

Aula 24: Atuadores externos empregados em determinação, navegação e controle de atitude: Jatos de Gás.

Jatos de Gás

Os *jatos* ou *thrusters* produzem empuxo expelindo o propelente no sentido oposto. Os torques e as forças resultantes têm cinco funções principais no satélite: (1) controlar a atitude, (2) controlar a taxa da rotação, (3) controlar a nutação, (4) controlar a velocidade dos volantes de inércia e (5) ajustar órbitas. Os *jatos de gás* produzem empuxo pela aceleração das moléculas do propelente, com a energia advinda de uma reação química ou de uma expansão termodinâmica, enquanto que os *jatos de íon* aceleram moléculas ionizadas eletrodinamicamente, com a energia advinda das células solares ou de geradores elétricos. Os jatos de gás são usados extensivamente, enquanto que os jatos de íon ainda não estão suficientemente desenvolvidos para uso em satélites. Schmidtbauer, *et al.*, (1973) apresentam um exame de todos os tipos; Junge e Sprengel (1973), Pye (1973), LeGrives e Labbe (1973) e Vondra e Thomassen (1974) descrevem *thrusters* de íon que podem conduzir às unidades qualificadas para vôo. Uma unidade híbrida qualificada para vôo em que o Teflon sólido é vaporizado por uma descarga elétrica de alta tensão é descrita por Au e Baumgarth (1974).

Os jatos de gás são classificados em *gás quente* quando a energia advém de uma reação química ou em *gás frio* quando é derivada do calor latente de uma mudança da fase, ou do trabalho da compressão se nenhuma mudança da fase ocorrer. Jatos de gás quente geralmente produzem níveis de empuxo mais elevados (>5 N) e um *impulso* total (integral temporal da força) maior. Os sistemas de gás frio operam de uma forma mais consistente, particularmente quando o sistema opera no modo pulsado, porque não há reação química que atinja o regime estacionário. Os níveis mais baixos de empuxo (≤ 1 N) dos sistemas à gás frio facilitam um controle mais preciso que o disponível com um sistema de alto empuxo.

Sistemas a gás quente podem ser *bipropelente* ou *monopropelente*. Num sistema bipropelente o combustível e o oxidante são armazenados separadamente; podem ser obtidos níveis de empuxo bastante elevados (≥ 500 N), mas a complexidade de um sistema de dois componentes só se justifica se são requeridos estes níveis de empuxo. Os sistemas monopropelentes usam um catalisador ou, menos freqüentemente, de alta temperatura para promover a decomposição de um único componente que é geralmente a hidrazina (N_2H_4) ou o peróxido de hidrogênio (H_2O_2). A hidrazina com decomposição catalítica é o sistema monopropelente de gás quente usado mais freqüentemente em satélites do centro espacial Goddard. O problema da consistência, mencionado acima, manifesta-se de duas maneiras. Primeiramente, o empuxo está abaixo do valor nominal nos poucos segundos iniciais de acionamento, porque a taxa da reação está abaixo do valor estacionário, até que o berço catalítico alcance a temperatura de operação. Em segundo, o perfil de empuxo, ou o empuxo em função do tempo, se altera em função do tempo total de acionamento do *thruster*; isto é significativo quando executam-se uma série longa de pulsos curtos, porque o perfil do empuxo para os pulsos posteriores diferirá daquele para os pulsos anteriores. O último problema foi atribuído por Holcomb, *et al.*, (1976) às impurezas da anilina na classe da hidrazina usada geralmente como combustível. Murch, *et al.*, (1976), Pugmire e O'Connor (1976), e Grabbi e Murch (1976) descrevem o desenvolvimento dos *thrusters*

eletrotérmicos em que a decomposição da hidrazina é iniciada em uma superfície aquecida dentro do *thruster*; estes *thrusters* funcionam, de acordo com o que foi reportado, de forma consistente, com um perfil de empuxo bem definido, sobre uma faixa larga de comprimentos de pulso e de tempos totais de queima. Perfis de empuxo variáveis podem ser modelados, mas os modelos são mais complicados e provavelmente menos exatos que aqueles para perfis de empuxo consistentemente reproduzíveis.

