

SIDEVAAN: SIMULAÇÃO E DESENVOLVIMENTO DE VEÍCULOS AÉREOS AUTÔNOMOS E NÃO-TRIPULADOS

MARIO F. M. CAMPOS*, PAULO ISCOLD†, LEONARDO A. B. TÔRRES‡, LUIS A. AGUIRRE‡

* *VeRLab – Laboratório de Visão e Robótica – Departamento de Ciência da Computação*

† *CEA – Centro de Estudos Aeronáuticos – Departamento de Engenharia Mecânica*

‡ *MACSIN – Grupo de Modelagem, Análise e Controle de SÍstemas Não-lineares
Departamento de Engenharia Eletrônica
Universidade Federal de Minas Gerais
Av. Antônio Carlos 6627, 31.270-901 Belo Horizonte, MG*

Emails: mario@dcc.ufmg.br, iscold@ufmg.com.br, torres@cpdee.ufmg.br,
aguirre@cpdee.ufmg.br

Abstract— This paper describes the current state of a study that concerns the simulation and development of unmanned aerial vehicles, the SiDeVAAN project. The main guidelines and goals of the project are described as well as the principal components of its hardware, software and instrumentation. The paper shows some data collected onboard during remote controlled and autonomous operation.

Keywords— UAVs, autonomous robots, instrumentation.

Resumo— Este artigo descreve alguns resultados do projeto SiDeVAAN (Simulação e Desenvolvimento de Veículos Aéreos Autônomos e Não-tripulados). Depois de uma breve descrição das linhas gerais do projeto, no que diz respeito à aviãoica, aos principais elementos da arquitetura do *hardware* e *software*, e da instrumentação, o artigo mostra resultados de ensaios em voo, tanto no modo remotamente controlado quanto no autônomo. Os três os veículos considerados neste estudo são de asa fixa.

Palavras-chave— VANTs, robôs autônomos, instrumentação.

1 Introdução

Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANT) (do inglês UAV - Unmanned Aerial Vehicles) são uma classe especial de veículos aéreos cuja operação independe da presença humana em seu interior. Essa categoria inclui aqueles que são controlados remotamente e também os que possuem algum grau de autonomia, isso é, capacidade de tomar decisões sem intervenção externa. Certamente não se trata de um novo conceito, sendo atribuído a Leonardo da Vinci um dos primeiros esboços desses veículos ainda no século XV. No entanto, a primeira instanciação prática ocorreu durante a primeira guerra mundial, principalmente devido ao desenvolvimento de giroscópios mais portáteis. Desde o final do século passado a tecnologia de veículos aéreos não tripulados vem avançando rapidamente, impulsionada pelas avanços principalmente nas áreas de processadores, sensores e telecomunicações.

Diversas aplicações podem se beneficiar de veículos aéreos não-tripulados, os quais podem ser muito úteis onde a presença de seres humanos a bordo não é necessária ou desejável. Alguns exemplos incluem missões tediosas, insalubres ou mesmo perigosas. Outra gama de aplicações envolve missões de vigilância ou monitoramento, em que o equipamento necessário, como câmeras e afins, é mais leve do que o peso de um piloto, resultando em um veículo aéreo menor.

Uma outra característica que confere grande versatilidade a um robô é a sua capacidade de tomar decisões, especificada a missão. Robôs com essa característica são classificados como autônomos (Siegwart and Nourbakhsh, 2004), (Arkin, 1998).

A característica de um veículo ser não-tripulado não implica ele ser também autônomo, nem vice-versa. Assim, ambas essas habilidades são desejáveis, o que justifica especial esforço no sentido de tornar certos veículos não-tripulados e autônomos. No cenário internacional esses alvos vêm sendo perseguidos há vários anos e é possível comprar essa tecnologia para embarcá-la em veículos aéreos, a fim de operá-los de forma autônoma e não-tripulada (Campos and de S. Coelho, 1999) (Rubio et al., 2004). No Brasil, alguns grupos de pesquisa têm sido desafiados a desenvolver esses tipos de veículos aéreos.

