



**Universidade de São Paulo
Escola de Engenharia de São Carlos
Departamento de Engenharia Elétrica**

Trabalho de Conclusão de Curso

**Construção do Protótipo do Grupo de UAV-EESC
e Estudo dos Sensores para Ensaios de Derivadas
de Estabilidade**

Autor
Adriano Ghigiarelli Bruschi

Número USP
5882268

Orientador
Prof. Dr. Eduardo Morgado Belo

São Carlos, Novembro 2011

ADRIANO GHIGIARELLI BRUSCHI

**CONSTRUÇÃO DO PROTÓTIPO DO
GRUPO DE UAV-EESC E ESTUDO
DOS SENSORES PARA ENSAIOS DE
DERIVADAS DE ESTABILIDADE**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado
à Escola de Engenharia de São Carlos, da
Universidade de São Paulo

Curso de Engenharia Elétrica com ênfase em
Sistemas de Energia e Automação

ORIENTADOR: Prof. Dr. Eduardo Morgado Belo

São Carlos
2011

AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica preparada pela Seção de Tratamento
da Informação do Serviço de Biblioteca – EESC/USP

B912c Bruschi, Adriano Ghigiarelli.
Construção do protótipo do grupo de UAV-EESC e estudos dos sensores para ensaios de derivadas de estabilidade. / Adriano Ghigiarelli Bruschi ; orientador Eduardo Morgado Belo -- São Carlos, 2011.

Monografia (Graduação em Engenharia Elétrica com ênfase em Sistemas de Energia e Automação) -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2011.

1. UAV. 2. Derivadas de estabilidade. 3. IMU. 4. GPS.
5. Tubo de Pitot. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

Nome: Adriano Ghigiarelli Bruschi

Título: “Construção do Protótipo do Grupo de UAV e Estudo dos Sensores para Ensaios de Derivadas de Estabilidade”

Trabalho de Conclusão de Curso defendido e aprovado
em 23 / 11 / 2011,

com NOTA 7,0 (sete , zero), pela comissão julgadora:

Mônica de Lacerda Rocha

Profa. Dra. Mônica de Lacerda Rocha - EESC/USP

Carlos Goldenberg

Prof. Assistente Carlos Goldenberg - EESC/USP

Homeró Schiabel

Prof. Associado Homeró Schiabel
Coordenador da CoC-Engenharia Elétrica
EESC/USP

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho aos meus pais Armando e Eleniza por estar ao meu lado nos momentos difíceis de toda caminhada. Pelo amor, pelo carinho e por passar-me ensinamentos que hoje resultaram neste trabalho. Amo vocês.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus pela vida proporcionada.

A Liciane pelo amor, carinho, paciência e ajuda neste trabalho.

Ao meu irmão Rafael por estar ao meu lado nestes anos de trabalho.

Ao Prof Dr. Eduardo Morgado Belo pelo apoio e pela orientação prestada.

Ao Prof Dr. Michael George Maunsell pelos momentos bons vividos juntos e por ter acreditado em mim.

À instituição USP por ter me proporcionado o apoio durante a graduação.

Ao colega Felipe Reis pelo apoio no trabalho.

Aos meus verdadeiros amigos que acreditaram no meu trabalho.

A todos da minha família que acreditaram que este dia chegaria.

Ao grupo de ensaios em voo da EMBRAER pelo apoio prestado.

SUMÁRIO

DEDICATÓRIA	i
AGRADECIMENTOS	ii
ÍNDICE DE FIGURAS	v
ÍNDICE DE TABELAS	vi
LISTA DE ABREVIATURAS	vii
RESUMO.....	viii
ABSTRACT.....	ix
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Organização do Trabalho	1
1.2 Motivação.....	1
1.3 Objetivos do Trabalho	2
2 O MINI UAV – EESC USP	3
2.1 Características	3
2.2 Sistemas	5
3 CONSTRUÇÃO DO MINI UAV	7
3.1 Materiais	7
3.2 Procedimentos	8
3.3 Ilustrações	9
4 DERIVADAS DE ESTABILIDADE.....	10
5 SENSORES E SISTEMA DE TELEMETRIA	14
5.1 Antena	14
5.2 IMU.....	17
5.2.1 Giroscópio	17
5.2.2 Acelerômetro	19
5.2.3 Magnetômetro	20

5.2.4 Especificações	21
5.3 GPS	23
5.4 Pitot	29
6 INTEGRAÇÃO	33
6.1 RS232	33
6.2 SPI	33
6.3 Analógica	34
6.4 Flex	34
6.5 Bateria	35
6.6 Sincronização dos dados	36
6.7 Calibração	36
6.8 Ensaios	37
7 CONCLUSÃO	38
8 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	39

ÍNDICE DE FIGURAS

- Figura 1 UAV Vista Superior
- Figura 2 UAV Vista Lateral
- Figura 3 UAV Vista Isométrica
- Figura 4 Diagrama de Bloco do Sistema de Gerenciamento de Voo [3]
- Figura 5 Caixa de Madeira do Mini UAV
- Figura 6 Estrutura da asa do Mini UAV
- Figura 7 Leme, Profundor e Boom Central
- Figura 8 Sistema Massa-Mola-Amortecedor
- Figura 9 Resposta do sistema em função dos pólos
- Figura 10 resposta do sistema em função do amortecimento
- Figura 11 Esquemático dos Sensores
- Figura 12 Dispositivos Receptor/Transmissor
- Figura 13 Modo de operação Point to Point
- Figura 14 Configuração da Interface da Antena
- Figura 151 princípio de Funcionamento do Acelerômetro
- Figura 16 Linhas Isogônicas
- Figura 17 Orientação dos Eixos da IMU
- Figura 18 Orientação dos eixos da Aeronave para as Derivadas de Estabilidade [1]
- Figura 19 Esquemático GPS
- Figura 20 GPS Triangulação
- Figura 21 Sincronização do GPS
- Figura 22 GPS Diferencial [2]
- Figura 23 Tubo de Pitot
- Figura 24 Dispositivo de Pressão Diferencial
- Figura 25 Filtro Para Saída Analógica do Sensor de Pressão Diferencial
- Figura 26 Gráfico para Calibração do Tubo de Pitot
- Figura 2 SPI em Modo Mestre/Escravo
- Figura 28 Monitoramento de Manobra em Vôo

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1 Principais Características do Mini UAV

Tabela 2 Alcance sistema de telemetria

Tabela 3 Erro por Tipo de Satélite

Tabela 4 Frame sequencial do GPS

LISTA DE ABREVIATURAS

UAV (Unmanned Aerial Vehicle)

VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado)

FMS (Flight Management System)

API (Application Programming Interfacing)

CG (Centro de Gravidade)

IMU (Inertial Measurement Unit)

GPS (Global Positioning System)

SPI (Serial Peripheral Interface)

SS (Slave Select)

RESUMO

BRUSCHI, A. G. Construção do Protótipo do Grupo de UAV-EESC e Estudo dos Sensores para Ensaio de Derivadas de Estabilidade. 2011. Trabalho de Conclusão de Curso – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2011.

No presente trabalho são apresentados os métodos utilizados para a construção do protótipo de UAV (Unmanned Aerial Vehicle) do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos. Também é apresentado o estudo realizado para a escolha dos sensores a serem utilizados no ensaio em voo para obtenção das Derivadas de Estabilidade do protótipo, possibilitando assim a implementação do sistema de controle, ou seja, o piloto automático da aeronave, consolidando então o desenvolvimento do UAV.

Palavras-Chaves: UAV, Derivadas de Estabilidade, IMU, GPS, Tubo de Pitot.

ABSTRACT

BRUSCHI, A. G. Construction of the Prototype of the UAV-EESC Group and Study of the Sensors for Tests of Stability Derivatives. 2011. Course Conclusion Work – Engineering School of São Carlos, University of São Paulo, São Carlos, 2011.

In the current manuscript, the methods used to assemble the UAV (Unmanned Aerial Vehicle) prototype of the Aeronautical Engineering Department of the Engineering School of São Carlos are presented. Also, the study done to select the sensors to be used in the flight test for acquisition the Stability Derivatives of the prototype is presented, in order to enable the implementation of the control system, i.e., in other words, the autopilot of the aircraft, consolidating then the development of the UAV.

Keywords: UAV, Stability Derivatives, IMU, GPS, Pitot Tube.

1 INTRODUÇÃO

1.1 Organização do Trabalho

A organização deste trabalho será feita da seguinte forma:

- Capítulo 1: Além da organização do trabalho são introduzidos a motivação e os objetivos do trabalho.
- Capítulo 2: Expõe as principais características do protótipo do Mini UAV do departamento de Engenharia Aeronáutica da EESC.
- Capítulo 3: Detalha o processo de fabricação do protótipo do UAV.
- Capítulo 4: Estudo das Derivadas de Estabilidade.
- Capítulo 5: Análise dos sensores e sistemas necessários para os posteriores ensaios.
- Capítulo 6: Características da integração e dificuldades futuras.
- Capítulo 7: Conclusão do projeto e posteriores trabalhos.

1.2 Motivação

Aeronaves são convencionalmente controladas por humanos, sendo destes o papel da execução operacional. Estas são conhecidas como aeronaves tripuladas e foram largamente utilizadas ao longo dos anos. Outro conceito é o de aeronaves autônomas, que são conhecidas como UAVs (Unmanned Aerial Vehicle) ou VANTs (Veículo Aéreo Não Tripulado) que são aeronaves com a capacidade de voo completo automaticamente, ou seja, realizam decolagens, voos de cruzeiro e pousos nas mais diversas condições sem a necessidade do controle humano.

Atualmente o conceito de aeronaves não tripuladas tem sido amplamente discutido pela sociedade científica em seus prós e contras, e utilizados em missões como patrulhamento, vigilância, combate ao narcotráfico e ao comércio ilegal, sensoriamento remoto, dentre outras.

