

## Eletrônica de bordo

Contribuição de Bruno Ferreira Porto  
03 de December de 2007

Com exceção dos dispositivos puramente pirotécnicos como os da Figura 77 e Figura 78, todos os demais sistemas dependem de comandos elétricos para atuarem. A eletrônica embarcada em um foguete deve ser capaz de detectar um ou todos os principais eventos de um vôo e aplicar a resposta programada.

Os principais eventos e fases de vôo são identificados pela Figura 86, em paralelo com um gráfico da aceleração, velocidade e altitude em função do tempo.

Figura 86 - Eventos de vôo de um foguete experimental.

Neste trabalho os sistemas de controle eletrônicos são divididos em dois grupos, discretos e ativos. Em qualquer um dos sistemas é sempre importante que exista, a exemplo da indústria aeroespacial, redundância nos comandos. Os dispositivos são duplicados, no caso dos pirotécnicos, com o uso de dois ignitores para o mesmo dispositivo. O fluxograma apresentado na Figura 87 é um exemplo de uma configuração redundante no acionamento de dois dispositivos. Cada temporizador é acionado por sua chave, de forma independente, no mesmo evento. Cada um dos sistemas é responsável por um dos ignitores de cada dispositivo. Caso qualquer um deles falhe, seja o temporizador, circuito de ignição e ignitor, existe seu par redundante. Isso reduz drasticamente a possibilidade de falhas nos sistemas de controle eletrônicos.

Figura 87 - Sistema redundante de controle.

### Sistemas Discretos

Estes sistemas se baseiam em sensores discretos para detectar os principais eventos. O sinal dos sensores pode ativar imediatamente um dispositivo de recuperação ou após um tempo programado de acordo com simulações. A Figura 88 demonstra alguns tipos de sensores discretos e os eventos de vôo que são detectam. Estes sistemas tem a grande vantagem de serem muito simples, sendo sua eletrônica de fácil desenvolvimento e implementação, além de apresentarem um baixo custo.

Figura 88 - Alguns tipos de sensores discretos e os eventos relacionados. Fonte das figuras A, B e C: Nakka, (2).

### Sistemas Ativos

Os sistemas ativos se baseiam em informações de tempo real das condições de vôo para a determinação de qual fase ou evento de vôo se encontra. O grande diferencial é que o sistema é mais preciso na determinação desses eventos por conta de um grupo de sensores, tanto discretos quanto analógicos, e possui maior capacidade de processamento de dados. Por suas capacidades é chamado de computador de vôo. Outra vantagem é a possibilidade de se registrar os dados do vôo e a grande flexibilidade de programação. Os sistemas podem se basear em sensores discretos, eventos e sinais dos sensores analógicos para disparar, imediatamente ou após um tempo programado, quaisquer dispositivos. Nos

sistemas discretos qualquer perturbação ou falso sinal pode iniciar incorretamente a seqüência programada. Por exemplo, uma falha no motor que leve ao fim da combustão durante a fase de propulsão, em um sistema baseado na detecção do fim da combustão, iniciaria a contagem para o disparo no apogeu, só que este acontecerá muito antes e a ativação dos dispositivos pode ser tardia, em um sistema ativo o apogeu seria detectado e a recuperação seria efetiva.

As principais grandezas medidas são a aceleração e a pressão ambiente, Figura 89. O gráfico da Figura 86 tem os eventos de vôo e as fases identificadas por linhas tracejadas e chaves, respectivamente. O computador determina o lançamento pela repentina aceleração e o fim da combustão pela aceleração negativa e o apogeu pela integração da aceleração, obtendo a velocidade que, quando for nula, indica o apogeu. A altitude também pode ser calculada a partir dos dados do acelerômetro, mas o sensor de pressão é mais preciso para essa tarefa. O sensor de pressão é útil para determinar eventos após o apogeu, como um segundo estágio de recuperação. Durante as fases de propulsão e cruzeiro seu tempo de resposta lento e perturbações em nas velocidades transônicas não fazem dele uma fonte de informação segura de referência.

Figura 89 - Acelerômetro MMA3202 e sensor de pressão MPX4115A fornecidos como amostra pela Freescale para este projeto. (Foto: Bruno Ferreira Porto)

O mercado dispõe de diversas opções, em destaque os computadores da G-Wiz Flight Computers, (41). O modelo mais simples, o LCX da Figura 90, possui três saídas capazes de acionar ignitores, acelerômetro, sensor de pressão para determinação da altitude e alimentação independente do computador e das cargas de ignição. O modelo intermediário, MC2, é capaz de registrar os dados do vôo para serem apresentados na forma de gráficos e projeções em mapas da trajetória. O sistema mais avançado, o DCS da Figura 91, possui capacidade para cartões de memória, GPS, telemetria e telecomando, registro dos dados de vôo, etc. Todos são programados via computador. A interface do software de leitura e processamento dos dados de vôo pode ser vista na Figura 92.

Figura 90 - Computador de vôo LCX da G-Wiz, (41).

Figura 91 - Computador de vôo DCS da G-Wiz, (41).

Figura 92 - Software de visualização dos dados de vôo da G-Wiz, (41).

Os sensores de pressão e aceleração são baratos graças à indústria automobilística, onde são usados em sistemas de estabilidade, air-bags e injeção eletrônica. Os demais componentes eletrônicos para o desenvolvimento de computadores de vôo são de fácil acesso, portanto o desenvolvimento de um sistema próprio é comum. Para este projeto foram desenvolvidos módulos de ignição para uso com sistemas discretos ou computadores de vôo a serem projetados. O módulo desenvolvido possui todas as características de segurança necessárias, como chave armado / seguro e teste de continuidade, alimentação independente da carga de ignição, chaveamento por MOSFET de alta corrente e comando isolado por opto acoplador. O circuito do sistema é apresentado na Figura 93. O integrado U6 é o opto acoplador 4N25 que recebe um sinal de baixa corrente em nível TTL do computador de vôo ou temporizador e chaveia o MOSFET, Q1. Este envia a corrente da bateria e a energia armazenada no capacitor C6 para o ignitor. O sistema possui uma chave

para alternar entre o modo seguro e armado, SW3, que ativa um LED, D3, para se testar a resposta do sistema. A chave SW3 possui um barramento paralelo que ativa dois LEDs, ou um bicolor, para demonstrar o estado do sistema, verde para seguro e vermelho para armado. A chave SW2 testa a continuidade do ignitor, garantindo pelo resistor R14 que a corrente não será capaz de ativar o ignitor. A continuidade é confirmada pelo acendimento do LED D1. O ignitor é ligado ao circuito por meio do conector J4.

Figura 93 - Circuito do sistema de ignição desenvolvido para o projeto.

O dispositivo serve tanto para equipamento de solo para ignição de motores quanto para ativação das cargas de ejeção em vôo. A Figura 94 é a interface do sistema, que neste caso é responsável pela ignição de motores em ensaios estáticos.

Figura 94 - Detalhe do painel do SACE, sistema de aquisição para testes estáticos em motores desenvolvido pelo autor e descrito na subseção 7.7.