Resultados obtidos com um aeróstato não-tripulado e autônomo foram descritos em (Ramos et al., 2001). Outras classes de veículos aéreos autônomos e não-tripulados foram considerados em um evento recente. A simulação em computador de um veículo de decolagem vertical foi descrita em (Becker et al., 2006). Hemerly e colegas também apresentam resultados de simulação, com ênfase na identificação de sistemas, mas para um veículo de asa fixa (Hemerly et al., 2006). Finalmente, Amianti e de Barros, além de descrever a concepção e a definição da arquitetura de um veí-

culo aéreo não-tripulado de asa fixa comandado por rádio, ou seja, não-autônomo, mostram dados de testes em bancada (Amianti and de Barros, 2006).

Este artigo descreve o atual estado do projeto SiDeVAAN (Simulação e Desenvolvimento de Veículos Aéreos Autônomos e Não-tripulados). Um dos principais alvos desse projeto é o de apropriar e desenvolver tecnologia nacional capaz de equipar veículos aéreos de asa fixa, para voar de maneira autônoma. Muitas das decisões tomadas ao longo do projeto foram determinadas por esse alvo.

Depois de uma breve descrição das linhas gerais do projeto, no que diz respeito à aviãoica (Sec. 2) — todos os veículos considerados neste estudo são de asa fixa —, aos principais elementos da arquitetura do *hardware* e *software* (Sec. 3), e da instrumentação (Sec. 4), o artigo mostrará resultados de ensaios em vôo, tanto no modo remotamente controlado quanto no autônomo (Sec. 5). O artigo termina com algumas conclusões e sugestões de continuidade (Sec. 6).

2 Plataformas Aéreas

Desde o início, foi prevista a concepção e implementação de uma plataforma aérea desenvolvida no contexto do projeto SiDeVAAN, que veio a ser chamada de *Watchdog*. Tendo em vista o tempo que essas tarefas demandariam, decidiu-se avançar na especificação, desenvolvimento e integração dos demais componentes utilizando como plataformas aeromodelos de prateleira.

O primeiro aeromodelo utilizado foi um Piper J3-Cub, em escala 1:5, com 2,9m de envergadura de asa e com uma capacidade de carga próxima a 2 kg e motor de combustão interna. O objetivo principal no uso do Piper foi o de desenvolver e testar cada item dos equipamentos necessários para voar o *Watchdog* em modo autônomo. Os equipamentos que foram embarcados nesse aeromodelo serão descritos nas Seções 3 e 4.

O segundo aeromodelo utilizado foi um motoplanador com 1,98 m de envergadura e 1,95kg de massa, incluindo o sistema de controle. Essa aeronave, denominada AqVS, ao contrário do Piper, utiliza um motor elétrico de 1100W acionado por baterias de Lítio-Polímero, e pode ser lançado manualmente. O principal objetivo no uso deste aeromodelo foi o de testar uma configuração mínima para vôo autônomo (Iscold, 2007).

Finalmente, o terceiro veículo aéreo mencionado é o *Watchdog*, que foi desenvolvido no contexto do projeto por Rodrigo Sorbilli de Souza, sob a orientação de Carlos Cimini e Paulo Iscold no Centro de Estudos Aeronáuticos (CEA) da UFMG (Souza, 2006). O *Watchdog*, com uma autonomia de vôo que pode chegar a 4 h com uma velocidade máxima de cruzeiro de 200 km/h, tem capacidade de carga de 25 kg e 4,07 m de enverga-



Figura 1: O protótipo do Watchdog.

dura (Figura 1). O *Watchdog*, incluindo alguns sistemas eletrônicos, fez seus primeiros ensaios em vôo em março de 2007. Um dos próximos passos do projeto é embarcar no *Watchdog* a tecnologia desenvolvida utilizando-se o Piper e o AqVS a fim de capacitá-lo a voar no modo autônomo.

3 Hardware e Software

A principal unidade de processamento embarcada é um computador do tipo IBM-PC, construído segundo a norma industrial PC-104. Esse computador, cujo “disco rígido” é emulado por um cartão de memória *flash*, é o responsável por coletar e armazenar os dados dos diversos sensores durante o vôo. Para isso o PC-104 conta com uma placa de aquisição de dados MSI-P415 com um conversor A/D de 12 bits e 16 canais de entrada em modo diferencial. A plataforma descrita em (Amianti and de Barros, 2006) também utiliza um PC-104.

