

## Sistema de ensaios em voo para aeronaves leves – CEA-FDAS

**Frederico Mol Alvares da Silva, Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira**

Centro de Estudos Aeronáuticos, Departamento de Engenharia Mecânica, UFMG,

31270-901, Belo Horizonte, MG

fredmol@task.com.br, iscold@ufmg.br

**Resumo:** Os ensaios dinâmicos são uma ferramenta importante para o desenvolvimento de sistemas automáticos de controle, validação de modelos dinâmicos, identificação de parâmetros e até mesmo para a melhoria das ferramentas de projeto. No desenvolvimento de aeronaves, a execução de ensaios em voo é de extrema importância para a validação das estimativas de projeto e para as atividades de homologação. A execução destes ensaios em aeronaves leves de pequeno porte, especialmente monopostos, ainda é um desafio, sobretudo quando se leva em consideração o custo, o pequeno espaço disponível para a instalação de sistemas de aquisição, a pequena carga útil e a dificuldade para o tripulante em comandar, simultaneamente, a aeronave e o sistema de aquisição. Com o intuito de apresentar uma solução viável para ensaios de aeronaves leves, foi desenvolvido no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, um sistema de aquisição de dados que combina tecnologia de microcontroladores (PIC) e palmtops (PDA). Neste trabalho são apresentadas as principais considerações para a especificação deste sistema, as linhas gerais do seu algoritmo de funcionamento e as estratégias de integração dos diversos sensores.

**Palavras-chave:** Ensaios em voo, Sistema de aquisição de dados, Identificação de sistemas, Sensores.

### Introdução

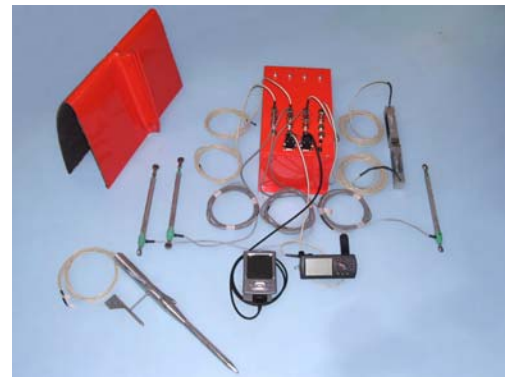
É evidente, pelos desenvolvimentos das últimas décadas, que a utilização de técnicas de Modelagem e Simulação (M&S) têm se tornada parte integral dos processos de projeto, avaliação e certificação de aeronaves [3][4][10][12][14]. Trabalhos recentes demonstram a viabilidade de utilização de técnicas de M&S, sobretudo a identificação de sistemas, no desenvolvimento de novas aeronaves. Em particular, para o desenvolvimento de sistemas de controle automáticos, e simulação, a utilização de técnicas de identificação de sistemas têm sido de fundamental importância, principalmente devido à complexidade dos sistemas dinâmicos envolvidos [10].

O conceito de identificação de sistemas pode ser entendido como uma abordagem para modelagem de

sistemas, que se baseia substancialmente em informações experimentais obtidas através de ensaios dinâmicos. Desta forma, é evidente que o desenvolvimento de sistemas de ensaio em voo são de extrema importância para a aplicação destas técnicas [10].

Para aeronaves de grande porte, diversos sistemas de ensaios em voo já foram desenvolvidos e se encontram disponíveis comercialmente. Entretanto, para a aplicação em aeronaves leves, observa-se que ainda não existe uma solução definitiva, sobretudo quando se leva em conta a necessidade de soluções de baixo custo, inerente a este tipo de indústria [5].

Com o intuito de estabelecer uma solução para ensaios em voo de aeronaves leves que pudesse ser utilizada pelo Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, os autores deste trabalho desenvolveram um sistema de ensaios em voo (CEA-FDAS) compatível com as necessidades inerentes às aeronaves leves.



**Figura 1 – Sistema de ensaios em voo, CEA-FDAS**

Este trabalho pretende apresentar as principais características deste sistema, bem como suas peculiaridades de funcionamento e exemplos de sua aplicação em ensaios de aeronaves leves.



