

CALIBRAÇÃO DE UM CONJUNTO DE GIROS EM CONFIGURAÇÃO TETRAÉDRICA PARA DETERMINAÇÃO DE ATITUDE.

Rafael Henrique de Siqueira
rafael_controle_automacao@yahoo.com.br

Hélio Koiti Kuga
hkk@mail.dem.inpe.br

Valdemir Carrara
val@dem.inpe.br

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Av dos Astronautas, 1758, Jd. Granja – CEP: 12227-010 - São José dos Campos – SP – Brasil

Élcio Jerônimo de Oliveira
elcioejo@iae.cta.br

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias – CEP: 12228-904 - São José dos Campos - SP - Brasil

Resumo: *Este trabalho apresenta a calibração de um conjunto composto por quatro giroscópios de fibra óptica em uma configuração tetraédrica. Neste trabalho, a calibração é realizada com uma mesa rotativa de 3-eixos, cobrindo a faixa de trabalho dos giroscópios escolhidos. Uma análise que aborda tanto o erro acumulado da determinação de atitude com os giros calibrados e não-calibrados são mostrados. Os procedimentos de calibração desenvolvidos neste trabalho poderão ser usados em testes com uma geometria tetraédrica da unidade FOG (Fiber Optics Gyros) que tem potencial de utilização para as próximas missões brasileiras.*

Keywords: *Giroscópio, Atitude,*

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho mostra a calibração em solo de um conjunto compostos por quatro giroscópios de fibra óptica em uma configuração tetraédrica, para uso em sistemas embarcados de determinação de atitude. Giroscópios são usados principalmente em Sistemas de Controle de Atitude (Wertz, 1978) de satélites artificiais quando os requisitos de alta precisão estão presentes. Isso também evita a necessidade de um modelo de torque preciso (incluindo perturbações e controle de torques), como as equações dinâmicas de Euler descritas por simples equações cinemáticas. Se uma boa calibração em solo é realizada de antemão, espera-se que a determinação de atitude devido ao desempenho giroscópio seja quase ótimo. Por outro lado, a configuração tetraédrica dos giroscópios representa um bom compromisso entre custo e redundância, onde a falha de um único eixo é tratável em tal configuração.

Neste trabalho, a calibração é realizada utilizando uma mesa giratória de 3 Eixos de grande precisão, cobrindo a faixa de trabalho dos giroscópios escolhidos. A mesa foi orientada de modo a compensar a rotação da Terra em seu eixo interior, assim o Bias pode ser estimado com precisão para cada giroscópio individualmente. A linearidade também pode ser estimada com este arranjo, por comparação das saídas dos giroscópio com o comando de velocidade no gimbal interior. Para o teste de determinação de atitude, o mesmo prato giratório é excitado de modo que o seu movimento represente o movimento de atitude de um satélite. Um caso representativo de uma missão geo-apontada em LEO (“Low Earth Orbit”), com um período de cerca de 100 minutos é comandado.

Uma análise que aborda tanto o erro acumulado da determinação de atitude com os giros calibrados e não-calibrados são mostrados. Os procedimentos de calibração desenvolvidos neste trabalho poderão ser usados em testes com uma geometria tetraédrica da unidade FOG (“Fiber Optics Gyros”) que tem potencial de utilização para as próximas missões brasileiras.

2. Descrição da configuração experimental

Uma mesa giratoria de 3-eixos, modelo Contraves 53M2/30H, com capacidade de comando de posição angular e velocidades foi usada para gerar precisamente a maioria dos dados. Ele é alimentado por um *No-Break* muito estável juntamente com um equipamento de alimentação controlada. A mesa também é isolada contra vibração local, sua montagem e fixações estão sobre um bloco sísmico

A tabela 1 abaixo mostra as características da mesa, e A Fig. 1 mostra o conjunto de giroscópio ligado à mesa de carga útil do eixo interior. À esquerda, os giroscópios estão em sua posição normal e à direita os giroscópios estão de cabeça para baixo, ou seja, de 180° de rotação do eixo intermediário.