A placa de aquisição de dados foi ajustada para ler sinais de tensão de 0 a 5V e pode ler dados em até 163 kHz (os 16 canais). A taxa de amostragem utilizada no presente trabalho foi de 50 Hz para os sinais analógicos coletados. Dentre os sinais analógicos são também medidas as tensões dos sensores de posição internos aos servos usados para comandar as superfícies de controle do veículo, permitindo o armazenamento de informações acerca das entradas de atuação necessárias ao vôo da plataforma aérea. Os demais sensores analógicos serão descritos na próxima seção.

Além do microcomputador PC-104, foram embarcados: um modem sem fio MHX-2400 de 2,4 GHz com modulação de espalhamento espectral por salto em frequência, e potência de máxima de transmissão de 1 W, para troca de informações (envio e recebimento) com uma estação de solo; um módulo PC-104 MSI-P600 contendo um receptor de sinais GPS; e uma unidade de medição inercial CloudCap Crista IMU. Estes dispositivos se comunicam com o microcomputador embarcado através de comunicação serial padrão RS-232. O receptor GPS apresenta uma taxa de atualização de 1 Hz; e a unidade de medição inercial (IMU) apresenta taxa de amostragem de 50 Hz. Os dados coletados são enviados através do modem sem

foi a uma taxa de 10 Hz, enquanto são também armazenados em mídia não-volátil (memória *flash*) a mesma taxa em que são coletados.

Uma questão de fundamental importância é a fonte de energia. No projeto atual foram utilizadas 4 baterias Kokam de Lítio-Polímero, cada uma com tensão nominal de 7,4 V e carga de 2000 mAh. Por meio de um conversor estático DC/DC, do tipo buck, são providos os níveis de tensão necessários para alimentar o microcomputador PC-104, a IMU, o modem sem fio, e o receptor GPS. Os servos da plataforma aérea são alimentados independentemente por uma bateria de níquel-cádmio usada em aeromodelos, mas dimensionada para essa finalidade. Chama-se a atenção para o fato de que os sensores contam com reguladores de tensão de referência para assegurar menores níveis de perturbação decorrentes de ondulações rápidas de tensão introduzidas pelo conversor estático nos circuitos de condicionamento de sinais.

O *software* executado no PC-104 foi programado em linguagem C, e roda sobre um sistema operacional Linux modificado usando código aberto e gratuito¹, de forma a operar obedecendo requisitos de tempo real (Dozio and Mantegazza, 2003). A arquitetura de *software* é multitarefa, contando com um módulo independente de interpretação de comandos textuais enviados por conexão direta via cabo (Ethernet) ao PC-104, ou pelo modem sem fio (conexão via rádio).

A estação de solo também roda sistema operacional Linux em um microcomputador compatível com IBM-PC. A finalidade inicial dessa estação foi a visualização em tempo real de informações críticas acerca dos sensores e outros dispositivos embarcados, bem como o envio de comandos textuais para o microcomputador PC-104.

4 Instrumentação Eletrônica

Devido a complexidade do sistema e das possíveis aplicações, o número de potenciais variáveis a serem medidas é muito grande. Portanto, como primeira etapa decidiu-se medir as variáveis que seriam úteis na reconstrução da trajetória de vôo e na determinação da atitude da aeronave (Carvalho Junior, 2006). Essas variáveis são: ângulo de ataque, ângulo de derrapagem, velocidade aerodinâmica, altitude, acelerações de translação e velocidades angulares. A seguir são descritos os principais aspectos da instrumentação necessária para se medir as quatro primeiras grandezas mencionadas. As acelerações de translação a_x , a_y e a_z e velocidades angulares p , q e r são medidas pela IMU digital apresentada na Seção 3.

¹Pode ser obtido em <http://www.rtai.org>.