**Figura 2 – Caixa de aquisição de dados, CEA-FDAS**

## Sistemas de Ensaio para Aeronaves Leves

Tendo em vista que dentro do universo de aeronaves leves, a maior parte destas possuem até dois lugares e apresentam severas limitações de carga útil. Desta forma, algumas características pretendidas para um sistema de ensaios em voo desta classe de aeronaves são [3][8]:

- Baixo peso;
- Tamanho reduzido;
- Facilidade de operação:

Além disto, tendo em vista a diversidade de modelos de aeronaves e a necessidade de adaptações, devido a esta diversidade, deve-se ter também:

- Facilidade de instalação e remoção
- Facilidade de manutenção e;
- Facilidade de modificação.

Assim sendo, os trabalhos do Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG no sentido de desenvolver um sistema de ensaios em voo foram objetivados nestes tópicos.

## Quantidades a serem medidas

As informações a serem medidas em ensaios em voo são variadas e dependem do tipo de análise que se pretende efetuar. Para ensaios de desempenho, em aeronaves leves, é desejável que sejam medidas, pelo menos, as seguintes informações [8]:

- Pressão estática e pressão dinâmica, para informar altitude e velocidade aerodinâmica;
- Temperatura e umidade relativa do ar, para efetuar correções das características atmosféricas;
- Ângulos de ataque e de derrapagem, para definir as características do escoamento sobre a aeronave;
- Velocidade em relação ao solo, para corrigir a presença de correntes atmosféricas:

- Rotação do motor e posição da manete de potência, para se determinar as características do grupo motopropulsor.

Já para ensaios de estabilidade e controle, além destas medidas, é desejável ainda, pelo menos [8]:

- Posição dos comandos de controle de voo, a saber: profundor, aileron, leme de direção, flape e os devidos compensadores móveis;
- Força nos comandos;
- Acelerações lineares da aeronave nas três direções ortogonais ao eixo do corpo;
- Velocidade angular da aeronave nas três direções ortogonais ao eixo do corpo;
- Ângulo de Euler da aeronave.

Assim, o projeto de um sistema de ensaios em voo, para aeronaves leves, deve contemplar a medição de, pelo menos, as quantidades citadas acima.

## Sistema de aquisição de dados

Como já foi dito anteriormente, a dificuldade de se ter um sistema de ensaios em voo (aquisição de dados) para aeronaves leves são, basicamente, as restrições de peso, espaço e custo [8][3]. A restrição de peso deve ser observada nos aspectos de carga útil e posição do centro de gravidade. Em geral, sistemas com peso superior a 15 quilogramas são inadequados para ensaios de aeronaves leves, as quais, na sua maioria, tem carga de bagagem em torno deste valor. A restrição de espaço seja talvez a mais importante a ser observada e deve contemplar não somente o espaço para instalação das unidades de processamento, mas também, o espaço para a instalação dos sensores e dos sistemas de controle do ensaio. Este último, talvez o mais importante a ser observado, e prejudicado ainda pelo fato de que, na maioria dos casos, estas aeronaves possuem um ou dois lugares, o que, em geral, obriga que o próprio tripulante seja encarregado de iniciar, controlar e finalizar os processos de aquisição de dados. Já a restrição de custos, que é inerente a este setor da aviação, em alguns casos deve ser relaxada, sobretudo devido à necessidade de sensores mais sofisticados. Mesmo assim, para o desenvolvimento de um novo sistema para ensaios em voo de aeronaves leves, esta restrição deve ser sempre um balizador para as decisões de projeto.

Observado estas restrições, optou-se então por desenvolver um sistema de aquisição de dados baseado em modernas tecnologias de processamento que já se encontram disponíveis comercialmente, sobretudo, no mercado brasileiro. Com a intenção de minimizar o espaço, o peso e facilitar a operação do sistema de aquisição de dados, optou-se por utilizar computadores de mão (Palmtops) para controlar o processo de aquisição e armazenar os dados adquiridos. Esta tecnologia, cada vez mais comum na realidade mundial, apresenta excelentes características de processamento e portabilidade, permitindo a obtenção

de um sistema de aquisição robusto, de fácil operação, e de excelentes características de peso e tamanho.