As principais empresas ligadas ao ramo da aviação têm criado programas de desenvolvimento de sistemas e aprimorando de técnicas no desenvolvimento de aeronaves não tripuladas, permitindo que este novo conceito venha ganhando espaço na aviação civil e militar.

Aeronaves não tripuladas são em sua maioria menores que as tripuladas e assim o custo operacional se reduz e não se expõe a riscos a vida de pessoas. Estas são algumas das motivações que levaram à execução deste trabalho.

1.3 Objetivos do Trabalho

Este trabalho de conclusão de curso tem três objetivos principais.

1 Construção do protótipo da aeronave do Grupo de UAV do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos.

2 Análise dos principais sensores que serão utilizados em ensaios em vôo para a obtenção de uma base de dados para o cálculo das Derivadas de Estabilidade possibilitando assim o controle e o guiamento da aeronave em voo.

3 Estudo da integração destes sensores na aeronave e suas devidas alocações, para que os dados obtidos por eles sejam confiáveis. Entretanto a completa implementação e validação dos dados será feita em projetos futuros.

2 O MINI UAV – EESC USP

2.1 Características

O projeto do Mini UAV pela Escola de Engenharia de São Carlos tem o intuito de transformar tal protótipo em uma plataforma de testes dos sistemas de gerenciamento de voo desenvolvidos. O Mini UAV é uma aeronave dotada de asa alta e fuselagem projetada para adequação dos mais variados sistemas, tais como aviônicos e outros de necessidades específicas.

Todo o projeto foi desenvolvido em Software Catia V5 e suas vistas estão representadas nas Figuras 1, 2 e 3:

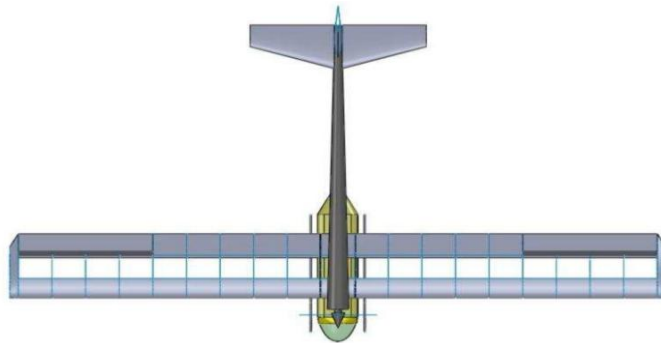


Figura 1 UAV Vista Superior

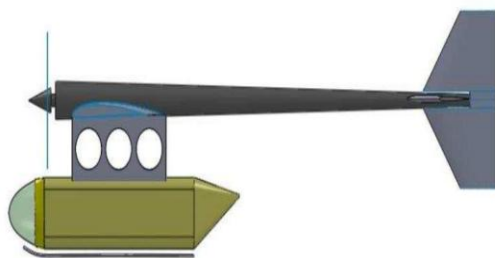


Figura 2 UAV Vista Lateral

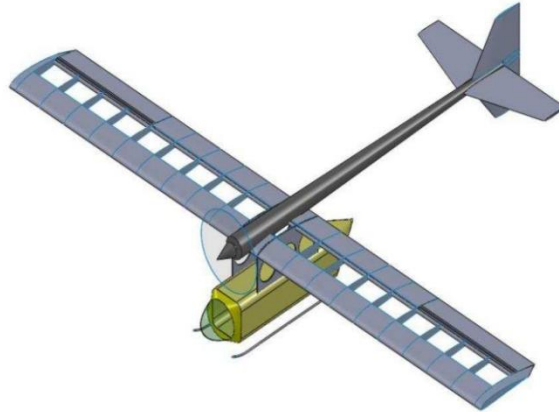


Figura 3 UAV Vista Isométrica

O Mini UAV foi desenvolvido de tal forma que seja bastante estável e assim não exigir uma ação excessiva do sistema de controle e proporcione um voo mais estável, aumentando assim as chances de preservar a integridade do protótipo.

Na Tabela 1 são apresentadas as principais características do protótipo desenvolvido no Departamento de Engenharia Aeronáutica da EESC – USP.

Posição de Asa	Alta
Trem de Pouso	Skis
Motor	Elétrico
Peso Máximo	3Kg
Envergadura	2m
Velocidade de Cruzeiro	40 Km/h
Coefficiente Máximo de Sustentação da Asa	1,3
Coefficiente de Sustentação Máximo da Empenagem	1,25
Alongamento da Asa	7,5
Alongamento da Empenagem Horizontal	4
Alongamento da Empenagem Vertical	1,5
Afilamento da Asa	1
Afilamento da Empenagem Horizontal	0,5
Afilamento da Empenagem Vertical	0,5
Margem Estática	25%

Tabela 1 Principais Características do Mini UAV

2.2 Sistemas

Aeronaves geralmente são dotadas de sistemas de gerenciamento de voo conhecido como FMS (Flight Management System) e a este tem a função de interface entre os sistemas e os aviônicos. O FMS realiza cálculos de planejamento do voo, guiamento, correções de trajetória e controle.

Basicamente supervisiona o funcionamento das seguintes funções:

- Sensores de navegação e de rádio;
- Sistema de referência inercial;
- Navegação via rádio;
- Sistemas de dados;
- Displays;
- Multifunção;
- Motores;
- Navegação;
- Sistemas de controle de voo;
- Propulsão;
- Telemetria e telecomando; [5]

O sistema da Figura 4 ilustra a interface típica em um diagrama de blocos. [3]

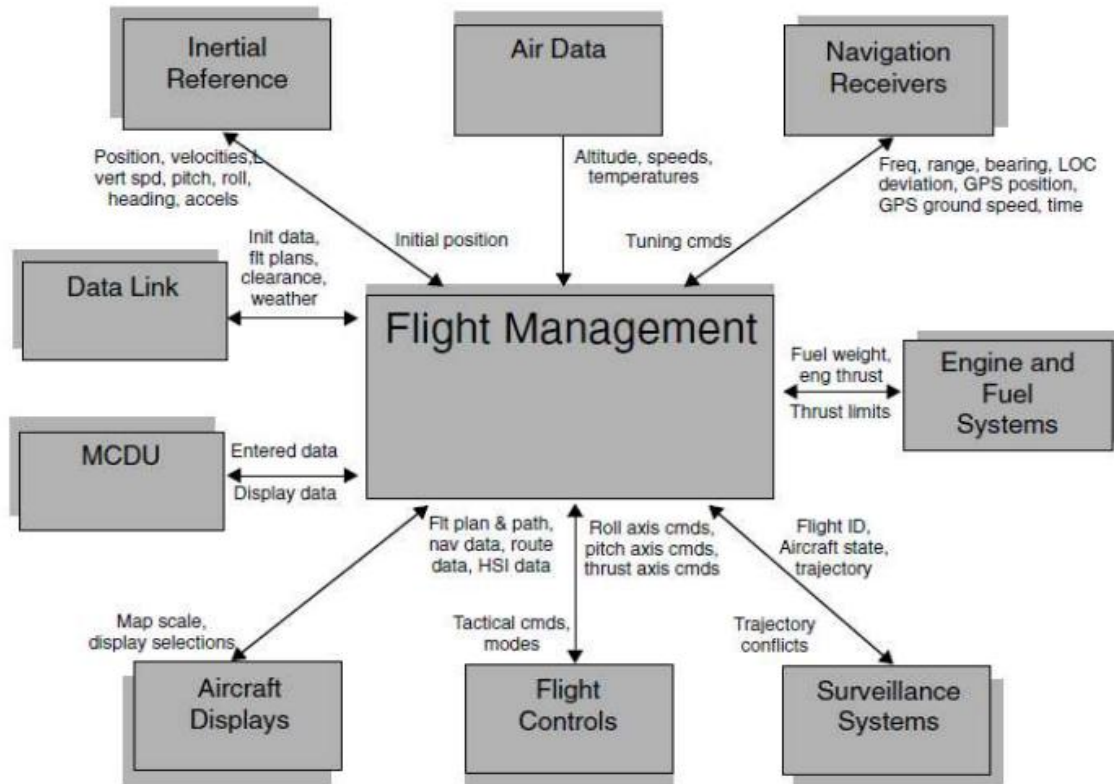


Figura 4 Diagrama de Blocos do Sistema de Gerenciamento de Vôo [3]

Na Figura 4 é possível identificar as variáveis que o Flight Management pode controlar. No caso do Mini UAV não serão todas estas as variáveis medidas. Somente serão levadas em conta as necessárias para obtenção das derivadas de estabilidade e para que o vôo seja realizado com segurança, tais como, Referência Inercial, Dados de Navegação e Controle de Vôo. Dados que podem ser gerenciados pelo Flight Management como Meteorologia, Controle do Combustível, dentre outros não serão necessários pois estes só aumentariam a complexidade dos sistemas e não seriam de grande utilidade para esta parte inicial do projeto.

Convencionalmente as aeronaves possuem todo o sistema de gerenciamento de vôo embarcado, assim os cálculos necessários para o perfeito controle durante o vôo são realizados na própria aeronave. Entretanto no caso dos UAVs, o FMS (Flight Management System) fica em computador no solo e por este motivo é necessário um sistema de telemetria que seja capaz de fazer a aquisição das informações dos sensores na aeronave durante o vôo e o envio das posteriores correções calculadas pelo sistema de controle para o guiamento da aeronave durante a missão. [4]

3 CONSTRUÇÃO DO MINI UAV

Uma parte dos trabalhos desenvolvidos, foi também a finalização da construção do protótipo do UAV-EESC e para isso foi realizado trabalho manual de fabricação e montagem de partes em paralelo com o estudo dos sistemas que seriam necessários para a efetivação do projeto. Esta etapa foi realizada para que a primeiro UAV do grupo fosse utilizado como plataforma de testes no desenvolvimento dos sistemas. Abaixo segue a lista dos materiais utilizados e os procedimentos realizados para a construção do protótipo do UAV.