4.1 Os sensores analógicos

Para se medir os ângulos de ataque e de derrapagem, foi construída uma sonda anemométrica. Trata-se de um tubo de Pitot, que transforma a sua velocidade relativa ao fluido no qual está imerso em uma pressão diferencial, sobre o qual foram montadas duas bandeirolas. Essas estruturas giram em torno de seus eixos em cujas extremidades há magnetos de terra rara, que se movem na proximidade do respectivo sensor magneto-resistivo fixado no corpo da sonda. Dessa maneira é possível detectar a posição da respectiva aleta para medição dos ângulos de ataque e de derrapagem. Os sensores magneto-resistivos são da Honeywell e têm uma sensibilidade de $2,1 \text{ mV}/^\circ$, com resolução menor que $0,07^\circ$. Ao tubo de Pitot conecta-se um sensor de pressão diferencial da Honeywell com faixa de operação de $\pm 2,5'' \text{ H}_2\text{O}$. A sensibilidade típica do sensor é de $1 \text{ V/polegada de H}_2\text{O}$. A saída do sensor já é amplificada e compensada em temperatura e o mesmo pode ser alimentado em tensão contínua de 6 a 16 V. A altitude barométrica é medida utilizando-se um sensor piezoresistivo de pressão absoluta da Freescale. A saída, que é compensada em temperatura, consiste de uma tensão contínua entre 0,3 e 4,9 V. A faixa de medição desse sensor é de 15 a 115 kPa (ou de 2,2 a 16,7 PSI).

4.2 Os circuitos

Os circuitos projetados para tratar os sinais dos sensores têm como principal função ajustar a sensibilidade, bem como o *off-set*. Além disso, cada sensor tem alguma peculiaridade que, em alguns casos, exigiu que se tomassem medidas específicas. A seguir são mencionadas algumas dessas peculiaridades.

A saída do sensor de pressão diferencial mostrou-se particularmente sensível ao nível de tensão de alimentação. Portanto esse sensor, em particular, foi alimentado utilizando-se uma fonte de tensão regulada. Decidiu-se projetar tal fonte baseada no circuito LM7806 com tensão de 6 V. Como a capacidade de corrente dessa configuração é de 150 mA, que é insuficiente para atender à demanda de aproximadamente 500 mA, foi utilizado um transistor em configuração Darlington (TIP 110, Fairchild) para aumentar a capacidade de corrente, que passou a ser 800 mA. Os sensores magneto-resistivos para medição de posição angular têm configuração interna na forma de ponte de Wheatstone. A saída desses sensores é tratada por amplificadores de instrumentação INA125 (Burr-Brown).

Com os dados de ensaio em vôo estimou-se que a relação sinal-ruído para cada uma das grandezas medidas foi (Carvalho Junior, 2006): ângulo de ataque: 2,44 dB; ângulo de derrapagem:

1,09 dB; pressão absoluta: 5,54 dB e pressão diferencial: 8,41 dB.

Os quatro conjuntos de sistemas, juntamente com a fonte regulada de tensão, foram montados em uma única placa, que foi efetivamente testada em vôo e que permitiu a obtenção dados, alguns dos dados serão mostrados na Seção 5.

4.3 A calibração

O sensor de ângulo de ataque foi calibrado para a faixa de valores de -10° a 30° , e o sensor de ângulo de derrapagem, para a faixa de -30° a 30° . O sensor de pressão diferencial foi ajustado para medição na faixa de 0 a $2,73'' \text{H}_2\text{O}$, o que corresponde a uma velocidade aerodinâmica aproximada de 0 a 120 km/h (ao nível do mar). Após ajustado, o conjunto sensor/circuito apresentou uma sensibilidade de $0,030 \text{ V/mm H}_2\text{O}$, com *off-set* de 2,64 V (ou seja, essa é a tensão correspondente a 0 km/h), uma incerteza padrão de 0,016 V e uma linearidade 0,83% da leitura. O sensor de pressão absoluta (altitude barométrica), e seu respectivo circuito, foi ajustado para medir a faixa de 101,325 a 70,106 kPa, que corresponde à faixa de 0 a 300 m considerando o modelo usual de atmosfera padrão. Note que o início da faixa é o valor de pressão mais alto e corresponde à pressão atmosférica na altitude média da cidade de Belo Horizonte, onde o equipamento foi calibrado. Nesta etapa, a umidade relativa do ar não foi levada em conta. O conjunto sensor/circuitos, uma vez ajustados, apresentou sensibilidade de $-0,622 \text{ mV/mm H}_2\text{O}$, um *off-set* de 4,88 V (ou seja, essa tensão corresponde ao avião no solo), uma incerteza padrão de 1,4 mV e uma linearidade de 0,08% da leitura.