Tabela 1 – Características da MESA 3-Eixos - CONTRAVES 53M-2/30H

Type	External Axis	Intermediate Axis	Internal Axis
Maximum Axis Rate	500 °/s	750 °/s	1000 °/s
Inertia	Maximum 115 ft-lb-s ²	Maximum 25 ft-lb-s ²	Maximum 3 ft-lb-s ²
Peak Torque	600 ft-lbs	160 ft-lbs	90 ft-lbs
Continuous Stall Torque	300 ft-lbs	80 ft-lbs	45 ft-lbs
Peak Acceleration	4.8 rad/s ²	6.4 rad/s ²	15 rad/s ²
Position Accuracy	0.2376 arc sec	0.8101 arc sec	0.6346 arc sec

O conjunto de fios e cabos sai da unidade eletrônica do giro com porta de saída RS-485 para cada giroscópio FOG e passa por meio de anéis de deslizamento (“slip-rings”) da mesa para fora.



Figura 1. Plataforma Contraves - Mesa de 3 eixos com compartimento interno a 0° (esquerda) e 180° (direita)

3. Unidade tetraédrica FOG

Com o objetivo de projetar um conjunto de giro com capacidade de detecção de falha, um mínimo de redundância é desejada, e, portanto, 4 giroscópios de fibra óptica são necessários. Um dos sólidos mais adequado é a geometria tetraédrica. Este sólido foi concebido para o alinhamento dos giroscópios e é basicamente de alumínio construído de acordo com a fig. 2.

O conjunto (Lisboa, 2007) é alimentado por 28 Volts estabilizados nominais, e a interface com o PC permite as leituras e arquivamento dos dados do giroscópio. A eletrônica usa um tipo *Sigma-Delta 24bits ADC (Analog Digital Converter)* com taxa de amostragem de 2KHz. Os sinais de giroscópios são disponibilizados através de solicitação do computador de bordo. Os dados dos giroscópios são emitidos através de uma porta RS-485, e, no máximo, taxa de amostragem de 100Hz se sincronicamente solicitado. Um pequeno circuito por meio de um micro-controlador PIC16F873 da Microchip gera a comunicação de todos os dados dos 4 giroscópios com uma interface USB. O software personalizado desenvolvido em LabView (National Instruments) permite que os dados sejam armazenados em formato TDMS (compatível com MSExcel) contendo informação de base de etiquetas de tempo, e as medições do giroscópio. Para esta experiência uma alta taxa de amostragem não é necessário e uma menor taxa foi definida para cada giroscópio.

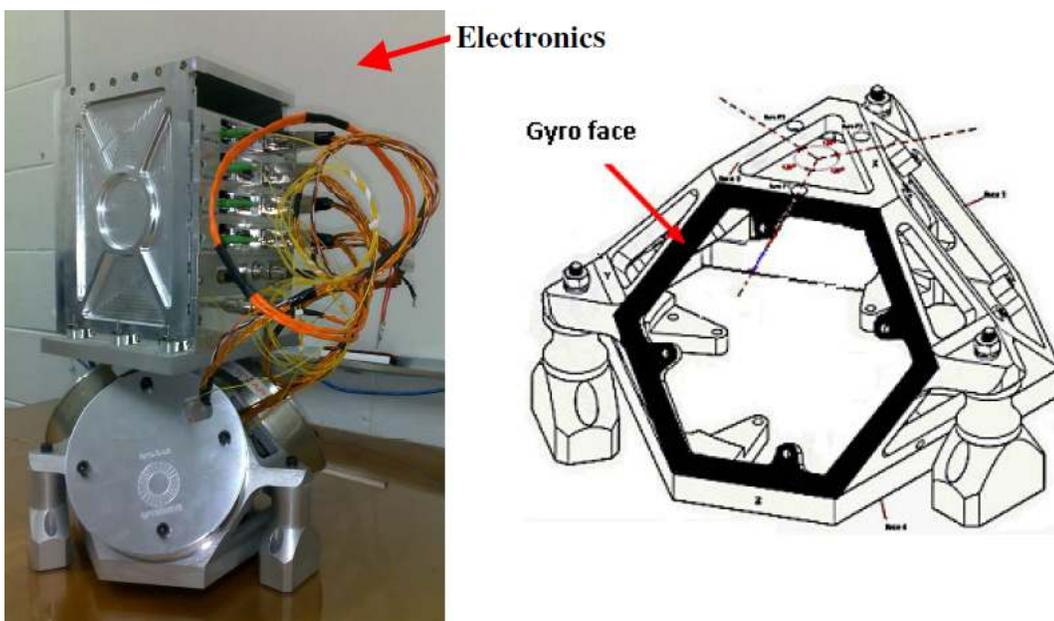


Figura 2. Conjunto de Giros na configuração Tetraédrica

A unidade é um modelo de laboratório (protótipo) e destina-se a caracterização da unidade FOG. Como tal, o experimento aqui tem o objectivo de medir as características de desempenho principais da unidade, proporcionando um retorno de informações valioso para o desenvolvimento, construção e qualificação de modelos de vôo. A Tabela 2 mostra as especificações de fábrica para a unidade entregue.