Em órbitas próximas da Terra, jatos ou bobinas magnéticas podem ser usados para muitas finalidades. As leis de controle para jatos são mais simples que aquelas para bobinas, primeiramente porque os jatos produzem torques maiores. O torque magnético produzido por uma bobina depende do campo magnético local, que varia enquanto o satélite se move em sua órbita; um comando de bobina freqüentemente deve se estender por uma grande fração de uma órbita ou por diversas órbitas para conseguir os resultados desejados. A fonte de propelente requerida para os jatos é a maior limitação do seu uso; um orçamento de combustível é uma parte importante do planejamento da missão para qualquer sistema usando jatos. Outras considerações são o peso total do sistema e a necessidade de posicionamento dos *thrusters* de forma que a exaustão não colida com o satélite. A última consideração é de especial importância quando é usada hidrazina, porque a exaustão contém amônia, que é corrosiva. Os únicos campos magnéticos associados com os sistemas de jatos de gás são aqueles gerados pelas válvulas solenóide; estes são geralmente menores que aqueles associados com as bobinas magnéticas de controle, mas podem ser significativos em alguns casos se as experiências na nave espacial forem afetadas adversamente por campos casuais.

Em órbitas mais distantes (certamente além da altitude geosíncrona), os jatos são os únicos meios práticos de trocar momento angular com o ambiente. Requisitos de alto empuxo ou de impulso total podem indicar um sistema de gás quente. Caso contrário, o sistema de gás frio pode ser favorecido porque a hidrazina congela aproximadamente em 0 °C e pode requerer aquecedores se temperaturas mais baixas forem encontradas durante a missão. Componentes específicos podem afetar a confiabilidade relativa do sistema; por exemplo, os sistemas de hidrazina usam diafragmas no tanque para separar o propelente do agente pressurizador e requer também um catalizador ou um aquecedor para iniciar a decomposição; sistemas de gás frio devem ter um regulador de pressão entre o tanque e o *thruster*.

Sistema de hidrazina do IUE. Como um sistema de controle da atitude do quente-gás representativo, é descrito o sistema auxiliar de propulsão de hidrazina fabricado pela Hamilton-Standard Division da United Technologies para o satélite International Ultraviolet Explorer (IUE) (Sansevero e Simmons, 1975). O satélite IUE realizará medidas do espectro ultravioleta de estrelas a partir de uma órbita geosíncrona. O sistema de hidrazina será usado para controle de atitude, taxa da rotação, e da nutação na órbita de transferência e para ajustes de órbita e controle de velocidade do volante de inércia. Um sistema de hidrazina é necessário para cumprir os requisitos de impulso total para uma missão estimada de 3 a 5 anos. A *pluma*, ou o envelope de exaustão do *thruster*, foi analisado para determinar a probabilidade da amônia se condensar no sistema ótico do telescópio; não foi encontrado problema.

A Fig. 49 mostra o sistema de hidrazina de IUE, que foi projetado como uma unidade completa a ser instalada subsequente no satélite. A estrutura octogonal tem aproximadamente 137 cm entre as faces opostas. Quatro *thrusters* são montados nas faces

octogonais; dois destes podem ser vistos na face mais à esquerda na Fig. 49. Oito *thrusters* adicionais são montados em dois conjuntos de quatro *thrusters* cada um; um conjunto é suspenso a partir da face octogonal mais próxima à câmera, o outro na face oposta. Cada conjunto contém dois grandes *thrusters*, cada um gerando aproximadamente 20 N, que são usados para controle da atitude e da natação e para ajustes de órbita. Os dois *thrusters* pequenos em cada conjunto e os quatro *thrusters* montados no corpo geram cada um aproximadamente 0,4 N para controle da taxa da rotação e do descarregamento da roda