3.1 Materiais

Nesta etapa de construção do UAV foram utilizados diversos materiais para a confecção do protótipo. A estrutura da asa foi feita com longarinas de tubos de fibra de carbono, as nervuras cortadas a laser em madeira balsa e o revestimento da asa realizado com plástico termo retrátil conhecido como Monocote.

A estrutura do modelo é basicamente feita por tubos de fibra de carbono que conferem rigidez à aeronave e as junções foram coladas com cola Epoxi largamente utilizada na construção de aeromodelos.

Como corpo da aeronave foi feita uma caixa de madeira, capaz de alojar os aviônicos necessários para o voo autônomo, com versatilidade de adequação das câmeras de filmagem e dos sensores para ensaios dentre outros componentes.

A aeronave foi projetada para ser lançada de catapulta e por isso não foi dotada de trem de pouso e sim de Skis, moldados em aço especialmente para utilização neste protótipo. A Figura 5 representa a caixa em madeira do Mini UAV:

Todos os comandos serão aplicados à aeronave via servos de controle amplamente utilizados em aeromodelismo, sendo cada servo independente para cada superfície de comando tais como aileron independente, profundor e deriva.

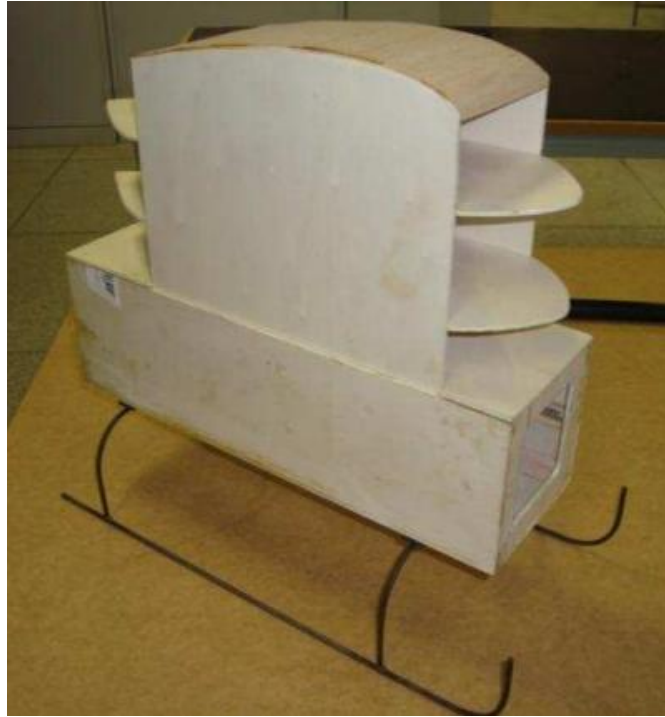


Figura 5 Caixa de Madeira do Mini UAV

3.2 Procedimentos

Os procedimentos utilizados na finalização da construção do protótipo foram primeiramente a construção das partes que compõem a aeronave, sendo estas as asas separadamente, a caixa de madeira onde serão anexados os aviônicos, a deriva e o profundor solidários ao boom central do UAV.

As asas foram enteladas com plástico termo retrátil, que confere melhor aerodinâmica ao escoamento e assim menor arrasto ao conjunto da aeronave. Posteriormente foram fixadas as asas à caixa central, e o grupo moto-propulsor ao boom. Toda a fabricação foi minuciosamente realizada para conferir ao modelo a melhor adequação ao projeto feito em Catia V5, conforme descrito anteriormente para que a dinâmica final da aeronave construída fosse o mais próximo possível do projetado.

3.3 Ilustrações



Figura 6 Estrutura da asa do Mini UAV



Figura 7 Leme, Profundor e Boom Central

4 DERIVADAS DE ESTABILIDADE

O objetivo deste capítulo é descrever o estudo das características de estabilidade e da resposta de aeronaves em termos de pequenas perturbações a partir de uma condição de voo estacionário bem definido. As derivadas de estabilidade são as características que representam a dinâmica da aeronave. Podem ser definidas como a tendência que a aeronave tem em modificar seu estado dinâmico de voo devido aos seus movimentos. A estabilidade dinâmica de uma aeronave pode também ser definida como a tendência desta em se manter ou não na posição zero ou em nova condição de voo constante. As aeronaves podem ser classificadas dinamicamente como estáveis, neutralmente estáveis ou instáveis, sendo que estes parâmetros podem ser definidos com relação ao amortecimento e à frequência do voo oscilatório.

Estáveis, correspondem a vãos oscilatórios que têm queda de amplitude com o tempo, neutralmente estáveis apresentam amplitude constante de oscilação e instáveis são vãos oscilatórios que divergem com o tempo, ou seja, a amplitude de oscilação aumenta com o tempo.

As perturbações que modificam o voo podem ser oriundas de fatores internos e externos, sendo exemplos de fatores internos a mudança na posição de uma superfície de controle e aumento ou diminuição na propulsão do motor da aeronave. Como exemplos de perturbações externas têm-se as modificações na atmosfera e os ventos de rajada.

A resposta dinâmica de uma aeronave pode ser comparada ao sistema clássico de segunda ordem, do tipo Massa-Mola-Amortecedor.

A Figura 8 representa o sistema Massa-Mola-Amortecedor de modelagem dinâmica da aeronave:

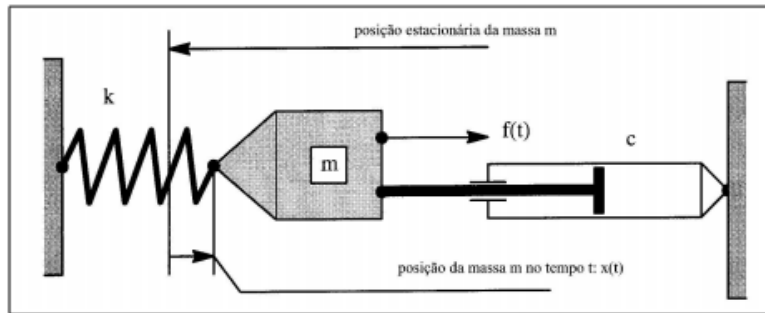


Figura 8 Sistema Massa-Mola-Amortecedor

Tem-se a frequência natural do sistema:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (4.1)$$

e a constante de amortecimento:

$$\xi = \frac{c}{2\sqrt{km}} \quad (4.2)$$

onde k é a constante da mola, c a constante do amortecedor e m a massa do sistema.

Se as condições iniciais forem nulas, teremos a função de transferência em que a saída do sistema é a posição da massa em relação a um eixo vertical como na Figura 9:

$$G(s) = \frac{1}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (4.3)$$

A partir desta função e usando a teoria clássica de estabilidade que analisa os pólos das funções de transferência pode-se saber como será a resposta da aeronave em termos da constante de amortecimento, como ilustrado nas figuras 9 e 10. [6] [8].

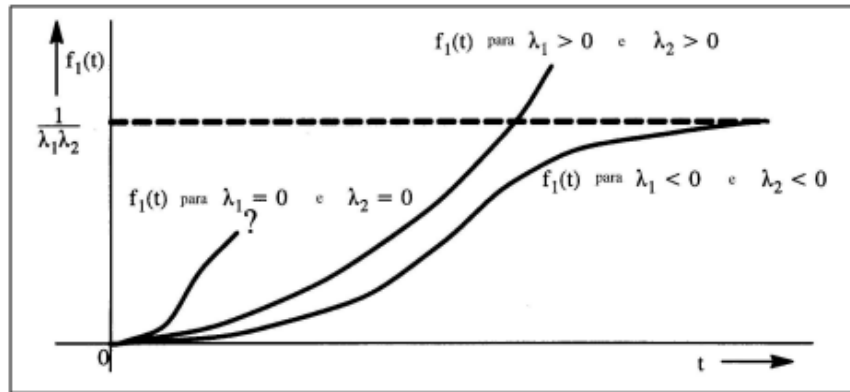


Figura 9 Resposta do sistema em função dos pólos

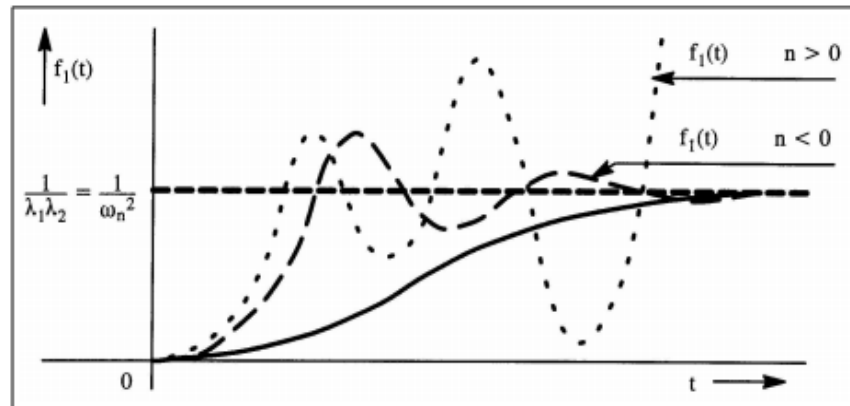


Figura 10 resposta do sistema em função do amortecimento

A denotação das derivadas de estabilidade é definida como por exemplo C_{M_α} o coeficiente de variação da medida de momento de pitch de uma aeronave em função do ângulo de ataque α , (ângulo entre o vetor velocidade da aeronave e a orientação do eixo longitudinal da aeronave).

