



Universidade Federal de Campina Grande

Centro de Engenharia Elétrica e Informática

Curso de Graduação em Engenharia Elétrica

LEONARDO DE ALMEIDA E BUENO

**SISTEMA EMBARCADO PARA ANÁLISE DE VIBRAÇÃO
MECÂNICA (FLUTTER) E DIVERGÊNCIA AEROELÁSTICAS
EM AERONAVES EM ESCALA REDUZIDA**

Campina Grande, Paraíba
Março de 2015

LEONARDO DE ALMEIDA E BUENO

SISTEMA EMBARCADO PARA ANÁLISE DE VIBRAÇÃO
MECÂNICA (FLUTTER) E DIVERGÊNCIA AEROELÁSTICAS
EM AERONAVES EM ESCALA REDUZIDA

*Trabalho de Conclusão de Curso submetido à
Unidade Acadêmica de Engenharia Elétrica da
Universidade Federal de Campina Grande
como parte dos requisitos necessários para a
obtenção do grau de Bacharel em Ciências no
Domínio da Engenharia Elétrica.*

Área de Concentração: Instrumentação Eletrônica, Sistemas Embarcados, Sistemas em
Tempo Real, e Sistemas Supervisórios.

Orientador:

Professor José Ewerton Pombo de Farias, D. Sc.

Campina Grande, Paraíba
Março de 2015

LEONARDO DE ALMEIDA E BUENO

**SISTEMA EMBARCADO PARA ANÁLISE DE VIBRAÇÃO
MECÂNICA (FLUTTER) E DIVERGÊNCIA AEROELÁSTICAS
EM AERONAVES EM ESCALA REDUZIDA**

*Trabalho de Conclusão de Curso submetido à Unidade
Acadêmica de Engenharia Elétrica da Universidade
Federal de Campina Grande como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do grau de Bacharel em
Ciências no Domínio da Engenharia Elétrica.*

Área de Concentração: Instrumentação Eletrônica, Sistemas em Tempo Real, e Sistemas Supervisórios.

Aprovado em / /

Professor Avaliador
Universidade Federal de Campina Grande
Avaliador

Professor José Ewerton Pombo de Farias, D. Sc.
Universidade Federal de Campina Grande
Orientador, UFCG

Dedico este trabalho à minhas avós, que são e sempre foram minha inspiração.

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha namorada, aos meus irmãos, às minhas tias e meus primos, pela paciência de ouvirem tanto falar sobre eletricidade que já tomam choque só imaginando. Agradeço em especial os meus pais, pelo acompanhamento e o auxílio em todos os momentos.

Aos meus tutores e professores que me incentivaram ao aprendizado técnico e pessoal, principalmente ao meu orientador José Ewerton Pombo de Farias e aos professores Ricardo Arlen Buriti, Benedito Antonio Luciano, e Benjamin Sweet, por ensinamentos muito além de universo da engenharia e das ciências.

Agradeço à Universidade Federal de Campina Grande pelas oportunidades oferecidas, ao longo dessa trajetória.

Agradeço ao Google, pelos incontáveis serviços prestados no provimento da informação e na facilitação de comunicação.

Enfim, a todas as pessoas e instituições que direta ou indiretamente participaram dessa etapa da minha vida acadêmica que tenho o prazer de completar agora.

“A direção dos balões e voo mecânico eram problemas insolúveis.”

(Santos Dumont)

RESUMO

Este relatório é o resultado de um Trabalho de Conclusão de Curso realizado no Departamento de Engenharia Elétrica da Universidade Federal de Campina Grande. Teve como objetivo a elaboração, implementação e teste de um sistema de telemetria embarcado para observação e análise de divergência (flexão em estrutura de suporte) e *flutter* (vibrações mecânicas) aeroelásticos presentes nas asas de aeronaves em escala reduzida projetadas pela equipe ParahyAsas de AeroDesign. Foi construído um sistema de aquisição de dados para mensurar a velocidade relativa do ar que passa pela asa e as acelerações presentes na ponta da asa. O sistema inclui os módulos de instrumentação com sensores de pressão diferencial associados a tubos de Pitot e acelerômetros digitais tri axiais, além de transmissão sem fio Xbee e uma interface supervisória para acompanhamento dos testes em tempo real. Para garantir o reuso do sistema de aquisição, o software embarcado foi construído utilizando uma arquitetura em camadas. Verificou-se a eficácia do sistema em mensurar as variáveis físicas associadas com o fenômeno aeroelástico.

Palavras-chave: sistema de aquisição de dados, telemetria, arquitetura de software embarcado, sistemas em tempo real, sistemas supervisório.