Tabela 2 – Dados de fábrica dos Giros

Gyro	Model	Scale Factor (V/°/s)	Bias (V)
1	SD02	0.0798	+0.0002
2	SD04	0.0625	-0.0006
3	SD03	0.0905	-0.0004
4	LME02	0.0518	-0.0006

Para se ter uma idéia da importância da calibração, uma rápida olhada na Tabela 2 mostra que um viés (“bias”) de cerca de 0,0001V se traduz em algo em torno de 0,001 °/s para 0,002 °/s ou mais, que acumula um erro entre 6 ° e 12 ° para uma típica órbita LEO de 100 minutos. Um fator de escala preciso pode também superar os problemas de desalinhamento menores.

A geometria do tetraedro em que os giroscópios foram instalados são mostradas na fig. 3. Como tal esses giroscópios em relação ao triedro analítico XYZ (Fig. 3) apresentam um ângulo de separação entre eles de 54,736.

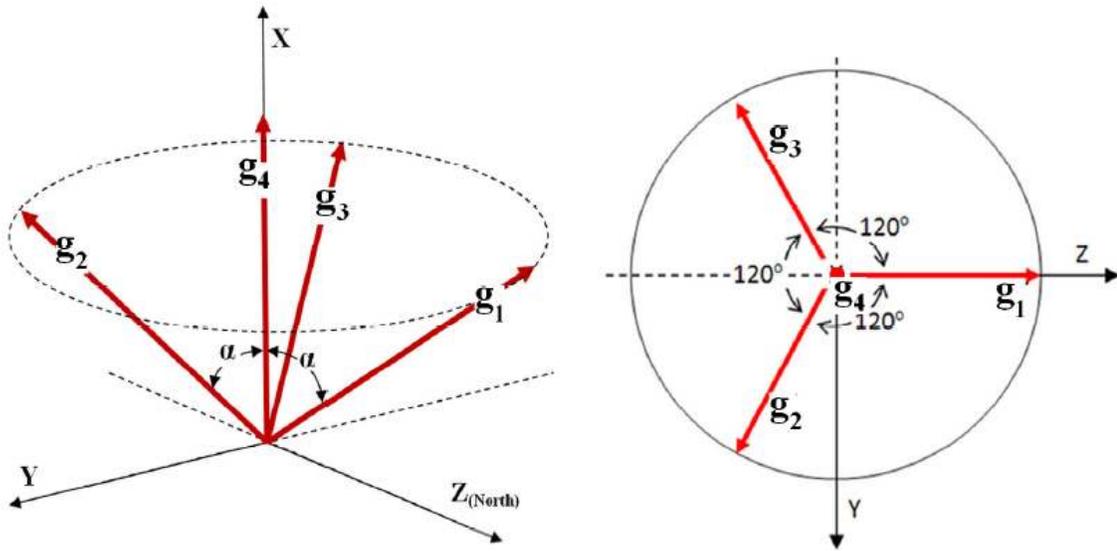


Figure 3 -Orientação dos Eixos - wrt XYZ, $\alpha = 54.736$

4. CALIBRAÇÃO DA UNIDADE FOG

Este procedimento de calibração foi apresentado pela primeira vez em Oliveira et al. (2010), aplicado a uma IMU (Unidade de Medição Inercial), composto de 3 acelerômetros e 4 giroscópios FOG montados tetraedricamente. Como os erros dos giros são traduzidos para o erro acumulado na determinação de atitude de satélites artificiais, atenua-se esses erros por meio da estimativa do *bias*, fatores de escala e desalinhamentos, em solo. Assim, neste ensaio os quatro giroscópios de fibra óptica, arranjado nas faces de um tetraedro são excitados e caracterizados.