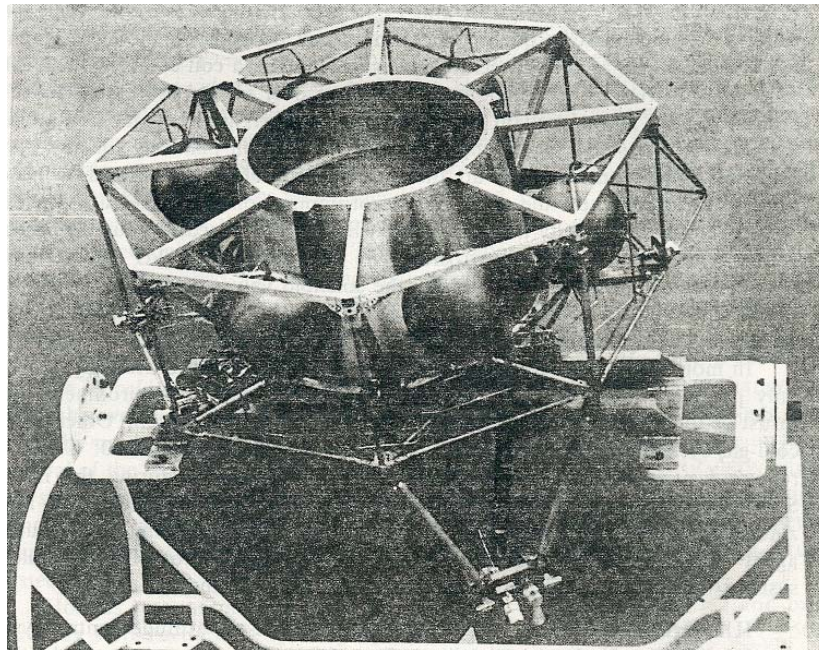


Fig. 49. Sistema de hidrazina do IUE (*International Ultraviolet Explorer*) (Cortesia da Hamilton-Standard Division da United Technologies Corp.).

Os tanques de combustível esféricos são montados em seis das oito baías. Um diafragma em cada tanque separa o gás nitrogênio pressurizado da hidrazina (combustível). Tanques opostos são conectados em pares para minimizar o desequilíbrio enquanto o combustível é consumido. O combustível corre através de um filtro e de duas válvulas de retenção entre os tanques e os conjuntos de empuxo (*thrusters*). Transdutores de pressão situados entre os filtros e as válvulas de retenção permitem estimar a quantidade de combustível restante em cada par de tanques.

Como mostra Fig. 50, todas as linhas são interconectadas entre válvulas de retenção para minimizar o efeito de uma falha da válvula. As linhas de combustível que vão do corpo do satélite aos conjuntos suspensos são aquecidas para impedir o congelamento do combustível. Os *thrusters* são providos também com aquecedores para manter a temperatura operacional apropriada, que é medida por termopares em cada *thruster*. Um filtro e uma válvula solenóide adicionais são associados com cada *thruster*. Em operação, as válvulas de retenção estão abertas e o sistema é controlado com as válvulas solenóide nos *thrusters* selecionados.

O sistema como construído pesa quase 25 kg sem combustível. O orçamento de combustível para a missão é aproximadamente 12 kg. Durante a missão, os *thrusters* serão

acionados por períodos tão curtos quanto 0,1 s durante manobras da atitude e tão longos quanto vários minutos durante variação da taxa da rotação ou nas manobras de órbita.