ABSTRACT

This report is the result of a Senior Design Project developed at the Electrical Engineering Department at Federal University of Campina Grande. The main goal was the design, implementation and testing of an embedded telemetry system to observe and analyze the aeroelastic divergence and flutter on the wings of scale aircrafts built by the ParahyAsas AeroDesign team. A data acquisition system was built to measure the relative air speed and the accelerations on the tip of the wing. The system includes instrumentation modules with differential pressure sensors associated with Pitot tubes and a triaxial digital accelerometer, as well as Xbee wireless transmission and a supervisory interface to observe the tests in real time. To guarantee the reuse of the acquisition system, the embedded software was built using a layered architecture. It was validated the effectiveness of the system in measuring the physical variables associated with the aeroelastic phenomena.

Keywords: data acquisition systems, telemetry, embedded software architecture, real time systems, supervisory systems.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Sistema de coordenadas e eixos de rotação de um avião. Fonte: (UFSC AERODESIGN., 2010)	15
Figura 2. Principais partes estruturais de um avião	16
Figura 3 - Avião Handley Page 0/400 e primeiro relato de flutter. Fonte: (BIDINITTO, 2007).....	18
Figura 4 - Diagrama proposto por Collar Fonte: (COLLAR, 1946)	19
Figura 5 - Situações de aplicação da carga aerodinâmica sobre uma superfície aeronáutica. Fonte: (BIDINITTO, 2007).....	22
Figura 6 - Modo de acoplamento das frequências de torção e flexão. Fonte: (SILVA, 2008).....	22
Figura 7 - Movimento de rotação e mergulho para um aerofólio apresentando flutter. Fonte: (HEBERT, 1996).....	23
Figura 8. Sistema de Telemetria	24
Figura 10. Comutação Básica Fonte: (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000).....	26
Figura 11. Super e Subcomutação Fonte: (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000).....	27
Figura 12. Frame de dados	28
Figura 13. Diagrama de Blocos do Sistema em Terra.....	29
Figura 14. Acelerômetro Massa-Mola.....	31
Figura 15. Ligações Internas de um Acelerômetro Capacitivo.	32
Figura 16. Funcionamento teórico de um tubo de Pitot Fonte: (THE INTERNATIONAL SOCIETY OF AUTOMATION, 2009).....	33
Figura 17. Sistema velocímetro de um avião Fonte: (LUCKYBOGEY, 2009).....	34
Figura 18. Tubos de Pitot em um avião Fonte: (UNITED PRESS INTERNATIONAL, 2009).....	35
Figura 19. AUTOSAR Software Architecture. Fonte: (AUTOSAR, 2011).....	36
Figura 20. Arquitetura de Software em Três-Camadas Fonte: (BUENO, MORENO e SWEET, 2013)	38
Figura 21. Diagrama de contexto do sistema embarcado de aquisição.	43

Figura 22. Diagrama de contexto do circuito de aquisição.	46
Figura 23. Diagrama de sequência do sistema embarcado de aquisição.	47
Figura 24. Palavra de Comunicação do Padrão ARINC 429. Fonte: (AIM GMBH AVIONICS DATABUS SOLUTIONS, 2010).....	48
Figura 25. STM32F4-Discovery Board. Fonte: (ST MICROELECTRONICS, 2012)..	49
Figura 26. Diagrama Esquemático do Módulo Xbee Pro Fonte: (FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC., 2009)	52
Figura 27. Circuito de Conexão do Sensor LIS302DL com o Microcontrolador STM32F407 Fonte: (ST MICROELECTRONICS, 2012, p. 36).....	54
Figura 28. Encapsulamento do sensor MPXV5004DP Fonte: (FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC., 2009)	54
Figura 29. Operação do Tubo de Pitot com o MPXV5004DP Fonte: (OLIVEIRA FILHO, 2010).....	55
Figura 30. Tubo de Pitot para o MPXV5004DP Fonte: (BUILD YOUR OWN DRONE, 2011).....	55
Figura 31. Diagrama de Conexões do AD623 Fonte: (ANALOG DEVICES, 2008)....	56
Figura 32. Circuito de condicionamento do sinal do sensor MPXV5004DP	57
Figura 33. Placa de circuito impresso para condicionamento do sinal do sensor MPXV5004DP	57
Figura 34. Protótipo de sistema embarcado para aquisição de dados	58
Figura 34. Diagrama de Casos de Uso do Sistema Supervisório	60
Figura 35. Diagrama de Sequência do Sistema Supervisório.....	61
Figura 36. Projeto Visual do Sistema Supervisório: Aba de criação de experimento....	62
Figura 37. Projeto Visual do Sistema Supervisório: Aba de acompanhamento de experimento.	62