Em geral, estes dispositivos apresentam diversos tipos de portas de comunicação com periféricos, a saber: i) porta serial padrão RS-232; ii) porta USB; iii) comunicação via infra-vermelho; iv) comunicação padrão Bluetooth. Visando simplificar o sistema, diminuir custos, e permitir a conectividade deste sistema de aquisição de dados em outros tipos de dispositivos de controle (computadores pessoais, laptops, ou calculadoras eletrônicas), optou-se por utilizar comunicação serial padrão RS-232.

Apesar deste padrão de comunicação não ser o mais adequado para o desenvolvimento de um sistema de aquisição de dados moderno, esta escolha se fundamenta na facilidade de sua implementação e na possibilidade de transição para a comunicação padrão USB que, por outro lado, é bastante adequada para novos desenvolvimentos.

Para efetuar a conversão analógica/digital das informações provenientes dos sensores, foi adotado um microcontrolador de tecnologia RISC, marca PIC, modelo 16F877 [13]. Este microcontrolador, de custo extremamente reduzido, é de fácil programação (assembler PIC ou C++ e Basic) e possui excelentes características operacionais que o fazem extremamente adequado aos requisitos deste sistema de ensaios em voo. Dentre as principais características deste microcontrolador, pode-se citar [20]:

- Até 8 portas analógicas de entrada.
- Até 33 portas digitais de entrada e saída.
- 1 Conversor analógico digital de 10 bits.
- Velocidade de processamento de até 20MHz.
- Porta de comunicação serial padrão USART, SPI ou I<sup>2</sup>C.
- Memória FLASH.

Dois aspectos devem ser comentados sobre este microcontrolador, a precisão do conversor analógico digital e o número de portas analógicas. Quanto à precisão do conversor A/D, era de se esperar uma maior precisão (pelo menos 12 bits) para a construção deste sistema. Entretanto, visando utilizar um microcontrolador dotado de memória FLASH, o que possibilita inúmeras reprogramações, optou-se por utilizá-lo para o início do desenvolvimento do sistema. No futuro, após a consolidação do firmware do microcontrolador, pretende-se alterar seu modelo para o PIC16C774 o qual possui conversor A/D com 12 bits de precisão, mas não possui memória FLASH e só pode ser programado uma única vez. Como 8 portas analógicas não são suficientes para atender todas as necessidades de medição, descritas anteriormente, optou-se pela utilização de um multiplexador de 4

vezes para se ter 32 portas analógicas. Evidentemente, deverá existir um atraso de medição a cada grupo de 8 canais a serem medidos, mas, devido a grande velocidade de processamento do microcontrolador, este atraso pode ser considerado desprezível quando comparado a taxa de amostragem do sistema.

O nível de tensão do conversor A/D foi configurado como sendo TTL, ou seja, 0 a 5 Vcc.

Além desta função de conversão A/D, este microcontrolador, neste sistema, tem a função de receber as informações de uma unidade de GPS com protocolo de comunicação NMEA 0183, interpretá-la, sincronizar estas com as informações das portas analógicas, e enviá-las via porta serial USART. Esta tarefa de sincronização é de extrema importância para o desenvolvimento deste sistema, pois, desta forma, o sincronizador de tempo deixou de ser o clock do microcontrolador e passou a ser o clock da unidade GPS o qual possui grande precisão para medição de tempo, característica inerente aos sistemas de GPS.

A velocidade de comunicação através da porta USART foi configurada como 115200 bps, o que possibilitou uma taxa de amostragem dos sinais analógicos de 30 Hz com 32 canais. A taxa de amostragem da unidade de GPS, característica da unidade escolhida (Garmin 16A) é de 5 Hz.

A Figura 3 apresenta o esquema elétrico da placa de aquisição de dados, sem o multiplexador.

## Utilização do Palmtop para aquisição dos dados

Como já foi dito anteriormente, o controle da aquisição e o armazenamento das informações foi feito através de um Palmtop. Para isso foi escrito um programa em Visual C para plataforma Palm OS que captura as informações na sua porta serial e as grava em um banco de dados binário. Esta estratégia de gravação das informações é bastante importante para o desenvolvimento deste sistema, pois apenas assim, é possível compatibilizar a velocidade de aquisição com a velocidade de processamento e armazenamento dos Palmtops atuais. Este arquivo binário é transferido posteriormente para um computador pessoal e traduzido para ASCII através de um programa especialmente desenvolvido para esta função.