Com o conjunto de derivadas de estabilidade de uma aeronave pode montar o seu modelo matemático, que pode ser utilizado para o desenvolvimento de simuladores de vôo e verificação das características dinâmicas da mesma em vôo simulado.

As equações diferenciais que descrevem o movimento da aeronave podem ser divididas em equações longitudinais e latero-direcionais.

Com os valores finais das derivadas de estabilidade, as equações de movimento da aeronave são conhecidas e aplicáveis para os projetos futuros.

Posteriormente é possível a obtenção das funções de transferência dos movimentos da aeronave, e assim o desenvolvimento de um sistema de controle, sendo este conhecido como piloto automático de uma aeronave e que possibilita o guiamento da aeronave e a realização da missão de forma autônoma como requerida por uma aeronave do tipo UAV.

5 SENSORES E SISTEMA DE TELEMETRIA

Esta etapa do projeto corresponde à análise dos sistemas necessários para a obtenção dos dados de voo para posterior obtenção das derivadas de estabilidade.

Para a obtenção destes dados tem-se o esquemático abaixo a ser implementado:

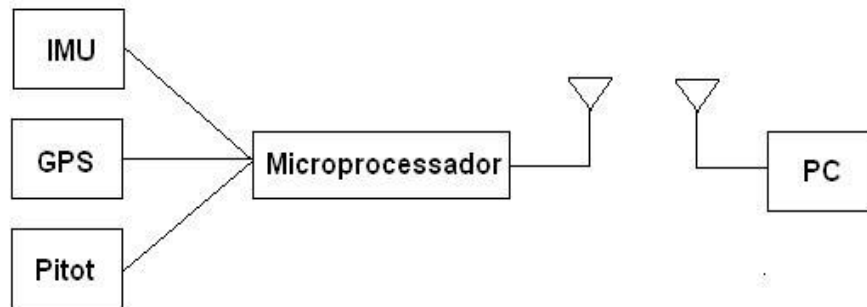


Figura 11 Esquemático dos Sensores

Os sistemas de IMU, GPS, Pitot e Microprocessador são embarcados na aeronave em voo e o PC em solo recebe os dados dos sensores.

Cada dispositivo representado no esquemático da Figura 11 será devidamente caracterizado nos capítulos seguintes.

5.1 Antena

Primeiramente foi iniciado o estudo do sistema de telemetria a ser utilizado. Este sistema é necessário pois os dados em voo devem ser coletados em solo e armazenados em um computador. O motivo pelo qual iniciou-se o estudo pela antena é que este dispositivo estabelece a comunicação entre o avião e o solo e todo o processamento dos dados oriundos dos sensores devem ser modificados para que sejam aceitos pela transmissão da antena. A antena é o “gargalo” referente aos dados dos sensores recebidos em solo.

O sistema de telemetria utilizado e disponível no laboratório tem capacidade de transmissão e de recepção de dados por meio de dois dispositivos básicos representados na Figura 12:



Figura 12 Dispositivos Receptor e Transmissor

A Figura 12 representa o sistema comercial 9XTend^{RM} OEM RF Module, dispositivos básicos a serem utilizados para a transmissão dos dados dos sensores. Este sistema tem o alcance de transmissão inversamente proporcional à taxa de transmissão de bps, e proporcional ao dispositivo de ganho na saída da antena, de acordo com a Tabela 2.

	9600bps	115200bps
Urbano	900m	450m
Livre	22Km 64Km com amplificador.	11Km 32Km com amplificador

Tabela 2 Alcance do sistema de telemetria

A frequência de trabalho do sistema de telemetria é de 928Mhz, e do controle do UAV de 2,4Mhz, não ocorrendo problemas de interferência na operação do sistema.

A tensão de suprimento ideal do sistema de telemetria é de 5V para que o mesmo trabalhe nas especificações descritas pelo fabricante. Com a utilização do modo de maior potência o sistema trabalha com corrente de 730mA, com uma potência na transmissão de 1W e impedância de 50 ohms.

O sistema de telemetria é integrado a um dispositivo de comunicação serial conectado ao módulo de transmissão de dados. Assim o sistema de comunicação pode ser operado por comunicação serial do tipo RS-232.

O modo de operação que foi definido para o sistema de telemetria é do tipo API (Application Programming Interfacing) em que a mensagem contém 16 bits. O modo API tem as seguintes funcionalidades.

- Mudança do endereço de destino sem a necessidade de modo de comando;
- Identifica o endereço de busca para cada pacote de mensagem recebida.

Sendo necessário também o estudo do modo de operação do sistema de telemetria, assim pelas especificações da 9XTend^{RM} OEM RF Module tem-se três modos:

- Point-to-Point: é o modo de operação em que é utilizada uma estação comunicando-se com apenas outra estação.
- Point-to-Multipoint: é o modo de operação em que uma estação se comunica com varias outras estações.
- Peer-to-Peer: é o modo de operação em que as estações se comunicam de forma cíclica.

Foi especificado que o modo de operação do sistema de telemetria seria o Point-to-Point, sendo este o que se adapta melhor às premissas necessárias para a realização do projeto.

O sistema de operação Point-to-Point é ilustrado na Figura 13.



Figura 13 Modo de operação Point to Point

Para a utilização do sistema de telemetria nas especificações acima é necessária a correta posição dos pinos na placa solidária ao sistema de comunicação, sendo esta representada na Figura 14.

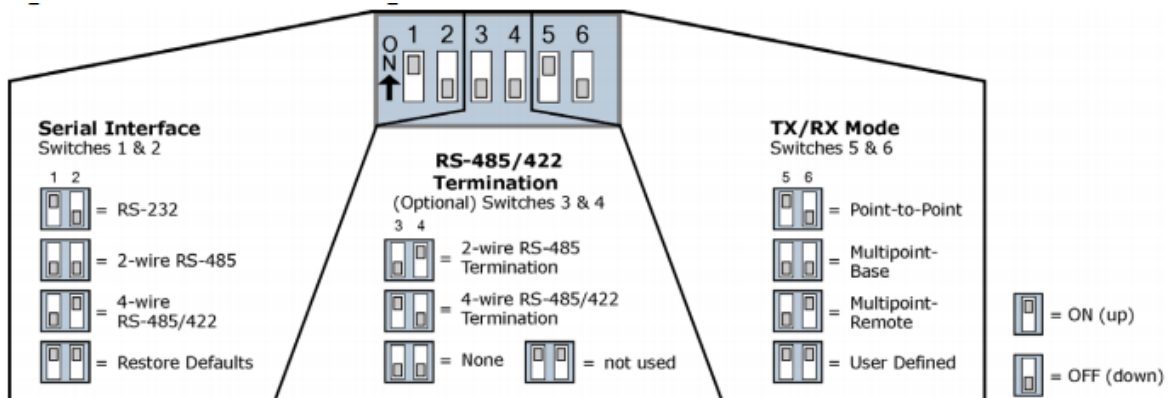


Figura 14 Configuração da Interface da Antena

A placa de interface foi configurada para RS-232, None e Point-to-Point.

5.2 IMU

A IMU (Inertial Measurement Unit) é o dispositivo de medição de força gravitacional e orientação da aeronave. Em relação ao projeto em pesquisa o dispositivo de IMU utilizado é o da Analog Devices ADIS 16400 que é dotado de três giroscópios, três acelerômetros e três magnetômetros. Cada sensor deste dispositivo será estudado detalhadamente neste trabalho.

IMU é o dispositivo utilizado para orientação espacial em UAVs, plataformas de controle, bússolas digitais, navegação, dentre outros. As aplicações descritas acima são variáveis de acordo com as necessidades e os modelos de IMUs disponíveis no mercado.

5.2.1 Giroscópio

O giroscópio clássico, ou seja o mecânico, é um dispositivo que consiste de um rotor suspenso por um suporte formado por dois círculos articulados que permitem girar em qualquer direção e com uma propriedade: o rotor fica girando sempre na mesma direção espacial o que permite ser usado com referência vetorial espacial.

Dessa maneira, o giroscópio serve como referência de direção, mas não de posição, ou seja, é possível transladar um giroscópio normalmente no espaço sem qualquer trabalho além do necessário para transportar sua massa.

Na aplicação do projeto serão utilizados giroscópios piezoelétricos, integrados ao dispositivo IMU, estes são sensores que utilizam osciladores piezoelétricos para capturar o movimento de posição do dispositivo.

O elemento piezoelétrico induz vibração em um eixo, fazendo com que este eixo funcione como um pêndulo vibrando em uma direção. A variação de posição do giroscópio, induz vibração deste eixo em direções diferentes a que foi anteriormente submetido, tal variação de posição do pêndulo é posteriormente identificado pela mudança do padrão da tensão elétrica na saída do piezoelétrico.

Esta variação define a posição do giroscópio, identificando assim as posições dos ângulos nos três eixos que está sendo submetido. [10]

A IMU utilizada no projeto dispõe de três micro giroscópios alinhados nos eixos tridimensionais das coordenadas cartesianas, X, Y e Z. Este dispositivo o ADIS 16400 é produzido pela Analog Devices. Para o projeto foi definido a IMU do modelo ADIS16400.

As especificações principais dos giroscópios presentes no ADIS 16400.

- Sensibilidade angular entre 0.05° a 0.0125° , dependente da variação de giro.
- Não linearidade, erro de 0.1%
- Alcance dinâmico de $350^\circ/\text{sec}$
- Alimentação de 4.25V a 5.25V
- Sem filtragem do sinal.
- Temperatura de operação entre -45°C e 85°C .

O giroscópio é essencial para os ensaios de obtenção das derivadas de estabilidade, pois medem a angulação da aeronave no espaço tridimensional durante as manobras de ensaios.