A calibração faz uso de uma alta precisão em 2 eixos, excitando cada eixo tipo triedro-analítico de cada vez e estimulando outras condições de eixos acoplados. Os dados coletados são processados pelo procedimento que segue com o objetivo de estimar as principais fontes de erro (desvios (*bias*) individuais, fatores de escala e desalinhamentos da unidade).

De acordo com a Fig. 3, a Eq. (1-2) declara a matriz **H** nominal que se relaciona e projeta as 4 leituras dos giroscópio individuais para os eixos principais XYZ (X apontando para cima, Z para norte):

$$\mathbf{g} = \mathbf{H}\boldsymbol{\omega} \quad \begin{pmatrix} g_1 \\ g_2 \\ g_3 \\ g_4 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1/\sqrt{3} & 0 & \sqrt{6}/3 \\ 1/\sqrt{3} & \sqrt{2}/2 & \sqrt{6}/6 \\ 1/\sqrt{3} & -\sqrt{2}/2 & \sqrt{6}/6 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (1)$$

Se o contrário for necessário usa-se a matriz pseudo-inversa \mathbf{H}^*

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{H}^* \mathbf{g} \quad \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{3}/6 & \sqrt{3}/6 & \sqrt{3}/6 & 1/2 \\ 0 & \sqrt{2}/2 & -\sqrt{2}/2 & 0 \\ -\sqrt{6}/3 & -\sqrt{6}/6 & -\sqrt{6}/6 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} g_1 \\ g_2 \\ g_3 \\ g_4 \end{pmatrix} \quad (2)$$

A qualidade de construção desempenha um papel fundamental em erros decorrentes de desvios. Na unidade construída deve-se estimar tais distorções, ou seja, neste caso, uma correção para o valor nominal da matriz \mathbf{H} . Adicionalmente é desejável obter o melhor fator de escala e estimativas de *bias*, deixando ao usuário a tarefa de lidar com os ruídos remanescentes (random walk, white noise, etc.).

A equação proposta é:

$$\mathbf{Kg} = \tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta} \quad (3)$$

onde \mathbf{K} é uma matriz diagonal dos fatores de escala, \mathbf{g} é o vetor com as saídas de dados brutos dos giroscópio em Volts, \mathbf{b} é o vetor com os *bias*, e $\boldsymbol{\eta}$ é o vetor que representa o ruído restante assumido como gaussiano. Ao se projetar uma seqüência de posições e rotações adequadamente, pode-se estimar tais parâmetros consistentemente. A Tabela 3 mostra uma seqüência de 16 posições / rotações em 2-eixos, que permite a coleta de dados necessários para a estimativa dos parâmetros. Vê-se como, dois-a-dois, a seqüência de rotações sobre a mesa são comandadas.

Tabela 3 – Sequencia de rotação para 2-eixos da mesa ($w=6^\circ/s$; $C=w \cos 30^\circ$, $S=w \sin 30^\circ$)

Sequence	Inner axis	Outer axis	X-axis	Y-axis	Z-axis
1	+w	0°	+w	0	0
2	-w	0°	-w	0	0
3	+w	+180°	+w	0	0
4	-w	+180°	-w	0	0
5	0°	+w	0	+w	0
6	0°	-w	0	-w	0
7	+180°	+w	0	+w	0
8	+180°	-w	0	-w	0
9	+90°	+w	0	0	+w
10	+90°	-w	0	0	-w
11	-90°	+w	0	0	+w
12	-90°	-w	0	0	-w
13	+30°	+w	0	+C	+S
14	+30°	-w	0	-C	-S
15	-30°	+w	0	+C	-S
16	-30°	-w	0	-C	+S

Portanto, subtraindo-os dois-a-dois os efeitos da rotação da terra e os termos de *bias* constantes são eliminados

$$\mathbf{K} \Delta \mathbf{g} = 2\tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\eta}^* \quad (4)$$

Como \mathbf{K} é assumido diagonal com elementos dado por \mathbf{K}_i , $i = 1$, chega-se a:

$$\Delta \mathbf{g} = 2 \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{h}_{ix} / K_i \\ \tilde{h}_{iy} / K_i \\ \tilde{h}_{iz} / K_i \end{bmatrix} + \boldsymbol{\eta}^* \quad (5)$$