Deve-se notar que as informações armazenadas no Palmtop são apenas os números provenientes da conversão A/D e não possuem, ainda, as informações de calibração dos sensores. Estas informações são introduzidas, à posteriori, durante a tradução dos arquivos binários para ASCII.

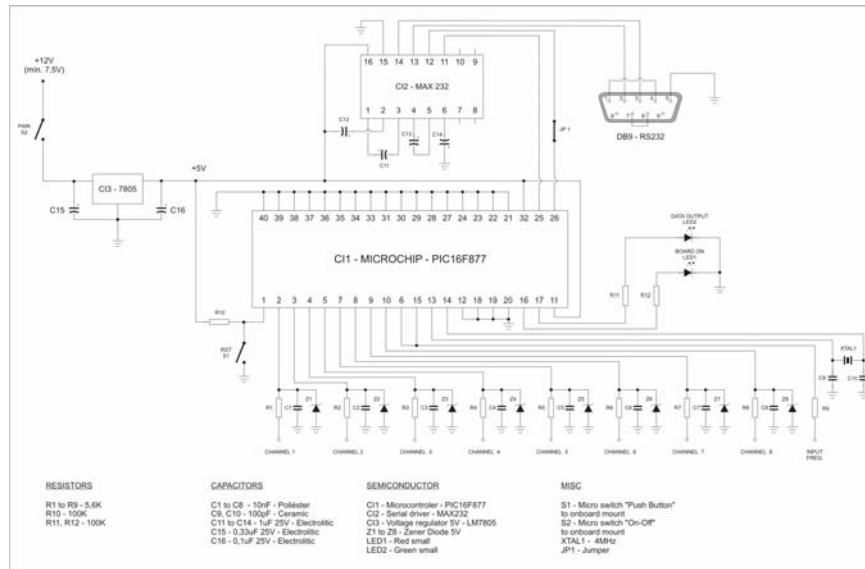


Figura 3 – Esquema elétrico da placa de aquisição de dados

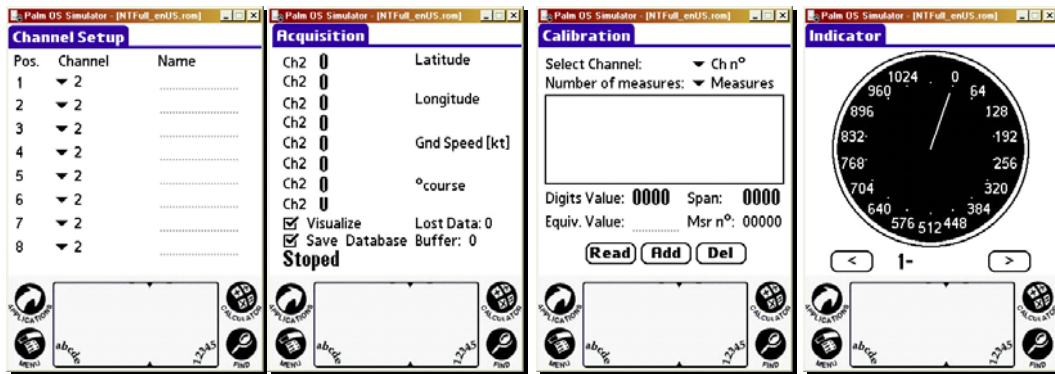


Figura 4 – Telas do programa de aquisição de dados desenvolvido para Palmtop

Visando a facilidade de operação, o programa desenvolvido para o Palmtop apresenta as seguintes características:

- Controle do início e do término da aquisição através das teclas de navegação, o que permite, ao piloto, um fácil controle do processo de aquisição sem a necessidade de utilizar comando na tela do Palmtop.
- Visualização das informações de até 8 canais e do GPS em tempo real durante a aquisição, o que permite que o piloto visualize eventuais problemas com a aquisição dos dados.
- Subrotina de calibração dos sensores que permite a criação de arquivos de calibração diretamente no Palmtop.
- Subrotina de visualização das informações que apresenta os dados adquiridos em um mostrador analógico, facilitando a conferência da instalação dos sensores.