5.2.2 Acelerômetro

Os acelerômetros são dispositivos utilizados para a medição de acelerações. Basicamente acelerômetros medem a mudança de velocidade do dispositivo no espaço.

Basicamente acelerômetros medem a força-g associada a um eixo de coordenadas e por este motivo é necessária a implementação de três acelerômetros, sendo um para cada eixo tridimensional cartesiano, como já existente neste dispositivo.

O princípio de funcionamento de acelerômetros é aquele em que uma massa de prova livre para movimentação em uma determinada coordenada aplica força a um dispositivo que se sensibiliza com variações de força aplicadas a este sistema. As medições de aceleração podem ser em variações de g ou m/s^2 .

No caso, a IMU utilizada no projeto é a de modelo ADIS16400. Abaixo se encontram algumas características principais dos acelerômetros deste dispositivo.

- Sem filtragem do sinal.
- Temperatura ideal entre 40° e 85° .
- Tensão de operação entre 4,75V e 5,25V.

Abaixo, na Figura 15 se encontra o esquemático do princípio de funcionamento de um acelerômetro:

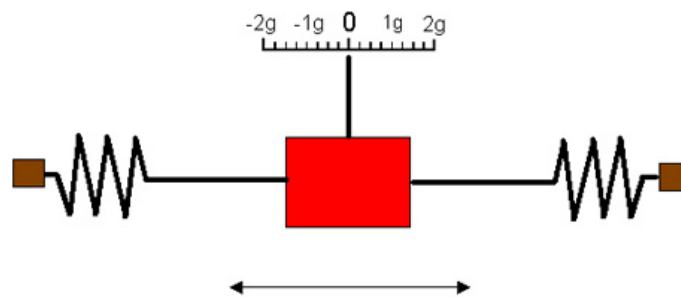


Figura 153 princípio de Funcionamento do Acelerômetro

5.2.3 Magnetômetro

É um sensor destinado a medir campos magnéticos em sua proximidade fornecendo a intensidade, direção e sentido do campo. É amplamente utilizado em pesquisas geofísicas para aferição do campo magnético da terra. Quando o magnetômetro é utilizado em satélites é possível o mapeamento do fluxo magnético bem como a análise da variação do campo magnético da Terra, conhecido como declinação magnética.

A declinação magnética da Terra é a diferença entre o norte da bússola e o norte geográfico da Terra, sendo este representado em graus. O norte magnético não coincide com o norte geográfico pois o magma presente no interior da Terra apresenta movimentação e está diretamente relacionado ao efeito do campo magnético da Terra. Assim a declinação magnética é variável com o tempo e deve ser monitorada para que seja atualizada e modificados os parâmetros de dispositivos que se movimentam com referencial no campo magnético da terra.

A Figura 16 mostra a declinação magnética da terra com as linhas isogônicas no ano de 2011:

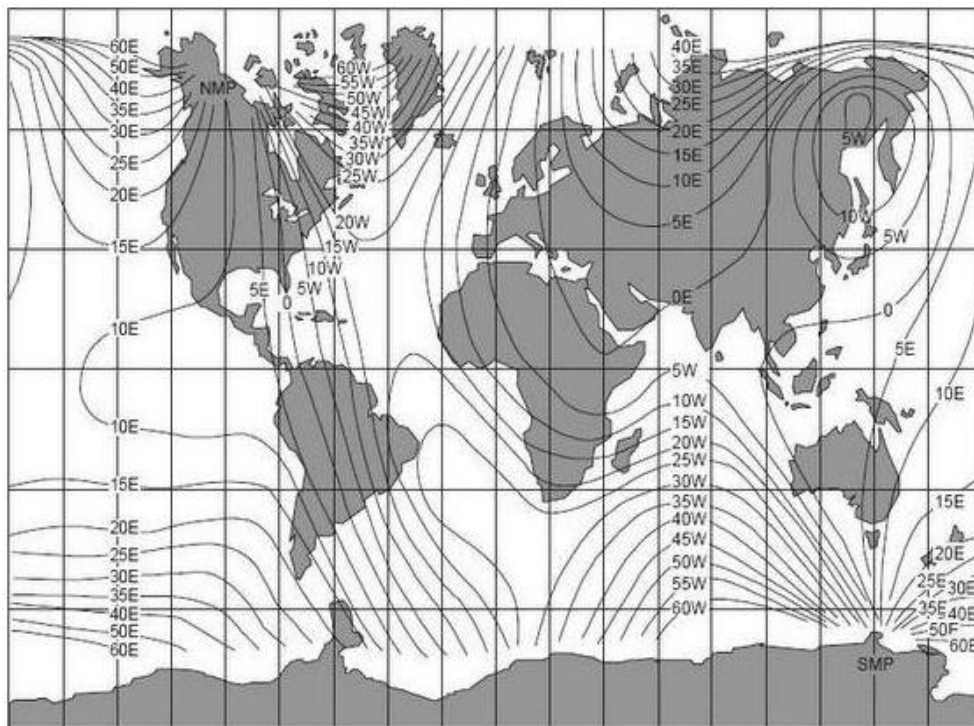


Figura 16 Linhas Isogônicas (<http://www.clubeazimute.com.br/portal/tag/clube/>)

Em pesquisa realizada verificou-se que a declinação magnética em São Carlos é de $20,01^\circ$ W. Este valor deverá ser utilizado para a compensação dos dados obtidos nos ensaios com a IMU.

Existem duas categorias de magnetômetros, os magnetômetros escalares e vetoriais, basicamente os magnetômetros vetoriais indicam a orientação do campo magnético e o módulo deste campo, e os escalares apenas o módulo do campo em torno do sensor.

5.2.4 Especificações

Para o projeto em específico será utilizado o sistema de IMU ADIS16400, produzida pela Analog Devices.

A comunicação da IMU com o sistema de aquisição dos dados é feito pela interface SPI, que será posteriormente estudada neste trabalho. A seguir estão algumas características principais da IMU:

- Temperatura de operação -40°C a 105°C .
- Resistência a 2000G.
- Tensão ideal de operação 5V.
- Memória de 10000 ciclos por 20 anos.

O ADIS16400 é um dispositivo com orientação tridimensional e deve ser adequadamente fixado no protótipo. A Figura 17 representa a orientação dos eixos da IMU. As setas a_x , a_y , a_z indicam a direção da aceleração que produz saída positiva, as setas g_x , g_y , g_z indicam a direção que produz saída dos giroscópios positivas e m_x , m_y , m_z indicam a posição do campo magnético que produz saída positiva.

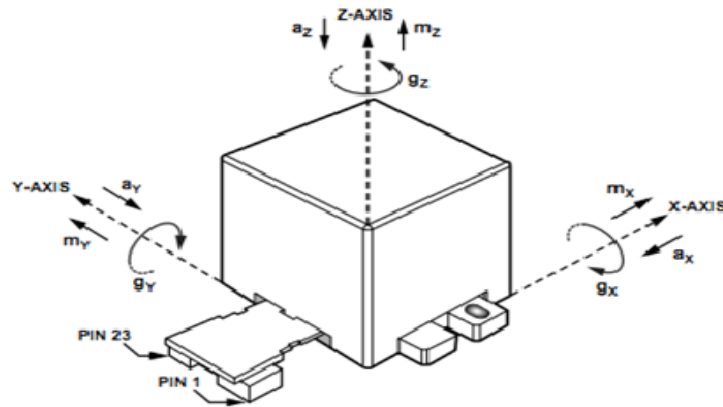


Figura 17 Orientação do Eixos da IMU

De acordo com a Figura 17 é possível verificar a orientação de posicionamento que se deve seguir relativamente aos os eixos da IMU, sendo que para cada eixo estão indicadas as grandezas orientadas por a, g e m. A indicação da letra “a” corresponde à saída do acelerômetro e a direção do vetor representativo está relacionada à saída positiva do sinal proveniente a este sensor. A variável “g” corresponde à saída do sinal do giroscópio correspondente à inclinação a que este está sendo submetido no determinado eixo e a orientação do vetor também indica a saída positiva em relação à rotação no eixo caracterizado, e “m” indica a saída do sinal do magnetômetro orientado em cada eixo e o mesmo princípio indicativo do vetor.

Com a análise realizada no livro [1], foi possível associar as referências dos eixos da IMU com a notação dos eixos de uma aeronave típica, representada pela Figura 18:

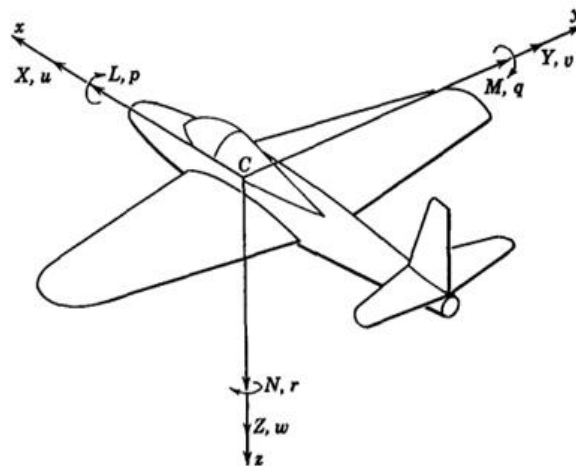


Figura 18 Orientação dos eixos da Aeronave [1]

Onde L = momento de rolagem, M = momento de pitch, N = momento de yaw, p = variação de rolagem, q = variação de pitch, r = variação de ya. $[X, Y, Z]$ = componentes resultantes de forças aerodinâmicas. $[u, v, w]$ = componentes de velocidade relativa ao fluxo de ar no ponto C.