Onde $i = 1, \dots, 4$ e h_{ij} , $j = x, y, z$ é o ij -ésimo elemento da matriz \tilde{H} e $(\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)$ assume os valores positivos da Tabela 3 para os dois-a-dois dados das 8 seqüências. A solução de mínimo quadrados para tal sistema é:

$$\begin{bmatrix} \tilde{h}_{ix} / K_i \\ \tilde{h}_{iy} / K_i \\ \tilde{h}_{iz} / K_i \end{bmatrix} = \Omega^\# \Delta \mathbf{g}_i \quad (6)$$

onde $\#$ é a matriz pseudo inversa, Ω e $\Delta \mathbf{g}_i$ são dadas explicitamente por:

$$\Omega = 2 \begin{bmatrix} \omega_x(1) & \omega_y(1) & \omega_z(1) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \omega_x(8) & \omega_y(8) & \omega_z(8) \end{bmatrix}, \quad \Delta \mathbf{g}_i = \begin{bmatrix} g_i(1) - g_i(2) \\ g_i(3) - g_i(4) \\ \vdots \\ g_i(15) - g_i(16) \end{bmatrix} \quad (7)$$

Os números entre parênteses representam as $16/2 = 8$ seqüências dois-a-dois. Para calcular os desalinhamentos e os fatores de escala, a restrição do vetor unitário para cada coluna da matriz H deve ser utilizado:

$$(\tilde{h}_{ix})^2 + (\tilde{h}_{iy})^2 + (\tilde{h}_{iz})^2 = 1 \quad (8)$$

Em seguida os *biases* podem ser obtidos por:

$$\mathbf{K} \mathbf{g} - \tilde{\mathbf{H}} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta} \quad (9)$$

Se o ruído é de média zero com desvios-padrão idênticos, o *bias* \mathbf{b} é simplesmente calculado por:

$$\mathbf{b} = \frac{1}{16} \sum_{i=1}^{16} (\mathbf{K} \mathbf{g} - \tilde{\mathbf{H}} \boldsymbol{\omega}) \quad (10)$$

A rotação da mesa giratória w desaparece quando somados dois a dois, as 16 seqüências. Permanece o efeito de rotação terra $\boldsymbol{\omega} = (\Omega_e \sin \phi, \ 0, \ \Omega_e \cos \phi)$, onde Ω_e é a taxa de rotação da Terra e ϕ é a latitude geodésica da mesa:

$$\mathbf{b} = \left(\frac{1}{16} \sum_{i=1}^{16} \mathbf{K} \mathbf{g} \right) - \tilde{\mathbf{H}} \boldsymbol{\omega} \quad (11)$$

5. Resultados da calibração

A mesa Contraves de precisão foi utilizada para realizar o ensaio de calibração, e a unidade FOG foi fixado ao seu prato interior de acordo com os eixos estabelecidos na Fig. 3. A sequência de 16 rotações como indicado na Tabela 3 foi aplicado. A velocidade nominal angular utilizada foi a de $6^\circ/s$, portanto, uma única revolução leva 60s. Cuidados foram tomados para obter dados suficientes para cada sequência individualmente, abrangendo pelo menos 60s. Para cada sequência, o valor médio e o desvio-padrão da média foi calculada e utilizada para produzir os resultados de calibração. O procedimento de calibração das equações 6 a 10 foram aplicados e os resultados estão na Tabela 4. Mostra-se portanto as diferenças com relação às configurações de fábrica. Os fatores de escala e o *bias* concordam até certo ponto, quando os resultados individuais são comparados.

Table 4. Calibração interna e as diferenças com os dados de fábrica

Gyro	Model	Scale Factor (V/°/s)	Scale factor difference (V/°/s)	Bias (V)	Bias difference (V)
1	SD-2	0.0730	-0.0068	0.0002	+0.0000
2	SD-4	0.0785	+0.0160	0.0004	-0.0010
3	SD-3	0.0880	-0.0025	0.0002	+0.0006
4	LME-02	0.0775	+0.0257	-0.0003	-0.0003

Por outro lado, as estimativas dos elementos da matriz de \mathbf{H} mostram a diferença em relação ao valores nominais indicados na Eq. (1). A estimativa da matriz $\tilde{\mathbf{H}}$ absorve os desalinhamentos em relação a estrutura projetada mostrado na Fig. 3 e Eq. (1). A Tabela 5 mostra tanto o nominal quanto a estimada matriz $\tilde{\mathbf{H}}$.