A Figura 4 apresenta as principais telas do programa desenvolvido para o Palmtop.

## Sensores

Os sensores desenvolvidos para este sistema de ensaios são:

- Tubo de pitot com tomadas de pressão estática e dinâmica e sensores de ângulo de ataque e ângulo de derrapagem;
- Sensores de posição dos comandos;
- Sensores de força nos comandos;
- Sensores de temperatura do ar externo;
- Sensores de umidade relativa do ar externo;
- Sensores de rotação do motor;
- Sensores de aceleração;

## Tubo de pitot

O tubo de pitot desenvolvido para este sistema de ensaios é apresentado na Figura 5.



**Figura 5 – Tubo de pitot**

Observa-se que as tomadas de pressão são posicionadas na porção dianteira do tubo de pitot (diâmetro menor), enquanto os sensores de ângulo de ataque e ângulo de derrapagem são posicionados na parte traseira do sensor (diâmetro maior). A geometria da ponta do tubo de pitot é hiperbólica, segundo indicações de [5], e atenção especial foi dispensada na fabricação da tomada de pressão dinâmica, conforme apresenta a Figura 5, visando evitar efeitos de turbulência no interior da tomada. Além disto, após a fabricação do tubo de pitot, testes estáticos foram efetuados visando garantir a inexistência de vazamentos na comunicação das tomadas de pressão. Estas tomadas de pressão são conectadas a sensores de pressão piezelétricos através de tubos plásticos. Nesta conexão, executada a cada instalação do sistema de ensaios em aeronaves diferentes, deve-se ter o cuidado de evitar vazamentos, e minimizar o comprimento do tubos, evitando-se os efeitos de atraso da medição de pressão (pressure lag). Além disto, devem ser evitadas diferenças de comprimento e diâmetro entre os tubos da tomada estática e dinâmica, evitando assim, atrasos relativos entre as duas medições de pressão.

Os sensores de pressão utilizados são sensores piezelétricos fabricados pela Motorola amplificados e compensados [17][18]. Para a medição de pressão estática foi utilizado um sensor com fundo de escala de 100kPa [17] e para a medição de pressão dinâmica um sensor com fundo de escala de 4kPa [18]. Ambos os sensores são amplificados e condicionados de forma a permitir medições de altitude entre 0-4600m; 0-2300m; 0-1150m e medições de velocidade entre 0-400km/h; 0-300km/h; 0-200km/h. A seleção da faixa de medição, bem como o ajuste de zero dos sensores deve ser feito manualmente, no solo, antes da execução dos ensaios.

A calibração destes sensores é feita em laboratório através de manômetros de coluna d'água. Em particular, deve-se ainda calibrar a tomada de pressão estática após a instalação do tubo de pitot na aeronave, evitando possíveis erros de medição principalmente devido a influência aerodinâmica da aeronave no tubo de pitot. Na literatura são encontradas diversas formas de efetuar esta calibração, dentre elas a passagem da aeronave a baixa altura sobre a pista, em diversas velocidades, com a comparação entre o valor de altura

medido externamente à aeronave (fotografia ou teodolito) com o valor de altura medido através da tomada de pressão estática. Os autores deste trabalho têm utilizado este método com sucesso nos ensaios em voo realizados.

Os sensores de ângulo de ataque e ângulo de derrapagem são bandeirolas dinamicamente balanceadas e conectadas a imãs de terra-rara instalados próximos a sensores de Efeito Hall [19]. A razão do balanceamento dinâmico destas bandeirolas é a tentativa de se evitar que o movimento vertical e lateral da aeronave provoque cargas de inércia que possam vir a modificar a medição destes ângulos. A utilização deste sistema de imãs e sensores de Efeito Hall garante um baixo atrito mecânico entre a bandeirola e o sensor, garantindo assim uma precisa medição dos ângulos de ataque e de derrapagem.