Pela análise comparativa entre as orientações dos eixos da IMU, Figura 17, e de uma aeronave típica verifica-se que é necessária a implementação da IMU no CG (Centro de Gravidade) da aeronave, representado pela letra C na Figura 18. Neste caso deve-se obter a localização do centro de gravidade da aeronave levando em consideração todos os sistemas que serão implementados para o vôo do mesmo.

A IMU é essencial para os ensaios em vôo do protótipo e deve estar devidamente acoplada à aeronave para que os dados sejam válidos e tenha-se posteriormente exatidão nos valores das derivadas de estabilidade.

5.3 GPS

O GPS (Global Position System) é um sistema de posicionamento global que fornece a localização em relação ao globo terrestre. O GPS foi um sistema criado pelo governo dos Estados Unidos e é operado pelo Departamento de Defesa Americano para ser usado em seus dispositivos bélicos no intuito de superar as limitações dos sistemas de navegação existentes na época em que foi desenvolvido. O sistema entrou em operação efetivamente em 1995 tendo sido gastos 10 bilhões de dólares com o desenvolvimento completo do GPS. O sistema conta com a operação de 28 satélites girando em órbita sobre a Terra diariamente com ciclos de duas voltas/dia.

O posicionamento dos satélites são definidos de forma a manter sempre em qualquer ponto da Terra pelo menos quatro satélites em comunicação com o receptor do usuário na Terra e assim seja confiável a informação recebida de posicionamento em relação ao globo. Os satélites se encontram a uma altitude média de 20.200 quilômetros e orbitam sobre a Terra a uma velocidade de 11.265km/h, esta malha de satélites recebe o nome de Constelação.

A Figura 19 representa o esquemático do sistema de GPS:

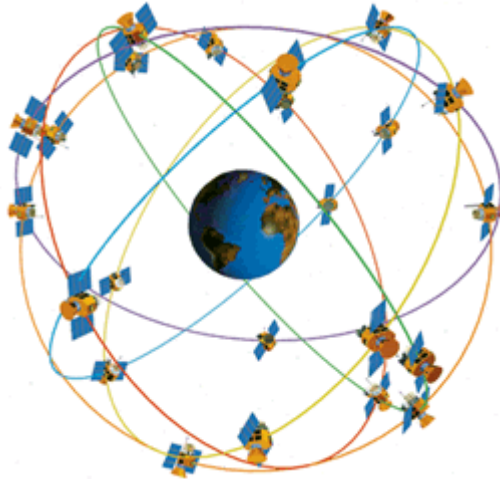


Figura 19 Esquemático GPS

Com o sistema de posicionamento global ao recorrer-se a quatro satélites no mínimo pretende-se determinar valores de três coordenadas espaciais e o tempo.

- A distância calculada a um satélite permite calcular uma posição colocada numa esfera, cujo raio é a distância calculada ao primeiro satélite.
- O recurso a um segundo satélite permite reduzir a incerteza a um círculo (intersecção de duas esferas).
- O terceiro satélite utilizado intercepta o círculo anterior em dois pontos.

Como normalmente um destes pontos se encontra muito distante da Terra (ou com velocidade muito elevada) a posição fica automaticamente calculada por exclusão de partes.

- O quarto satélite é finalmente utilizado como auxiliar. Envia ao receptor um quarto sinal que o auxilia a determinar o tempo preciso em que ocorrem as emissões evitando assim que o receptor use um relógio atômico para determinação do tempo. Deste modo um sistema de posicionamento global permite averigar, de forma segura, a posição absoluta de um dado utilizador.

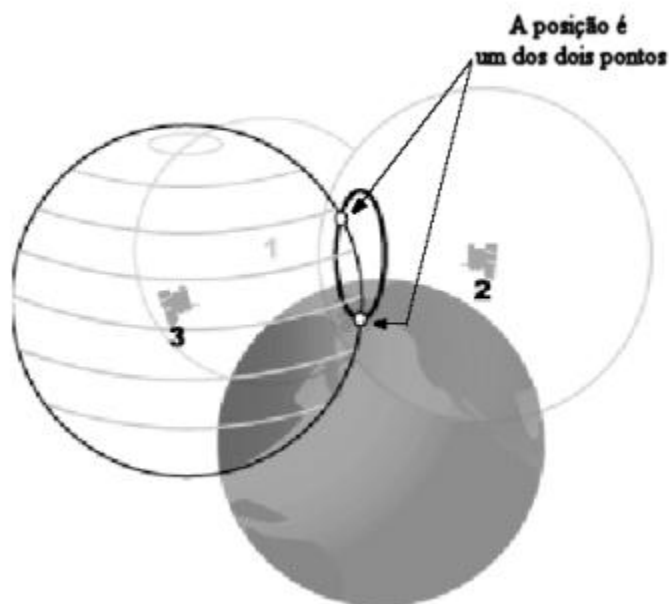


Figura 20 GPS Triangulação

Outro processamento necessário é calcular as distâncias entre os satélites e os pontos de intersecção.

- Distância = Velocidade x Tempo

Considerando a velocidade de propagação dos sinais eletromagnéticos, o tempo é da ordem de 0,06 segundos.

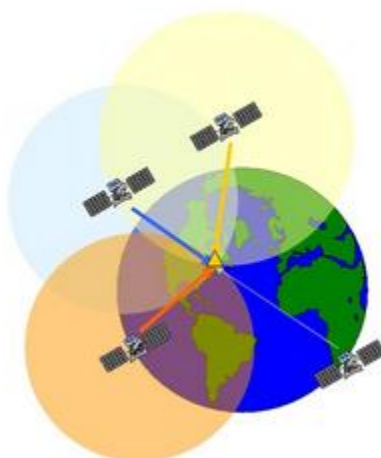


Figura 21 Sincronização do GPS (<http://www.sxbluegps.com>)

Para o sincronismo dos satélites será necessário a sincronização dos relógios nos satélites e em Terra.

Sincronização:

- A temporização a bordo de um satélite é extremamente precisa dado que se utilizam relógios atômicos.
- Todos os satélites estão sincronizados e enviam os seus códigos em momentos específicos.
- As unidades em Terra sincronizam os seus tempos por estes satélites.

De fato o quarto satélite é necessário exatamente para diminuir o erro introduzido pelas medidas de tempo dos três outros satélites.

Assim é possível a obtenção das coordenadas de localização como a seguir:

Sistemas de coordenadas:

Coordenadas ECEF

- Latitude/Longitude/Altitude
- Latitude = Graus medidos em direção Norte a partir do equador;
- Longitude = Graus medidos a partir do meridiano de Greenwich, Este ou Oeste;
- Altitude = Distância acima do nível médio da água do mar. [2]

A tecnologia de posicionamento normalmente utilizada em UAVs é a DGPS, (Differential Global Positioning System). O GPS diferencial baseia-se no envio de duas medidas ao receptor. A primeira destas medidas é aquela diretamente recebida do satélite. A segunda medida é enviada por uma estação terrestre (não muito longe do receptor) que recebe o sinal proveniente do satélite afetado sensivelmente pelo mesmo erro (dado que receptor e estação se encontram relativamente próximas). A estação terrestre processa o sinal e, dado que a sua posição é conhecida, envia a correção ao receptor que, de forma diferencial, procede à correção da informação anteriormente recebida.

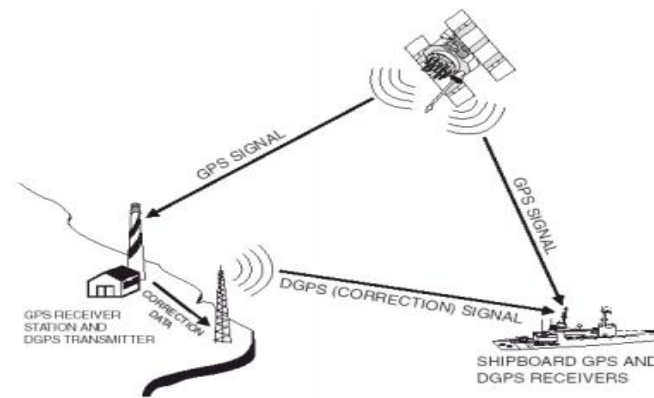


Figura 22 GPS Diferencial [2]

Variação dos erros pelos tipos de satélites:

Erro por tipo de satélites (Metros)		
	GPS Padrão	GPS Diferencial
Relógio do satélite	1,5	0
Erro de órbita	2,5	0
Ionosfera	5	0,4
Troposfera	0,5	0,2
Ruído no receptor	0,3	0,3
Multicaminhos	0,6	0,6
Exatidão Típica		
Horizontal	5,0	1,3
Verical	7,8	2,0
3-D	3,0	2,8

Tabela 3 Erro por Tipo de Satélite

O módulo utilizado como GPS é o ME-100RW com antena acoplada. O equipamento tem baixo consumo e apresenta alimentação de operação de 5V sendo a saída do tipo RS232. As aplicações deste dispositivo são de rastreadores automotivos, rastreadores pessoais e localizadores de emergência.

Para o perfeito funcionamento, o módulo de GPS ao ser ligado necessita de um tempo para que se estabeleça uma completa comunicação entre ele e os satélites e sua completa inicialização de acordo com os tempos genéricos abaixo.

- Início Frio 29 seg.
- Início intermediário 28 seg.
- Início quente 1 seg.

O dispositivo tem uma taxa de atualização de 1Hz, ou seja a cada segundo os dados de posição são atualizados. Este valor deve ser levado em conta no processo posterior de sincronismo dos sensores. O protocolo de comunicação do dispositivo de GPS é NMEA-0183.

A sequência serial dos dados do dispositivo de GPS, está descrita na Tabela 4.