Finalmente, as superfícies de controle (aileron, profundor e leme) são acionadas por servos, que podem receber os sinais de comando do rádio ou do PC104. A localização de alguns desses itens no Piper pode ser vista na foto da Figura 2.

5 Resultados

O objetivo desta seção é mostrar alguns dos dados coletados durante vôos, tanto tele-controlados, quanto autônomos. Devido a limitação de espaço, não é possível mostrar e discutir os dados coletados de cada um dos sensores. O que se mostra nesta seção são dados que podem dar uma idéia do que consistiram os vôos-testes.

Os resultados serão apresentados em duas partes, primeiramente aqueles que foram coletados utilizando-se o Piper, posteriormente os utilizados com o AqVS, em vôo autônomo.

5.1 Vôo remotamente controlado

A Figura 3 mostra o perfil de altitude durante um vôo de aproximadamente 3 minutos de dura-



Figura 2: A primeira plataforma utilizada para testes da eletrônica embarcada: um aeromodelo comercial em escala Piper JR3-CUB com eletrônica embarcada. Presa à asa direita pode-se ver a sonda de vento. No dorso, próximo à asa está a antena do radio-modem e próximo ao leme encontra-se a antena do GPS.

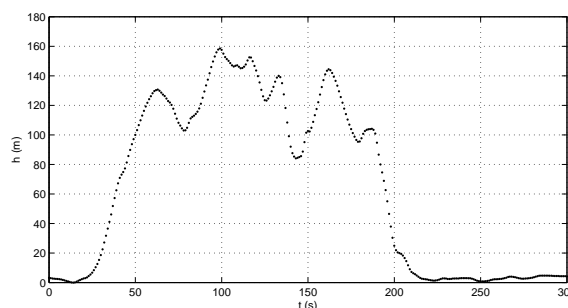


Figura 3: Altitude em metros. Dados coletados durante um vôo do Piper, remotamente controlado.

ção, conforme registrado pelo receptor GPS embarcado.

Os vôos remotamente operados foram fundamentais para revelar alguns pontos bastante importantes na concepção de um veículo não tripulado: (i) é preciso tomar extremo cuidado, ainda na etapa de concepção da instrumentação embarcada, com a disposição de equipamentos e aspectos construtivos (caixas, cabos, conectores, etc.) para que sejam minimizados os efeitos de interferências com a utilização de um projeto adequado de compatibilidade eletromagnética (EMC); (ii) é preciso observar atentamente o acoplamento mecânico de vibrações induzidas pelo conjunto motor-propulsor, uma vez que podem ser produzidas variações significativas nos sinais medidos, o que pode demandar a instalação de amortecedores de vibrações, principalmente em se tratando da unidade de medição inercial; e (iii) embora a utilização de sensores interligados em rede digital seja recomendável para aumentar a robustez do sistema embarcado de instrumentação a interferências eletromagnéticas, há que se observar a adequada filtragem analógica dos sinais medidos, tendo em vista o risco de falseamento da informação (*ali-*

asing) decorrente da presença de vibrações mecânicas e tensões induzidas indesejadas.

5.2 Simuladores

Dentro do escopo do projeto SiDeVAAN umas das tarefas a serem executadas foi a implementação de simuladores de vôo abertos capazes de auxiliar no desenvolvimento dos sistemas de controle. Para isso, duas iniciativas foram tomadas. A primeira foi o desenvolvimento de uma série de simuladores de vôo dedicados a cada uma das fases de desenvolvimento do sistema de controle. A segunda foi o desenvolvimento de procedimentos numéricos para a determinação das características aerodinâmicas de novas aeronaves de forma rápida e precisa, incluindo efeitos não lineares.