A calibração destes sensores é feita geometricamente em laboratório com a utilização de um goniômetro digital. Possíveis erros de escala e defasagem na medição destes ângulos são obtidos através da realização de um procedimento de reconstrução de trajetórias executado após a realização dos ensaios [12].

Na instalação do tubo de pitot na aeronave, têm-se utilizado dispositivos especiais que permitem sua fixação na aeronave sem a necessidade de interferência na estrutura original da mesma. Em geral, procura-se instalá-lo no nariz das aeronaves (quando na ausência de hélice nesta região) ou na ponta da asa. Em alguns casos, devido a dificuldades de instalação do tubo de pitot na ponta da asa, o mesmo tem sido instalado em regiões centrais da envergadura, porém, nestes casos, têm sido necessário corrigir os valores de ângulo de ataque e ângulo de derrapagem devido a influência aerodinâmica da asa (up-wash) nestes sensores. Esta correção tem sido feita a posteriori através do método de vórtice-lattice, o qual permite calcular a influência aerodinâmica da asa no ponto onde o sensor está instalado.

#### **Sensores de posição dos comandos**

Foi utilizado como sensores de posição dos comandos, potenciômetros lineares de 5k $\Omega$  com linearidade de 0.05% produzidos pela empresa Italiana Gefran [7]. Este potenciômetros são geralmente instalados em paralelo aos mecanismos de comando da aeronave e portanto medem a deflexão das superfícies de comando de forma indireta. No caso de aeronaves que possuam pouca rigidez entre os mecanismos e as superfícies de comando, deve-se instalar estes sensores diretamente nas superfícies de comando.

Por se tratarem de sensores resistivos e serem alimentados com a tensão de referência do sistema de conversão A/D, estes sensores não necessitam de nenhum condicionamento de sinal antes de serem conectados na placa de aquisição de dados.

### Sensores de força nos comandos

Para a medição de força nos comandos são utilizadas células de carga de flexão instaladas no manche de comando [1]. Esta instalação é feita em paralelo ao manche original da aeronave e, portanto, permite que o piloto controle a aeronave através do manche original e utiliza o manche com medição de força apenas durante os ensaios que necessitem desta informação (Figura 6).

Até a presente data, este sistema de ensaios possuía apenas uma célula de carga a qual deve ser montada no manche na direção correspondente a medição que se quer efetuar (profundor ou aileron). Além disto, também não se tinha nenhuma célula de carga disponível para a medição de força no sistema de comando do leme de direção.

Entretanto, já se encontra em desenvolvimento um dispositivo a ser instalado em paralelo ao manche capaz de medir, simultaneamente as forças no comando do profundor e as forças no comando de aileron, além de um outro dispositivo, a ser instalado nos cabos de comando do leme de direção, capaz de medir a força neste comando através da tensão neste cabo.

Os sinais produzidos por estas células de carga são condicionados e amplificados de forma a se adequem ao sistema de conversão A/D da placa de aquisição de dados.

A calibração destes sensores é feita em laboratório através comparação com balanças de precisão.



**Figura 6 – Célula de carga instalada no manche**

### Sensores de temperatura e umidade do ar

Os sensores de temperatura do ar utilizados são circuitos integrados com tensão de saída proporcional à sua temperatura na faixa de  $-55^{\circ}\text{C}$  até  $150^{\circ}\text{C}$  [16]. O sinal destes sensores são amplificados de forma que a faixa de medição seja reduzida para a faixa de  $10^{\circ}\text{C}$  até  $50^{\circ}\text{C}$ , aumentando a precisão na conversão A/D.

O sensor de umidade de ar utilizado é um sensor resistivo, resistente a água com faixa de medição entre 20% e 100% de umidade relativa do ar [6]. Por ser resistivo e alimentado com a tensão de referência do conversor A/D, este sensor não necessita de

condicionamento antes de serem conectados na placa de aquisição de dados.

A calibração destes sensores é feita em laboratório através de banhos controlados (temperatura) e câmaras ambientadas (umidade relativa).