Table 5. Valores nominais e estimativas da matriz \mathbf{H}

\mathbf{H} nominal	x	y	z
1	0.57735	0	0.81650
2	0.57735	0.70711	-0.40825
3	0.57735	-0.70711	-0.40825
4	1	0	0
$\tilde{\mathbf{H}}$ estimated	x	y	z
1	0.55526	-0.00146	0.83167
2	0.42638	0.78516	-0.44914
3	0.51389	-0.74179	-0.43088
4	0.99999	-0.00094	0.00065

Em outras palavras, lembrando a Eq. (3) $\mathbf{Kg} = \tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta}$, uma velocidade angular no eixo X, de $6^\circ/s$, e zero em ambos os eixos Y e Z (primeira sequência da Tabela 3), e negligenciando a rotação da Terra, deve nominalmente ser $\mathbf{g4} \cong 0.0518 * 6 * \mathbf{1} - 0.0006 \cong 0.3102\mathbf{V}$, enquanto que utilizando a matriz $\tilde{\mathbf{H}}$ estimada chega-se a $\tilde{\mathbf{g4}} \cong 0.0775 * 6 * 0.99999 - 0.0001 \cong 0.4649\mathbf{V}$. Isso descreve uma diferença problemática se as configurações de fábrica são utilizadas em conjunto com a matriz $\tilde{\mathbf{H}}$ nominal.

Fig. 4 mostra a diferença entre as medidas das 16 seqüências da Tabela 4 e ambas as configurações de fábrica com a matriz \mathbf{H} nominal (à esquerda), e as configurações estimadas com o procedimento de calibração proposto (à direita). Note a diferença nas escalas. O lado direito é em torno de 3 ordens de grandeza menor do que o lado esquerdo (0,001 x 0,100). Isso significa que um procedimento de calibração é obrigatório sob o risco de degradar bastante a interpretação das leituras da unidade tetraédrica dos FOG.

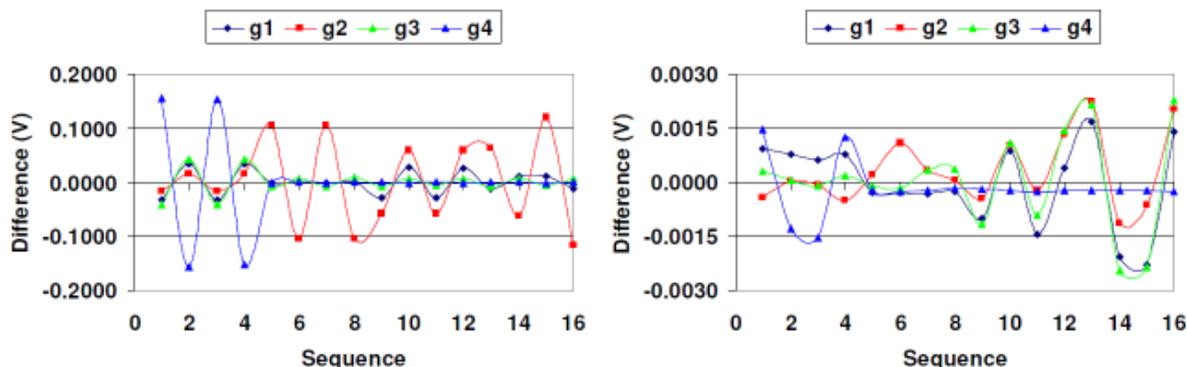


Fig. 4 Diferença entre configurações de fábrica/nominais e estimada para as 16 seqüências de medições.

6. Experimento de determinação de atitude

Uma típica órbita geo-apontada LEO (Low Earth Orbit) tem uma órbita com o período em torno de 100 minutos. Para missões de sensoriamento remoto, órbitas quase polares e sol-síncronas são utilizadas. Basicamente, um Sistema de Controle de Atitude (Attitude Control System (ACS)) é encarregado de manter ativa a atitude apontando para a Terra. Nesta situação, nominalmente as leituras giroscópio de *roll* e *yaw* devem estar em torno de zero, e o giroscópio do eixo de *pitch* deve ler a velocidade angular da órbita, isto é, cerca de $0,06^\circ / s$ ou $0,001 \text{ rad} / s$.

