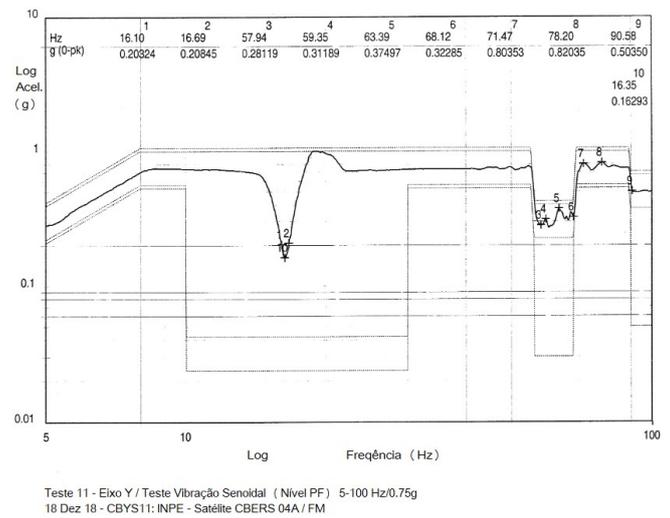


Fig. 8. Nível de Excitação Aplicado pelo *Shaker*, Direção Y

### C. Direção Z

O teste nesta direção longitudinal é menos crítico do ponto de vista das cargas no plano de separação. O limite de micro deformação nos extensômetros de controle não foi atingido, portanto não houve necessidade do *notching*. O nível de excitação aplicado pelo *shaker* é apresentado na Fig. 9.

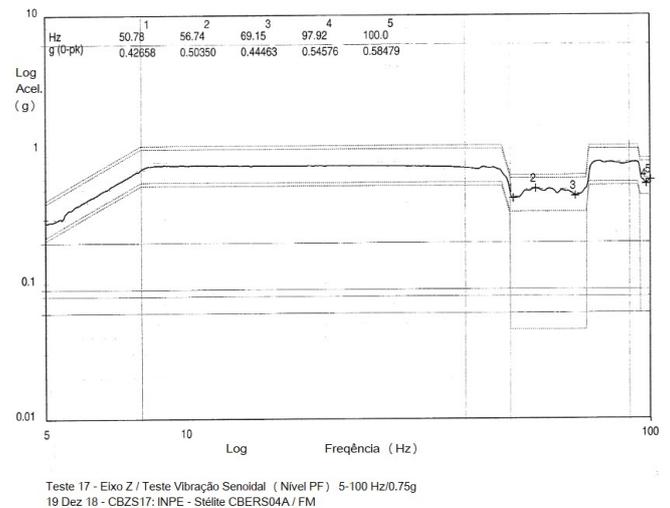


Fig. 9. Nível de Excitação Aplicado pelo *Shaker*, Direção Z

A frequência do primeiro modo longitudinal do satélite é 53 Hz. Na Figura 8 pode-se observar um *notching* pré-programado na faixa de frequência de 50 – 73 Hz, que foi realizado para evitar o sobre teste em equipamentos do satélite, e não está relacionado com o critério de *notching* para evitar o sobre teste no subsistema estrutura, abordado neste trabalho. Também foi utilizado *notching* pré-programado para proteção de equipamentos, nas direções X e Y do teste, em faixas de frequência acima de 50 Hz, como pode ser observado na Fig. 6 e Fig. 8.

## V. CONCLUSÃO

O teste de vibração senoidal do modelo de voo do satélite CBERS 04A foi realizado com sucesso no período de 15 a 19 de dezembro de 2018 no laboratório de integração e testes do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, cumprindo com os objetivos previstos. A utilização do critério de *notching* apresentado neste trabalho evitou o sobre teste, protegendo a estrutura primária do satélite de uma possível falha catastrófica.

O *notching* dos primeiros modos nas direções laterais do satélite foi realizado automaticamente dentro dos valores e tolerâncias especificados. A condição de teste na direção longitudinal se mostrou menos severa do que na lateral, do ponto de vista de esforços no plano de separação, e assim, não houve a necessidade de *notching* no primeiro modo longitudinal. A utilização de extensômetros juntamente com a calibração por meio do *sine dwell* se mostrou confiável e de fácil execução. Os níveis de *notching* aplicados foram aprovados pelos representantes da agência lançadora.

O critério de *notching* apresentado é independente de resultados de análise acoplada satélite / lançador realizada com modelos FEM e se mostra como uma opção viável que poderá ser aplicada em diferentes projetos de satélites. Entende-se que é fundamental que as metodologias e critérios de *notching* sejam acordados pelas partes interessadas e que fiquem definidos com antecedência no documento de especificação do teste.

O CBERS 04A foi lançado com sucesso em dezembro de 2019 e continua em operação normal até a presente data.

## AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao INPE por possibilitar o desenvolvimento deste trabalho.

## REFERÊNCIAS

- [1] “NASA Systems Engineering Handbook”, NASA SP-2016-6105, Dec. 2007.
- [2] “Space Engineering - Verification Guidelines”, ECSS-E-HB-10-02A, Dec. 2010.
- [3] W. F. Tosney, S. Pavlica, “Satellite Verification Planning: Best Practices and Pitfalls related to Testing”, Proceedings of the 5<sup>th</sup> International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, Noordwijk, The Netherlands, June 2004, p. 243-249.
- [4] “Spacecraft Dynamic Environments Testing”, NASA-HDBK-7008, Jun. 2014.
- [5] R. A. Marino, S. Manea, “Effectiveness of Acceptance Vibration Test on Satellite Verification Process”, Anais do 120 WETE (Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais), Nov. 2021. Disponível em: <http://mtcm16d.sid.inpe.br/ibi/8JMKD3MGPDW34R/45QFU4E?ibiurl.backgroundlanguage=pt-BR>
- [6] R. A. Marino, “CBERS 04A Satellite Acceptance Dynamic Test Specification”, RB-TES-0042/00(04A), Dec. 2018.
- [7] “Long March 4 User’s Manual”, China Great Wall Industry Corp. – CGWIC / Shanghai Academy of Spaceflight Technology - SAST, 2015.
- [8] T. D. Scharton, “Force Limited Vibration Testing Monograph”, NASA Reference Publication RP-1403, May 1997.

- [9] J. J. Wijker, “Spacecraft Structures”, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008.
- [10] “Force Limited Vibration Testing”, NASA-HDBK-7004C, Nov. 2012.
- [11] “Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook”, ECSS-E-HB-32-26A, Feb. 2013.
- [12] J. Sykes, P. Eccleston, B. Laine, I. Ngan, J.C. Salvignol, “Qualification of the JWST MIRI Instrument using Force Limited Vibration”, Proceedings of the 12th European Conference on Space Structures, Materials & Environmental Testing, Noordwijk, The Netherlands, Mar. 2012.
- [13] Roark, R. J., Young, W. C., ROARK’S Formulas for Stress & Strain, 6<sup>th</sup> Edition, McGraw-Hill International Editions, 1989.
- [14] R. A. Marino, X. Gao, “Flight Model FM 04A Dynamic Test Data Analysis”, RB-TRP-1567/00(04A), Feb. 2019.