### Sensor de rotação do motor

O sensor de rotação do motor é um sensor ótico capaz de medir a frequência que a hélice passa à sua frente. Este sensor é dotado de um LDR (light dependent resistor) que provoca uma variação de tensão a cada passagem da hélice, a qual é amplificada de forma a gerar um sinal de frequência tipo PWM (pulse width modulator). Este sinal é convertido para um sinal de tensão proporcional à frequência [15], adequado ao sistema de conversão A/D da placa de aquisição de dados. Neste sistema de condicionamento de sinais existe uma configuração de amplificação que deve ser ajustada de acordo com o número de pás da hélice

A utilização deste tipo de sensor em ensaios de aeronaves leves tem se mostrado bastante vantajoso e robusto, sobretudo devido a sua facilidade de instalação que não necessita de intervenção no sistema moto-propulsor da aeronave.

Nos ensaios já realizados, não foram observados nenhum tipo de interferência com a luminosidade externa.

A calibração deste sensor é feita, a cada instalação do sistema de ensaios em diferentes aeronaves, através da comparação com um tacômetro ótico calibrado.

### Sensores de aceleração

Foi utilizado também um acelerômetro triaxial capaz de medir aceleração com largura de banda de 0 a 6kHz [2]. Estes acelerômetros, construídos pela empresa Analog Devices, utilizam tecnologia iMEMS (integrated Micro Electro Mechanical System) e, portanto, apresentam baixo peso e pequeno tamanho. Os sensores utilizados possuem faixa de medição de  $\pm 10g$  na direção vertical e  $\pm 2g$  nas direções longitudinal e lateral. Os sinais (analógicos) produzidos por estes sensores são condicionados e amplificados de forma a se adequem ao nível de tensão do sistema de conversão A/D da placa de aquisição de dados.

A calibração destes sensores é feita entre  $-1g$  e  $+1g$ , nos três eixos, através de planos inclinados. Além destes valores, considera-se o fato da linearidade indicada pelo fabricante do sensor e a garantia de linearidade dos sistemas de condicionamento e amplificação.

As informações obtidas com este acelerômetro têm sido confrontadas com informações obtidas através de plataformas inerciais comerciais para verificação das medições além de  $\pm 1g$ . Estas confrontações têm mostrado que as considerações de linearidades são coerentes.

## Conclusões

Os microcontroladores com conversores A/D e interface serial embutidas em um único circuito integrado podem proporcionar circuitos eletrônicos para aquisição de dados mais simples, confiáveis, econômicos e compactos. Devido à facilidade de modificação do código de processamento (firmware), o microcontrolador dotado de memória FLASH se mostrou ideal para o desenvolvimento deste sistema.

A velocidade de processamento do microcontrolador utilizado permitiu que praticamente todas as funções necessárias fossem realizadas pelo mesmo circuito integrado, diminuindo a complexidade do sistema eletrônico.

A utilização do Palmtop como ferramenta para processamento e armazenamento dos dados mostrou-se extremamente eficiente para ensaios em voo de aeronaves leves.

Os sensores desenvolvidos se mostraram bastante simples e também adequados às necessidades de ensaios em voo de aeronaves leves.

O desenvolvimento deste sistema mostra a possibilidade de execução de ensaios em voo em aeronaves leves sem a necessidade de elevados investimentos em equipamentos especiais, tornando esta atividade compatível com as necessidades inerentes a este setor da indústria aeronáutica.