Campo	Nome	Exemplo	Descrição
1	Tempo UTC	060932.448	Horário UTC* no formato hhmmss.sss
2	Latitude	2447.0959	Latitude no formato ddmm.mmmm
3	Indicador N/S	N	Hemisfério, 'N' = Norte, "S" = Sul
4	Longitude	12100.5204	Longitude no formato dddmm.mmmm
5	Indicador E/W	E	Hemisfério, 'E' = Leste, 'W' = Oeste
6	Indicador de estado	1	Indicador de estado do GPS 0: Posição fixa não disponível 1: Posição fixa válida, modo SPS* 2: Posição fixa válida modo GPS diferencial* 3: Posição fixa válida modo PPS* 4: Modo RTK* com inteiros fixos 5: Modo RTK* com inteiros flutuantes 6: Modo de estimativa 7: Modo manual 8: Modo de simulação
7	Número de satélites	08	Números de satélites em uso (00 ~ 24)
8	HDOP*	1.1	Precisão Horizontal
9	Altitude	108.7	Altitude em relação ao nível do mar (-9999.9 ~ 17999.9)
10	Separação Geoid		Em metros, de acordo com o elipsóide do WGS – 84
11	Idade do DGPS		Idade do dados do DGPS desde a última transmissão RTCM válida no formato xxx em segundos
12	ID da estação DGPS	0000	ID da estação de referência Diferencial, 000 ~1023 Nula quando o DGPS não é utilizado
13	Checksum	0E	Começa com * e consiste de 2 caracteres e representam um número hexadecimal.

Tabela 4 Frame sequencial do GPS

Pela Tabela 4 o dispositivo de GPS transmite mais informações do que o necessário para o funcionamento dos sistemas, sendo que o essencial para o posterior guiamento do UAV são os campos de 1 a 5 e 9. Estes campos fornecem a referência de posicionamento global e possibilidade de posterior comparação com dados do dispositivo inercial (IMU).

O GPS é instrumento de extrema importância nos ensaios, pois é por ele que são coletados os dados de altura e posicionamento da aeronave.

5.4 Pitot

O tubo de pitot é o instrumento de medição da velocidade do ar escoando sobre a superfície da aeronave, sendo esta denominada como velocidade indicada (V_i). O princípio de funcionamento do tubo de pitot se dá pela relação entre as amostras de pressão coletadas, pressões total e estática. Na pressão total tem-se a soma de pressão estática e dinâmica. Assim conhecendo-se a pressão estática e subtraindo-a da pressão total tem-se a pressão dinâmica que relaciona diretamente a velocidade da aeronave em relação ao ar.

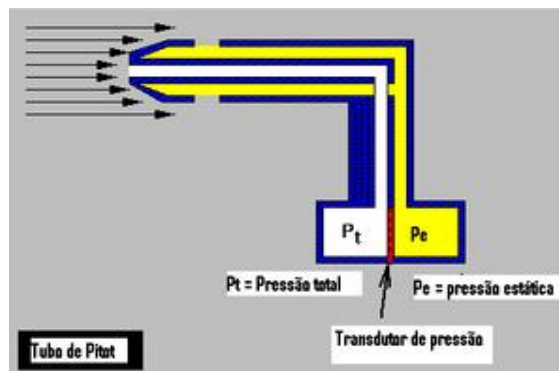


Figura 23 Tubo de Pitot (http://pt.wikipedia.org/wiki/Tubo_de_Pitot)

Na análise da Figura 23 é possível verificar que o transdutor de pressão é anexado de tal forma que mede a diferença entre as duas pressões, estática e total, assim o resultado desta diferença é a análise da pressão dinâmica que caracteriza a velocidade da aeronave em relação do ar.

A pressão estática geralmente é medida na fuselagem da aeronave. Na utilização em aeronaves, o Tubo de Pitot é dotado de um sistema de aquecimento com a função de eliminar eventuais formações de gelo na superfície do tubo que podem obstruir as tomadas de pressão ocasionando medições errôneas de velocidade que são utilizadas como referencial pelo piloto e piloto automático para o controle da aeronave em manobras durante o voo.

Como pode ser verificado anteriormente o sistema de GPS dispõe da possibilidade de aferição da velocidade do protótipo. Neste caso a velocidade encontrada pelo GPS é conhecida pela velocidade de solo da aeronave, sendo a velocidade em relação ao solo e não em relação ao ar como é a gerada pelo Tubo de Pitot. A velocidade em relação ao ar é importante em manobras como o pouso, em que a velocidade é reduzida aproximando-se da de estol em que acontece perda de sustentação que pode ocasionar queda e possível perda da aeronave.

Para a implementação do sistema de Tubo de Pitot no UAV em desenvolvimento é necessário um dispositivo de medição da pressão diferencial para a obtenção do sinal para o cálculo da velocidade do protótipo.

No caso do UAV da Escola de Engenharia de São Carlos, o dispositivo de pressão diferencial utilizado é o MPXV7007DP, que é dotado de duas entradas de pressão, sendo uma total e outra estática. O dispositivo é mostrado na Figura 24.

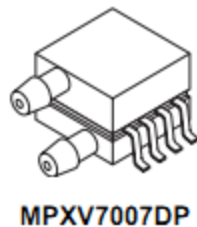


Figura 24 Dispositivo de Pressão Diferencial

O dispositivo tem o princípio de funcionamento relacionado com deformação de uma estrutura proporcionalmente à pressão sobre ela exercida e a posterior coleta desta deformação com a utilização de extensômetros .

É necessária a alimentação de 5V nos terminais e é dotado de saída analógica, ou seja, é gerado um sinal de tensão proporcional à pressão diferencial de entrada do dispositivo.

Principais dados do MPXV7007DP.

- Sensibilidade de 286mV/kPa.
- Tempo de resposta de 1ms.
- Consumo de 35mW.
- Variação de pressão de -7 a 7 kPa.
- Precisão 5%

O sistema é caracterizado por uma saída analógica e não provém filtragem do sinal. O fabricante divulga filtro que pode ser utilizado para que o sinal seja mais linear como o ilustrado na Figura 25.

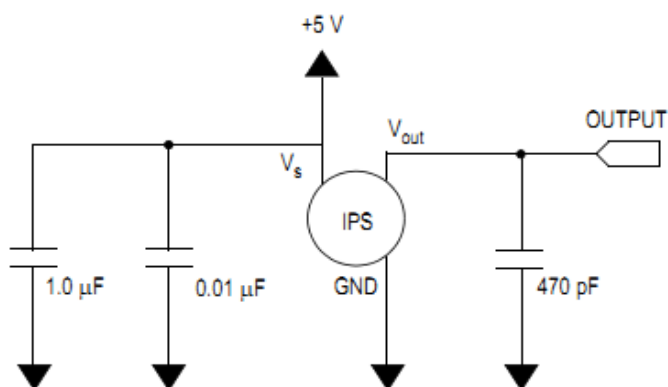


Figura 25 Filtro para Saída Analógica do Sensor de Pressão Diferencial

Para o perfeito funcionamento do dispositivo é necessário a calibração do sinal de saída com os valores esperados de pressão. A calibração representa uma base de dados para comparação e integração do sistema de Pitot do protótipo, sendo também usual no processo de validação do sistema. A Figura 26 ilustra o gráfico para calibração do sinal do Tubo de Pitot.

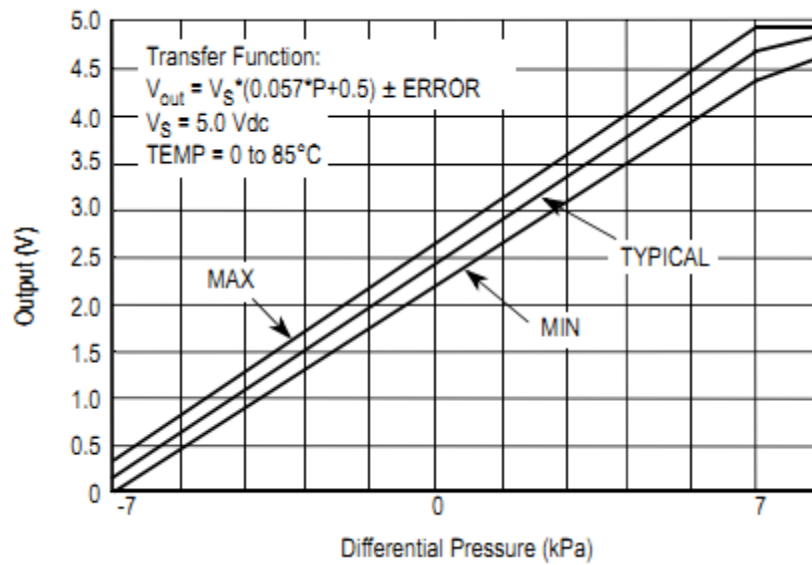


Figura 26 Gráfico para Calibração do Tubo de Pitot

O Tubo de Pitot é referência primária durante o vôo da aeronave e deve ser monitorado durante os ensaios para garantir a integridade do protótipo. Este monitoramento poderá ser realizado por software de leitura de dados e visualização gráfica em solo dos dados recebidos da aeronave em vôo pelo sistema de telemetria.

6 INTEGRAÇÃO

Neste capítulo é apresentada a análise dos principais sistemas necessários para a integração destes sensores bem como as principais dificuldades desta integração:

6.1 RS232

Alguns dispositivos se comunicam com unidades exteriores pela comunicação serial do tipo RS232, sendo estes a antena de telemetria e o GPS.

RS232 é um padrão de troca serial de dados binários entre um DTE (Terminal de dados) e um DCE (Comunicador de dados), no trabalho em questão tem-se a antena de telemetria, o GPS, o DTE e o microprocessador e o DCE.

6.2 SPI

A tecnologia de comunicação SPI (Serial Peripheral Interface) é o barramento sincronizado de comunicação de dados seriais operando em modo duplex. Este sistema de comunicação trabalha em modo mestre/escravo. Neste trabalho o mestre é definido como o microprocessador da integração e o escravo a IMU, que tem como protocolo de comunicação o modo SPI.