Quanto aos simuladores de vôo, destacam-se três que foram implementados. O primeiro foi um modelo da dinâmica *longitudinal* desenvolvido por meio do desmembramento das contribuições da asa e das empenagens da aeronave (Iscold and Pinto, 2003). Dessa forma, a dinâmica longitudinal da aeronave pode ser melhor representada e efeitos não lineares como o estol da asa e da empenagem podem ser observados de forma separada. O segundo modelo é um modelo *latero-direcional simplificado*, baseado nas contribuições de forças agrupadas em derivadas globais, que foi desenvolvido para o estudo do controlador latero direcional. Esse simulador também tem mostrado grande importância para o estudo de estratégias de guiamento. Finalmente, o terceiro simulador desenvolvido é um *simulador de 6 graus de liberdade*, onde a dinâmica longitudinal é obtida por meio do desmembramento das contribuições da asa e das empenagens e a dinâmica latero-direcional é obtida de forma global. Esse simulador é importante para a verificação do funcionamento em conjunto de todo o sistema de controle. Todos os simuladores desenvolvidos têm interface gráfica com o simulador de vôo FlightGear² de forma a permitir uma melhor visualização e, portanto, melhor compreensão dos resultados.

Uma ferramenta importante para a utilização desses simuladores é um procedimento numérico desenvolvido para o cálculo das características aerodinâmicas de aeronaves (Vargas, 2006). Esse procedimento é uma adaptação do método de Vórtice-Lattice com a inclusão da possibilidade de cálculo de múltiplas superfícies, em regime de vôo não simétrico e com inclusão das informações aerodinâmicas bidimensionais da perfilagem que compõe essas superfícies. Esse método é capaz de calcular as forças e momentos (portanto também os coeficientes e derivadas) de conjuntos asa-empenagens em praticamente qualquer condição e regime de vôo (subsônico). Sobre estes resultados, devem ainda ser adicionadas correções

²Pode ser obtido em <http://www.flightgear.org>.



Figura 4: O AqVS – motoplanador elétrico autônomo, embarcado com GPS, sensor de pressão absoluta, microcâmera e unidade de aquisição de dados em vôo.

devido à presença de fuselagens, naceles e trens de pouso. Essas correções foram compiladas por (Resende, 2006) e, em conjunto com o procedimento numérico descrito, compõem uma metodologia de cálculo aerodinâmica de aeronaves extremamente útil para o desenvolvimento de simuladores e aeronaves autônomas.

5.3 Vôo autônomo

O sistema AqVS já acumula até o presente mais de 50 ensaios em vôo, distribuídos em 12 campanhas (Figura 4). Os vôos foram realizados nas proximidades de Belo Horizonte, sempre em regiões de colina de forma a aproveitar as correntes ascendentes deste tipo de relevo para maximizar a autonomia de vôo durante os ensaios. As 12 campanhas de vôo foram divididas em três etapas, a saber: i) implementação do controlador de altitude; ii) implementação do controlador latero-direcional e iii) realização de vôos autônomos.

As duas primeiras fases foram de grande importância para a adaptação e calibração dos sensores utilizados embarcados. Deve-se ressaltar a importância dessas fases iniciais pela facilidade na realização de ensaios, pois alguns comandos da aeronave podem ser realizados de forma manual.

Uma vez concluídas essas duas fases preliminares, a terceira fase demandou apenas alguns ajustes nos controladores para o bom funcionamento do sistema, sobretudo em condições não previstas em simulação, como a influência da direção do vento durante a execução das curvas. A Figura 5 apresenta um resultado típico de um vôo autônomo entre quatro regiões definidas pela localização de quatro *waypoints* (pontos-de-passage). A missão a ser executada era passar nas áreas na ordem indicada.

Na fase atual, o sistema de guiamento utilizado ainda é bastante simples, semelhante ao tipicamente utilizado na prática do vôo com referências visuais (VFR). Nesse tipo de vôo a proa a ser tomada pela aeronave deve ser aquela que



Figura 5: Vôo autônomo passando pelas regiões definidas por quatro *waypoints*.

aponta diretamente para o próximo *waypoint* de referência. Como resultado de aplicação dessa técnica não se tem controle efetivo sobre a trajetória da aeronave, mas tem-se a garantia de que a aeronave irá sobrevoar o *waypoint* demarcado. Por essa razão, dependendo, sobretudo da direção e da intensidade do vento, a trajetória da aeronave pode sofrer alterações.

6 Conclusões e Trabalhos Futuros

Aspectos que merecerão atenção especial no futuro são os relacionados à fonte de energia (baterias, conversor DC/DC etc.), bem como a questões de compatibilidade eletromagnética e laços de “terra” na fuselagem do avião.