## Referências Bibliográficas

- [1] ALFA, 2003, Células de Cargas e Acessórios, Alfa Instrumentos Eletrônicos Ltda, disponível em <http://www.alfainstrumentos.com.br/manuais/celulas/CATÁLOGO%20DE%20CÉLULAS%200302CP.pdf>, 7p.
- [2] ANALOG, 1999, Low Cost  $\pm 2$  g/ $\pm 10$  g Dual Axis iMEMS® Accelerometers with Digital Output, Analog Devices, disponível em [http://www.analog.com/UploadedFiles/Data\\_Sheets/70885338ADXL202\\_10\\_b.pdf](http://www.analog.com/UploadedFiles/Data_Sheets/70885338ADXL202_10_b.pdf), 11p.
- [3] COIRO D.P., 2003, RPV and Light Aircraft Aerodynamics, Performances and Flying Qualities Estimation, Simulation and Flight Tests, International Conference on System Identification, São Paulo, Brasil, pp. 18-23.
- [4] COIRO D.P., NICOLosi F. AND DE MARCO A., 2002, Performances and Dynamic Behaviour Determination of DG400 Sailplane through Flight Tests, Technical Soaring.
- [5] Coiro, D., 2004, Conversas pessoais dos autores com o Prof. Domenico Coiro durante visita ao Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, abril de 2004.
- [6] GE, 2001, HUMIDITY SENSORS : TYPE HU10 RELATIVE HUMIDITY TRANSMITTER UNIT, Crown Industrial Estate, disponível em <http://www.thermometrics.com/assets/images/hu10.pdf>, 2p.
- [7] GEFran, 2004, PZ12 RECTILINEAR DISPLACEMENT TRANSDUCER WITH CYLINDRICAL CASE, Gefran Spa, disponível em <http://www.gefran.com/ing/prodotti/sensori.html>, 2p.
- [8] GIORDANO V., COIRO D.P., NICOLosi F. , 2001, Flight Tests, Flight Simulation and V.El. Certification on G97 Light Aircraft, XVI AIDAA National Congress, Palermo, 24-28 setembro 2001.
- [9] ISCOLD, P.H.A.de O.; RIBEIRO, R.P.; RESENDE, L.S.; COIRO, D.; NICOLosi, F.; GENITO, 2004, N. Light Aircraft Instrumentation to Determine Performance, Stability and Control Characteristics in Flight Tests. 13º Congresso e Exposição Internacionais da Tecnologia da Mobilidade. São Paulo: SAE – Brasil.
- [10] JATEGAONKAR, R., THIELECKE, F., 2000, Aircraft Parameter Estimation – A tool for development of aerodynamics database, Sâdhanâ, Vol.25, Parte 2, India.
- [11] KUNGL, P., SCHLENKER, M., WIMMER, D., KRÖPLIN, B. H., 2004, Instrumentation of remote controlled airship “Lotte” for in-flight measurements, Aerospace Science and Technology, nº 8, pp. 599–610.
- [12] MENDONÇA, C. B. De, HEMERLY, E. M., CURVO, M., 2003, Reconstrução de trajetória de aeronaves com identificação paramétrica em modelo não-linear. Série Arquimedes, Volume 2, Anais do DINCON 2003, pp.30-37.
- [13] MICROCHIP, 2001, PIC16F87X Data Sheet 28/40-Pin 8-Bit CMOS FLASH Microcontrollers, Microchip Technology Inc., disponível em <http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/30292c.pdf>, 218p.
- [14] MORELLI, E., 2002, System Identification Programs for Aircraft, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 5-8 Agosto, Monterey, Canadá, 19pp.
- [15] NATIONAL, 1999, LM231A/LM231/LM331A/LM331 Precision Voltage-to-Frequency Converters, National Semiconductor, disponível em <http://cache.national.com/ds/LM/LM231.pdf>, 15p.
- [16] NATIONAL, 2000, LM35 Precision Centigrade Temperature Sensors, National Semiconductor, disponível em <http://www.national.com/ds/LM/LM35.pdf>, 13p.
- [17] MOTOROLA, 2004, MPX5100/MPXV5100 SERIES Integrated Silicon Pressure Sensor On-

- Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated, Motorola Semiconductor Thecnical Data, disponível em [http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data\\_sheet/MPX5100.pdf](http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MPX5100.pdf), 12p.
- [18] MOTOROLA, 2004, MPXV5004G SERIES Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated, Motorola Semiconductor Thecnical Data, disponível em [http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data\\_sheet/MPXV5004G.pdf](http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MPXV5004G.pdf), 12p.
- [19] HONEYWELL, 2004, Solid State Sensors analog Position Sensors, Honeywell Sensing and Control, disponível em <http://content.honeywell.com/sensing/prodinfo/solidstate/catalog/c20019.pdf>, 1p.
- [20] SOUZA, D., J., LAVINIA, N. C., 2003, Conectando o PIC 16F877A Recursos Avançados, Editor Érica Ltda, 1º edição, 379 p.