A Figura 27 demonstra o sistema de comunicação do tipo SPI em operação mestre/escravo:

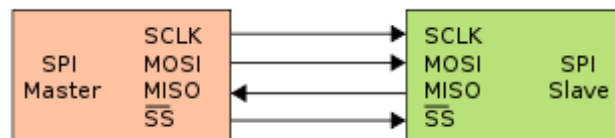


Figura 4 SPI em Modo Mestre/Escravo

A partir do terminal SS (Slave Select) são selecionados os possíveis dispositivos que serão mantidos como escravos. Basicamente a operação em mestre/escravo trabalha de forma que o dispositivo mestre envia a mensagem de comando ao escravo para executar uma determinada função, e posteriormente o dispositivo escravo retorna a mensagem resposta de execução do comando. No caso, a placa microprocessada envia a mensagem para retorno dos dados dos estados dos giroscópios, acelerômetros e magnetômetros.

6.3 Analógica

O dispositivo com saída analógica utilizado no projeto é o do sinal representativo da velocidade indicada da aeronave. Este é o sinal da tomada de pressão diferencial do Tubo de Pitot. Para o processamento deste sinal analógico é necessária a discretização e a leitura. Este processo de discretização deve ser feito de forma a não perder a qualidade da informação obtida e não deve ter tantas divisões que aumentariam a quantidade de dados processados pelo microprocessador.

O Pitot tende a ser o sensor de maior facilidade de integração pela flexibilidade que a saída analógica proporciona ao programador do microprocessador.

6.4 Flex

Para a integração dos sensores do UAV é necessária uma placa dotada de microcontroladores para o processamento dos sinais de saída dos sensores. No laboratório, dispõe-se de uma placa de processamento de dados do modelo Flex, que pode ser utilizada para a programação do microcontrolador. Nesta placa vêm inclusos periféricos para aquisição de dados do tipo RS232, SPI, Ethernet, RS485, RS422 e analógica. No projeto são utilizadas portas de conexão do tipo SPI, RS232 e analógica.

O microcontrolador utilizado na placa Flex é dsPIC, podendo ser programado com linguagem C e Java, necessitando assim grande conhecimento do programador do projeto.

A Flex utiliza tensão de trabalho ideal de 12 volts e para tal tem-se a necessidade de utilização de uma bateria com tensão aproximada de 12 volts e carga suficiente para alimentar todo o sistema.

6.5 Bateria

A bateria é um elemento necessário para alimentar todos os sistemas embarcados por um período de tempo suficiente para a realização dos ensaios em vôo. A placa de interface Flex tem a alimentação média de 12V e dela derivam conectores com saídas de 5V que podem ser utilizados para alimentação dos sensores. Portanto para a alimentação do sistema basta o suprimento da placa de interface Flex.

A corrente necessária para a alimentação de cada sistema que será integrado foi analisada em condições de operação média de cada componente, sendo demonstradas abaixo.

- Antena: 80mA
- IMU: 70mA
- GPS: 23mA
- Pitot: 10mA
- Placa de interface: 150mA

Para o suprimento destas correntes foram procuradas no mercado baterias que poderiam suprir tais necessidades de tensão e corrente. A bateria escolhida foi do tipo LiPo (Lítio-Polímero) por ter grande capacidade de armazenamento de energia com baixo volume e peso. A bateria escolhida é do tipo 3S, ou seja, três células conectadas em série que fornecem 11,2 V de tensão e 1000 mAh de capacidade de carga.

Assim este tipo de bateria teria autonomia para aproximadamente 3 horas de funcionamento em modo de operação médio. Com a análise feita com os máximos e mínimos de especificação de corrente de cada sistema, o tempo de autonomia do sistema de bateria varia de 2 horas e 40 minutos a 3 horas e 10 minutos.

A bateria escolhida é da marca Turnigy nano-tech que se constitui de nova tecnologia para redução de peso da bateria, tendo peso especificado pelo fabricante de 79g.

6.6 Sincronização dos dados

Os dados obtidos durante os ensaios com o protótipo, são posteriormente analisados por programas específicos. Para que o resultado obtido deste estudo seja o melhor possível deve-se obter o sincronismo perfeito dos dados dos sensores. Assim cada dado oriundo de cada sensor deve ser analisado ao mesmo tempo para que se possa descrever adequadamente a dinâmica da aeronave que será utilizada como UAV.

Cada sensor trabalha com um tempo de amostragem diferente, ou seja, tempos diferentes de clock em cada dispositivo. A resolução deste problema cabe ao programador do microprocessador que de acordo com o programa feito torna possível o sincronismo dos dados. Anterior à definição da integração deve ser feito um estudo do fluxo necessário de dados para o tratamento destes após o ensaio. Deve ser utilizado então um fluxo mediano que não degrade informação essencial para a obtenção das derivadas de estabilidade e não contenha informação excessiva que possa dificultar o trabalho posterior.

6.7 Calibração

Cada sensor é dotado de circuitos eletrônicos que geram sinas de acordo com modificações em seus estados. Estes sinais nas saídas de cada transdutor devem conter informação suficiente para posterior interpretação do estado em que o dispositivo estava submetido. Os sinais são interpretados desta forma e reproduzem estas condições. Entretanto, para a perfeita interpretação deste resultado será necessária uma base de dados para a calibração destes sinais, e esta base de dados deve ser devidamente utilizada para a correta interpretação em solo dos estados da aeronave durante os ensaios.

6.8 Ensaios

Posteriormente, feita a integração, inicia-se a campanha de ensaios para obtenção dos dados de todos os sensores especificados neste trabalho. Esta base de dados é utilizada como entrada de programas de obtenção dos valores das derivadas de estabilidade usadas no desenvolvimento do sistema de controle (Piloto Automático) da aeronave.

A exatidão dos dados obtidos de derivadas de estabilidade depende da qualidade dos ensaios e das manobras realizadas. Neste caso a destreza do piloto em conduzir as manobras é de grande importância na obtenção dos dados finais. As condições atmosféricas também interferem na dinâmica do voo sendo estas por exemplo ventos de rajadas e mudanças das características da atmosfera [7].

Para que sejam minimizados estes erros atribuídos aos problemas citados anteriormente, a solução encontrada é de desenvolvimento de um ambiente de monitoramento do voo com relação aos dados recebidos do protótipo pelo sistema de telemetria. Este pode ser desenvolvido em Softwares de análise gráfica de estados como o LabView. Este programa recebe os dados dos estados principais da aeronave tais como Pitch, Roll e Yaw, Velocidade Indicada (Saída do Pitot), e Altitude. Pode-se assim visualizar um ambiente de cabine durante o voo como o mostrado na Figura 28 a seguir.



Figura 28 Monitoramento de Manobras em Voo

7 CONCLUSÃO

A primeira etapa do projeto foi a conclusão da construção do protótipo do grupo de UAV da Escola de Engenharia de São Carlos tendo esta sido realizada em 8 meses a ser utilizado como plataforma de testes dos sistemas desenvolvidos no laboratório. O UAV destina-se a campanhas de ensaios em vôo para a obtenção dos parâmetros necessários para obtenção de seu modelo dinâmico de vôo e seu sistema de controle.

Paralelamente à construção do protótipo do Mini UAV, realizou-se o estudo das derivadas de estabilidade de aeronaves e ter-se entendimento de dinâmica de aeronaves com o objetivo de posteriormente se fazerem as análises e definições dos sensores realmente necessários para os ensaios em vôo.

Todos os materiais especificados no projeto são de uso comercial e utilização consolidada em projetos de mesma proporção.

O estudo dos sensores realizou-se de forma a se obter os bancos de dados necessários para a obtenção das derivadas de estabilidade da aeronave. As características dos transdutores em questão foram definidas com base na bibliografia contida neste trabalho bem como limitações e dificuldades de implementação destes em ensaios como os especificados neste trabalho.

O processo de integração foi o maior desafio do projeto, pois verificou-se a necessidade de apoio de recursos humanos especializados em programação de microprocessadores para a aquisição dos sinais de forma sincronizada. Também foi observado que não seria possível a realização da integração sem uma base de dados de ensaios com outro sistema para a calibração dos sensores.

Percebeu-se que serão necessários trabalhos futuros de implementação dos sistemas, abrindo caminhos para novos projetos ao Grupo de UAV da Escola de Engenharia de São Carlos.

8 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Etkin, B. e Reid, L. D., 1996. Dynamics of Flight Stability and Control, 3a edição, New Jersey, John Wiley & Sons Inc.
- [2] Correa, Carlos 2003. FEUP Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, Galileo, Systems de GPS.
- [3] Spitzer, C. R., 2001. The Avionic Handbook, 1a edição, Virginia, CRC Press.
- [4] Nelson, R. C., 1989. Airplane Stability and Automatic Control, 1a edição, San Francisco, Mc-Graw Hill.
- [5] Reis, F. 2010. Projeto de um Sisistema de Gerenciamento de Voo Utilizando Redes Neurais. EESC – USP. Relatório Final.
- [6] K. Ogata, “ Engenharia de Controle Moderno”, Prentice Hall do Brasil - Segunda Edição.
- [7] R. D. Kimberlin, “Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft”, AIAA American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [8] R. C. Dorf, R. H. Bishop “ Sistemas de Controle Moderno”, LTC, 11ª Ed.
- [9] ALMEIDA, J.C.J. 1996. Técnicas de processamento de sinais em girômetros a fibra óptica para sistemas de navegação inercial. [Dissertação de mestrado, Universidade de Campinas, Campinas].
- [10] Nec, Tokin 2011. Disponível em: < <http://www.nec-tokin.com/english/product/piezodevice2/ceramicgyro.html> > Acesso em: 1 Dez. 2011