

## Aula 22: Atuadores internos empregados em determinação, navegação e controle de atitude: Rodas de Reação e Volantes de Inércia.

### Rodas de Reação e Volantes de Inércia

Dispositivos para armazenamento de momento angular (*momentum*) são usados em satélites para diferentes propósitos:

- Para aumentar a estabilidade contra torques de distúrbios;
- Para fornecer um momento angular variável permitindo operações a 1 rpo em missões orientadas para a Terra;
- Para absorver torques cíclicos;
- Para transferir momento angular para o corpo do satélite para executar manobras.

Esses dispositivos dependem do momento angular de uma roda girante,  $\mathbf{h} = I\boldsymbol{\omega}$ , onde  $I$  é o momento de inércia em torno do eixo de rotação e  $\boldsymbol{\omega}$  é a velocidade angular. Infelizmente, a terminologia das rodas na literatura não é uniforme. Adotar-se-á o seguinte:

- *Flywheel*, ou *roda de inércia*, é qualquer roda ou disco girante usado para armazenar ou transferir momento angular. O termo refere-se a roda em si, não considerando a eletrônica ou outros dispositivos associados;
- *Momentum Wheel*, ou *volantes de inércia*, é uma roda de inércia projetada para operar num momento angular diferente de zero. Ela tem a capacidade de armazenar um momento angular variável em torno de seu eixo de rotação, que é, em geral, fixo no veículo;
- *Roda de reação*, é uma roda de inércia, com o eixo fixo no veículo, projetada para operar em torno do momento angular nulo.
- *Momentum Wheel Assembly*, consiste de uma roda de inércia e suas partes associadas: mancais, torqueadores, tacômetros, outros dispositivos sensores, dispositivos de segurança para lançamento e eletrônica de controle.
- *Control Moment Gyro (CMG)*, ou *girotorqueador*, consiste de uma roda montada sobre uma ou duas estruturas, girando a velocidade constante. As estruturas permitem controlar a direção do momento angular da roda no corpo do satélite.

**Volantes de inércia.** A capacidade de um volante de inércia típico varia de 0,4 até 40 kgm<sup>2</sup>/s. Devido ao fato de que o mesmo momento angular pode ser obtido tanto com uma pequena roda, girando em alta velocidade, assim como uma grande roda, girando a baixa velocidade, os vínculos de projeto geralmente favorecem a utilização de rodas menores por razões de peso e volume. As rodas de grande velocidade têm a desvantagem de ter maior desgaste nos mancais, o que pode diminuir a vida útil. Como já foi descrito aqui, os varredores de horizonte foram incorporados como uma parte integrante dos volantes de inércia em vários satélites. Uma combinação de volante de inércia e sensor de horizonte é mostrado nas Figuras 27 e 28. Valores típicos de parâmetros de volantes de inércia são mostrados na Tabela 11.

Torqueadores, usados para transferir momento angular entre a roda e o corpo do satélite, podem ser de dois tipos: um motor de indução AC bifásico ou um motor DC sem escovas. O motor AC não requer escovas e anéis, por isso tem alta confiabilidade e vida longa, mas, também, baixa eficiência, baixo torque e uma alta velocidade de operação. Um motor de alta velocidade exige um sistema de redução de velocidades por engrenagem, com

problemas de atrito e folga, associados. Para comparar, os motores DC são eficientes, e fornecem alto torque em baixas velocidades. Isso permite o acionamento direto, sem redutores. Os comutadores mecânicos são substituídos por comutadores eletrônicos.

Tabela 11 - Valores Típicos de Parâmetros de Volantes de Inércia

Fabricante	Satélite	Massa [kg]	Momento de Inércia [kgm <sup>2</sup> ]	Faixa de Velocidade [RPM]	Momento Angular
APL	GEOS-3 SAS-1	3,18	0,0115	2000	2,41 @ 2000 RPM
Bendix	ATS	8,84	0,0880	±1450	11,52 @ 1250 RPM
	NIMBUS	2,36	0,0034	±1400	0,447 @ 1250 RPM
	Séries OAO	5,13	0,02797	±900	2,79 @ 900 RPM
Ithaco	NIMBUS -4, -5, -6	3,72	0,0060	600 – 2000	1,49 @ 2000 RPM
	LANDSAT -1, -2				
	SAS-3	6,71	0,0272	1000 – 2000	5,69 @ 2000 RPM
	HCMM SEASAT				
RCA	Séries AE	18,66	3,4604	95 – 392	128,03 @ 353,32 RPM
	Séries ITO		14,43	120 – 160	
Sperry	HEAO-B	13,38	0,1913	±2000	40,071 @ 2000 RPM

Devido à evaporação, os mancais têm um problema de lubrificação quando a unidade é exposta ao ambiente espacial. Já foram usados, por exemplo, óleos com baixa pressão de vapor e selagem do tipo labirinto (série *Atmosphere Explorer*). Também, têm sido usados em satélites (SAS-1), lubrificantes secos, como componentes de Teflon. Apesar de que o Teflon pode deformar durante impacto de lançamento. É possível utilizar sistemas completamente selados com pequenos volantes de inércia. Devem ser tomados cuidados especiais para minimização do atrito estático (*stiction*) em rodas de reação, pois operam na região de velocidade nula. Têm sido publicados muitos trabalhos sobre sistemas com suspensão magnética (Sabnis, *et al.*, 1974). Esses sistemas diminuem muito o atrito e eliminam praticamente o desgaste. Mas, na maioria das aplicações, por questões de confiabilidade, os mancais magnéticos têm como *backup* os mancais de rolamento.