Para um teste representativo para emular uma determinação de atitude usando giroscópios, a mesa foi comandada para que seu movimento se assemelhasse ao movimento de atitude real. Tudo começou a partir do plano local tangente alinhado com NED (North-East-Down), sistema que é roll-pitch-yaw zerado. Em seguida, por pelo menos 100 minutos a mesa foi comandada com uma velocidade angular de $0,06^\circ / s$ equivalente a uma revolução de órbita. A configuração forneceu os dados dos giroscópio a cerca de 8 amostras a cada 10s (tempo de amostragem de 0.8s), um pouco mais do que 1Hz de taxa. Foram coletados cerca de 7500 dados individuais para cada giro correspondente a mais de 100 minutos de movimento contínuo da plataforma giratória.

A Fig. 5 mostra o gráfico de dados dos giroscópios 1 (SD-3) e 2 (DP-4). Vê-se que um período de tempo a órbita é coberta. Assim, o ângulo de atitude esperado no final de 100 minutos deve ser de 360° , exatamente um círculo. O ângulo de atitude foi calculado simplesmente usando os dados brutos do giro a uma taxa do tamanho do passo (integração simples de Euler). Em nenhuma das tentativas foi feita algo com relação ao ruído (suavização) através de por exemplo qualquer filtro passa-baixa ou similares, nem “outliers” (a não ser aqueles que claramente ficaram fora de escala) foram descartados. O único efeito foi compensar a rotação da Terra. Como a atitude exata de cada giro é conhecida em qualquer instante de tempo, o vetor de rotação da Terra foi intencionalmente descontado dos dados brutos.

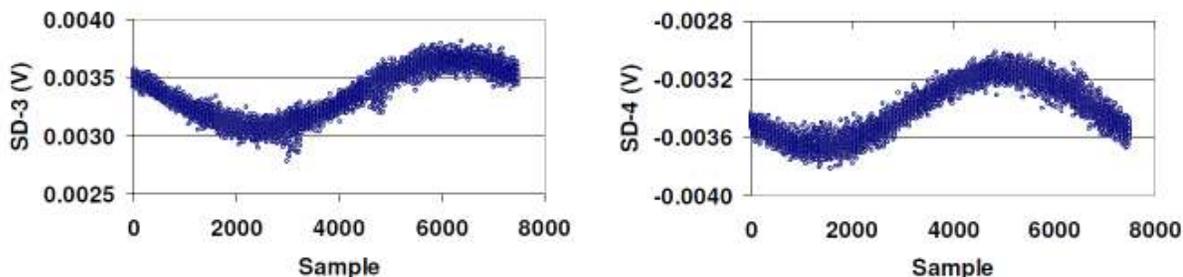


Fig. 5 – Dados típicos dos giroscópios g3 (SD-3) e g2 (SD-4) para um período orbital

A Fig. 6 mostra a evolução do ângulo da órbita em termos de nominal, usando o calibrado e a configurações de fábrica. O gráfico do lado esquerdo mostra com os 100 minutos o ângulo integrado pelo giroscópio usando as configurações de fábrica que resultou em 467° , ao passo que a curva com calibração obtida é de 362° . O gráfico da direita mostra como o erro se acumula ao longo do tempo para a unidade calibrada. Se traçamos as diferenças de fábrica ao longo do tempo estas estariam fora de escala. A diferença do sistema calibrado no final mostrou um desvio de 2° . É quase linear apenas no intervalo de 2500-6000s, e a diferença mostra o comportamento típico dos efeitos de ruído *random walk*. A parte linear mostra uma deriva residual, *bias* de $2,5^\circ/h$. Embora esse nível de erro seja administrável mais experimentos estão em andamento para aperfeiçoar o procedimento de calibração para minimizar tal erro. Numa situação típica de uma manobra de atitude de 10 minutos somente com o giro o sistema de determinação de atitude ainda proporcionaria um nível de precisão dentro de $0,4^\circ$, levando em conta a *bias* constante.