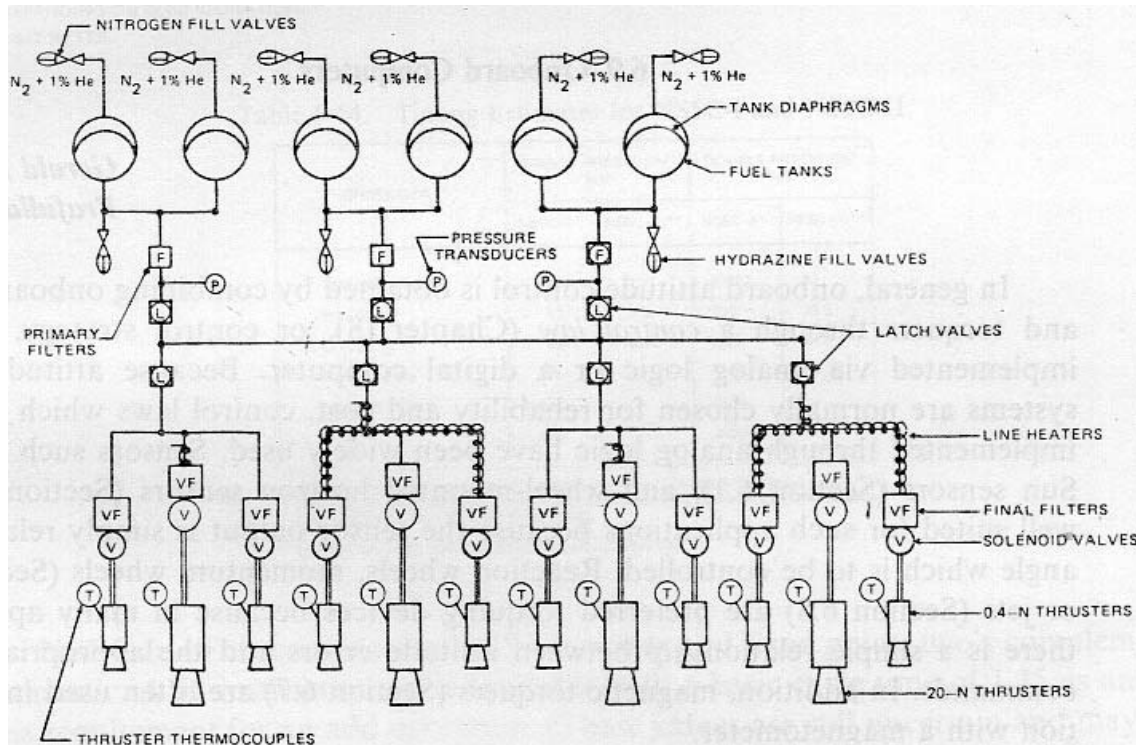


Fig. 50. Diagrama esquemático do sistema de hidrazina do IUE (*International Ultraviolet Explorer*) (adaptado de Sansevero, 1975).

Outros Sistemas Representativos. A maioria dos sistemas de jatos de gás frio é funcionalmente similar ao sistema do IUE. As diferenças principais são que o propelente é armazenado como um líquido acima da pressão crítica e é pressurizado. Os aquecedores não são necessários porque o propelente é um gás em baixa pressão em toda a faixa de temperatura esperada de operação. Os reguladores de pressão são usados geralmente para controlar a taxa de fluxo do propelente.

A série de satélites OSO (*Orbiting Solar Observatory*) combina um sistema de gás frio com bobinas magnéticas. As bobinas são usadas geralmente para o controle de atitude. Os jatos de gás são usados para as manobras ocasionais rápidas que não podem ser executadas com as bobinas e para corrigir variações seculares do momentum angular causado por torques de gradiente de gravidade e magnéticos residuais.

O satélite RAE-2, colocado em órbita lunar em 1973, tinha um sistema de hidrazina de gás quente para correções de órbita e um sistema do gás frio de Freon® para controle de atitude e da rotação. Embora um único sistema fosse o suficiente para executar todas as três funções, a missão RAE-2 requeria a ejeção do sistema de correção de órbita antes que todas as funções de controle de atitude e da taxa de rotação fossem completadas. Exigia-se o impulso potencial de um sistema de gás quente para as mudanças da órbita, mas um sistema mais simples de gás frio bastava para os outros requisitos.

Os satélites ISEE-1 e 2 foram colocados simultaneamente em uma órbita com um apogeu de aproximadamente 22 raios terrestres, em 22 de outubro de 1977, para estudar a interação do vento solar com a magnetosfera. O controle de atitude é usado para manter os eixos de rotação no pólo norte da eclíptica; o controle da taxa da rotação é necessário para manter uma taxa constante de rotação; e as manobras orbitais são executadas para manter a distância desejada entre os dois satélites. O requisito de impulso total estimado para todas as três funções para uma missão de 3 anos pode ser atingido com um sistema de gás frio a Freon.