Tacômetros, que medem a velocidade da roda, consistem geralmente de um ímã montado na roda e de um sensor fixo, tal como uma simples bobina de *pickoff*. O trem de pulsos pode ser convertido para uma tensão DC para ser usado como um sinal de erro para controle num dos dois modos: velocidade constante ou velocidade variável comandada. Outro tipo, o tacômetro DC, usa a força contra-eletromotriz gerada pela armadura para produzir uma tensão analógica proporcional a velocidade de rotação. Codificadores ópticos também são usados juntamente com diodos emissores de luz.

**Satélite *dual-spin*.** Um satélite *dual-spin* tem duas seções com diferentes velocidades angulares. O satélite geralmente consiste de uma seção estacionária e de uma roda de inércia. O satélite *dual-spin* OSO, entretanto, é ligeiramente diferente, consistindo de uma “vela” estacionária contendo instrumentos que apontam para o Sol, enquanto a seção da roda, gira de 6 a 30 rpm, fornecendo momento angular e a estabilidade necessária. A seção da roda é consideravelmente mais elaborada que um volante de inércia típico, pois ela contém experimentos e requer estabilização de atitude em três eixos.

Os volantes de inércia podem ser operados a uma velocidade constante ou a uma velocidade variável e são usados para controlar a velocidade angular e a atitude em torno

do eixo da roda. A primeira aplicação é menos comum e geralmente é usada somente em satélites tais como GEOS-3, onde um grande torque de gradiente de gravidade, de restauração, está disponível em torno do eixo da roda.

Um projeto (*momentum bias*) é comum em satélites *dual-spin*, nos quais um volante de inércia é montado ao longo do eixo de arfagem, o qual é controlado para se manter normal à órbita. Isso permite que os instrumentos possam varrer a superfície da Terra. Por exemplo, as séries AE foram projetadas para operar com um momento angular nominal de  $125 \text{ kgm}^2/\text{s}$ , com uma roda que permite operações do corpo, estacionário (1 rpo), ou girando a 4 rpm. Um sensor de horizonte integrado fornece informação para controle de arfagem, em malha fechada, e controle de rolamento/guinada, em malha aberta, usando bobinas magnéticas. O satélite SAS-3 usa seu volante de inércia em vários modos operacionais: modo de controle de velocidade, usando giro sensor de velocidade; modo orientado para a Terra, usando dados de arfagem do sensor de horizonte; e modo estabilizado em três eixos, usando dados de uma câmera estelar para controle de arfagem (Mobley, *et al.*, 1974).

Problemas práticos que devem ser considerados no projeto de sistemas volantes de inércia incluem ruído dos mancais, quantização, vibração, variação do torque de atrito dos mancais com a temperatura, desvio do eixo da roda do eixo principal do corpo e nutação. Foram encontrados problemas nas séries AE quanto à dissipação de nutação com um amortecedor distributivo. Suspeita-se que um mecanismo ondulatório estacionário reduziu o efeito de amortecimento do fluido no interior do mesmo. Podem ocorrer problemas no sistema de controle, especialmente na transição do modo girante para o modo estacionário, onde verifica-se que é difícil atingir a arfagem se a velocidade do corpo é muito alta.

**Múltiplas Rodas de Reação.** Devido ao fato das rodas de reação operarem com momento angular nominal zero, elas são usadas principalmente para absorver torques cíclicos e armazenar temporariamente momento angular do corpo durante manobras de reorientação (*slew maneuvers*). Entretanto, os torques de distúrbios seculares, que são quase da mesma magnitude dos termos cíclicos, poderão, eventualmente, saturar a capacidade de armazenamento de momento angular. Portanto, é necessária uma provisão para amortecer o momento angular, periodicamente, através de torques *externos* produzidos por jatos de gás ou bobinas magnéticas. Esses torques externos diferenciam dos torques internos devido às fontes, como torqueadores e mancais, os quais não alteram o momento angular total do sistema.

Normalmente, são necessárias três rodas de reação para controlar um veículo, com os eixos das rodas alinhados com os eixos principais do corpo. Também é comum uma quarta roda redundante. Uma quarta roda redundante inclinada voou nas séries IUE e MMS como uma provisão contra falha nas rodas ortogonais (NASA, 1974 e 1975). Também foi usada uma quarta roda não-ortogonal no HEAO-B (Rose e Hoffman, 1976).