Um passo importante a ser dado é, à semelhança do AqVS, voar o *Watchdog* em modo autônomo utilizando a tecnologia desenvolvida dentro do contexto do projeto. Outras estratégias de guiamento vêm sendo estudadas e serão implementadas para testes nas próximas campanhas. Uma vez vencida essa etapa, o grupo disporá de elementos suficientes para estudar e implementar os ajustes e mudanças necessárias, a fim de aperfeiçoar a tecnologia atual visando a execução de missões mais complexas.

Agradecimentos

Os autores agradecem o apoio financeiro da UFMG, CNPq e FAPEMIG.

Referências

- Amianti, G. and de Barros, E. A. (2006). Desenvolvimento da aviãoica de um VANT — veículo aéreo não tripulado, *XVI Congresso Brasileiro de Automática*, Salvador, Bahia, pp. 2225–2230.
- Arkin, R. (1998). *Behavior-Based Robotics*, MIT Press.
- Becker, M., Bouabdallah, S. and Siegwart, R. (2006). Desenvolvimento de um controlador de desvio de obstáculos para um mini-helicóptero quadricóptor autônomo — 1a fase: simulação, *XVI Con-*

gresso Brasileiro de Automática, Salvador, Bahia, pp. 1201–1206.

- Campos, M. F. M. and de S. Coelho, L. (1999). Autonomous dirigible navigation using visual tracking and pose estimation, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Vol. 4, pp. 2584–2589.
- Carvalho Junior, W. (2006). *Instrumentação de processamento de sinais em um veículo aéreo não tripulado*, Trabalho de Conclusão do Curso de Engenharia de Controle e Automação da UFMG, Belo Horizonte.
- Dozio, L. and Mantegazza, P. (2003). Linux real time application interface (RTAI) in low cost high performance motion control, *Motion Control*, Associazione Nazionale Italiana per l’Automazione – ANIPLA, Milano, Italy.
- Hemerly, E. M., Brasil-Neto, N. S., Maciel, B. C. O. and Góes, L. C. S. (2006). Identificação e controle de veículos autônomos não tripulados com asa fixa, *XVI Congresso Brasileiro de Automática*, Salvador, Bahia, pp. 1231–1236.
- Iscold, P. (2007). Development of a small unmanned aerial vehicle for aerial reconnaissance, *SAE 2007 International Congress of Mobility Engineering*, São Paulo. Submetido para publicação.
- Iscold, P. and Pinto, R. (2003). Mathematical modeling for optimization of competition sailplane flight: a preliminary approach, *SAE 2003 International Congress of Mobility Engineering*, São Paulo, SP.
- Ramos, J., Paiva, E., Azinheira, J., Bueno, S., Maeta, S., Mirisola, L., Bergeman, M. and Faria, B. (2001). Autonomous flight experiment with a robotic unmanned airship, *Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Seoul, Korea, pp. 4152–4157.
- Resende, L. (2006). *Metodologia de Cálculo Aerodinâmico utilizando software desenvolvido no Centro de Estudos Aeronáuticos.*, Trabalho de Conclusão do Curso de Engenharia Mecânica da UFMG, Belo Horizonte.
- Rubio, J. C., Vagners, J. and Rysdyk, R. (2004). Adaptive path planning for autonomous uav oceanic search missions, *Proceedings of the AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*.
- Siegwart, R. and Nourbakhsh, I. (2004). *Introduction to Autonomous Mobile Robots*, MIT Press.
- Souza, R. S. C. (2006). *Desenvolvimento de uma Aeronave do Tipo U.A.V. (Unmanned Aerial Vehicle) para Aplicações Gerais* Desenvolvimento de uma Aeronave do Tipo U.A.V. (Unmanned Aerial Vehicle) para Aplicações Gerais, Trabalho de Conclusão do Curso de Engenharia Mecânica da UFMG, Belo Horizonte.
- Vargas, L. (2006). *Desenvolvimento e implementação de um procedimento numérico para cálculo de conjuntos asa-empenagens de geometria complexa em regime de vôo subsônico assimétrico e não linear.*, Dissertação de mestrado, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, UFMG, Belo Horizonte.