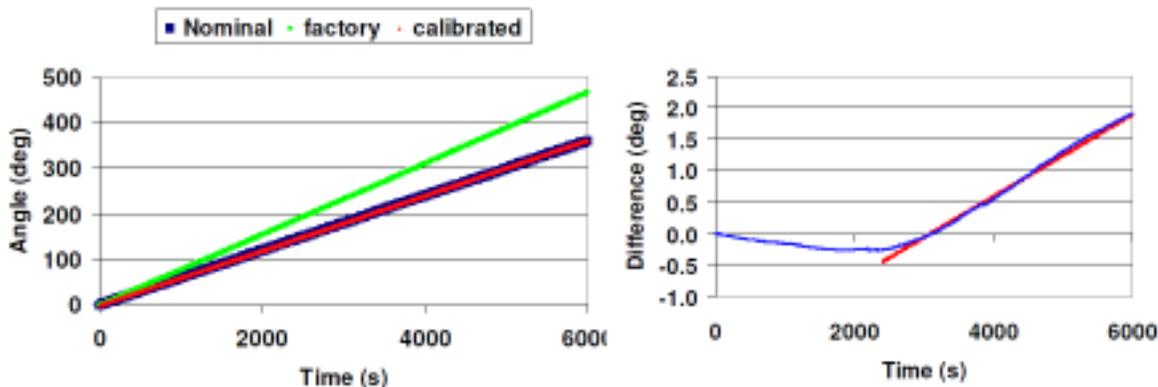


Fig. 6 –Integração no tempo dos dados com o fator de escala de fábrica, Nominal, e Giro calibrado (à esquerda) e o acúmulo de erro de giroscópio calibrado (direita).

7. Conclusão

Este trabalho apresentou várias facetas na calibração de um conjunto composto de quatro giroscópios de fibra óptica em uma configuração de tetraedro. Uma mesa giratória de alta precisão é o dispositivo fundamental para alcançar bons resultados. Primeiro, os fatores de escala individuais, *bias* e uma matriz **H** que representa a projeção dos 4 giroscópios em um triedro analítico XYZ, é estimada segundo os mínimos quadrados. Foi proposto um processo com uma sequência de rotações adequada para excitar todos os giroscópios e eixos de modo a permitir o cálculo dos mesmos. Como a matriz **H** estimada é diferente da matriz nominalmente concebida, a maior parte desta diferença pode ser atribuída aos desalinhamentos da estrutura em que os FOG se encontram individualmente. Então, uma determinação de atitude usando a unidade FOGS foi emulado, cobrindo um período de órbita de 100 minutos, muito representativo das missões comuns LEO. É mostrado que se as configurações de fábrica nominais são utilizados, o erro acumulado em uma órbita podem chegar a um erro inaceitável de 107°. No entanto, utilizando os parâmetros estimados a partir da calibração em solo, o erro acumulado foi de 2°, claramente retratando os efeitos benéficos de calibração.

Concluindo, os procedimentos de calibração desenvolvidos e aplicados neste trabalho poderiam ser usado em testes de uma geometria tetraédrica *in-house* da unidade FOG que possam voar nas próximas missões brasileiras. Melhorias possíveis podem ser a consideração do nível de ruído das medições das sequências de rotações. Para não comprometer a missão, técnicas para detectar rapidamente e isolar falhas individuais na geometria tetraédrica serão realizadas futuramente, de modo a reconfigurar o software para se recuperar quase que imediatamente, desta contingência.

AGRADECIMENTOS

Nossos agradecimentos a Optysens Ltd. através de Dr. Osni Lisboa que gentilmente disponibilizou a unidade FOG, Dr. P.G.Milani e MSc. Eng. W.Einwoegerer pelo auxílio em laboratório com os comandos da plataforma da mesa de 3 eixos.

Também ao Eng. Andre Corsetti da Compsis pelo auxílio com a interface Labview, e a FINEP (Financiadora de Estudos e Projetos) através do Projeto Fundep-SIA por patrocinar o bolsista co-autor Rafael H. Siqueira.

REFERÊNCIAS

- Jeronimo de Oliveira, E.; Leite Filho, W.C.; Fonseca, I.M. "Calibration algorithm for IMU in fiber optic gyros with tetrahedron configuration" (in Portuguese). Proceedings of SBEIN 2010, Brazilian Symposium on Inertial Engineering, Rio de Janeiro, Oct. 20-22, 2010. Paper TC_SB6-008.
- Lisboa, O. "Technical report FUNDEP-SIA/2007" (in Portuguese). São José dos Campos, Brazil, 2007, Optysens Instrumentação óptica e eletrônica Ltda.
- Wertz, J. R. "Spacecraft attitude determination and control". London, D. Reidel, 1978. (Astrophysics and Space Science Library).