LISTA DE TABELAS

Tabela 1– Identificação de Sinais de Entrada.....	43
Tabela 2– Identificação de Sinais de Saída	44
Tabela 3 - Especificação de Sinais Adicionais para Depuração.....	44
Tabela 4– Principais propriedades do módulo Xbee-Pro ZB Fonte: (DIGI, 2015).....	52
Tabela 5. Características do Sensor LIS302DL Fonte: (ST MICROELECTRONICS, 2008).....	53
Tabela 6. Características do Sensor MPXV5004DP Fonte: (FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC., 2009)	54
Tabela 7– Identificação de Sinais do Protótipo	58

SUMÁRIO

1	Introdução	13
1.1	Objetivos	13
1.2	Organização do Texto	14
2	Revisão Bibliográfica	15
2.1	Conceitos Básicos de Aeronáutica.....	15
2.2	Aeroelasticidade.....	17
2.3	Telemetria	24
2.4	Sensores	31
2.4.1	Acelerômetros	31
2.4.2	Sensores de Pressão.....	32
2.4.2.1	Tubos de Pitot.....	33
2.4.2.1	Tubos de Pitot na Aeronáutica.....	34
2.5	Arquitetura de Software Embarcado.....	36
2.5.1	AUTOSAR.....	36
2.5.2	Arquitetura de Software de Três Camadas.....	38
3	Desenvolvimento	41
3.1	Faixa de Operação	41
3.2	Sistema em Ar.....	43
3.2.1	Projeto Arquitetural.....	43
3.2.2	Protocolo de Comunicação.....	48
3.2.3	Microcontrolador.....	49
3.2.4	Módulo Zigbee	51
3.2.5	Acelerômetro.....	53
3.2.6	Sensor de Pressão Diferencial	54
3.2.6.1	Condicionamento de Sinal.....	55
3.2.7	Montagem Final	57
3.3	Sistema Supervisório em Terra.....	59
3.3.1	Projeto Arquitetural.....	59
3.3.2	Interface Gráfica.....	61
3.4	Resultados	64
4	Considerações Finais	65
	Bibliografia.....	66

1 INTRODUÇÃO

As competições SAE de Aero Design são elaboradas para que estudantes de graduação e mestrado construam aeronaves rádio controladas de acordo com requisitos estruturais e apresentem um relatório com os detalhes do projeto, além de demonstrar o resultado com voos em um ambiente monitorado.

O projeto de qualquer aeronave, mesmo as de pequeno porte, exige o conhecimento do comportamento aerodinâmico e estrutural durante diversas condições de voo. Experimentalmente esta avaliação é em geral realizada por meio de ensaios com modelos em túneis de vento ou de voos teste com protótipos, de onde são mensuradas diversas variáveis físicas. Além da observação do comportamento em voo, estes procedimentos objetivam também a verificação e validação das metodologias e dos modelos computacionais utilizados atualmente no projeto aeronáutico. Trata-se de prática mandatória, sem a qual corre-se risco de comprometer a segurança e a confiabilidade da aeronave.

No entanto, devido à falta de espaço físico e de equipamentos apropriados para a realização de testes refinados, a equipe ParahyAsas de AeroDesign tem dificuldade de testar características importantes de suas aeronaves. Dentre eles destaca-se o comportamento aeroelástico, que envolvem a interação de forças inerciais, estruturais e aerodinâmicas, das asas dos aeromodelos. Em especial, a equipe tem grande interesse em mensurar dois dos principais efeitos aeroelásticos observados em monoplanos, a divergência (flexão da estrutura de suporte) e o *flutter* (vibrações mecânicas), para garantir a segurança estrutural de seus aeromodelos.

1.1 OBJETIVOS

Este projeto tem então o objetivo de projetar, implementar e testar um sistema de telemetria embarcado para observar o flutter aeroelástico e a divergência presentes nas aeronaves da equipe ParahyAsas.

1.2 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

No capítulo 2 será apresentada uma abordagem teórica aos tópicos relevantes do trabalho, para uma melhor compreensão das atividades desenvolvidas. No capítulo 3, a implementação e os resultados serão detalhados. Por fim, no capítulo 4 são feitas considerações finais com a visão geral do trabalho, incluindo propostas para estudos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 CONCEITOS BÁSICOS DE AERONÁUTICA

Para melhor entender o que e como deve ser analisado um avião em voo devemos compreender alguns fundamentos de engenharia aeronáutica. Um sistema de coordenadas de uma aeronave é apresentado na Figura 1. Os três eixos são frequentemente conhecidos pela nomenclatura na língua inglesa de seus movimentos de rotação. O eixo longitudinal é denominado como eixo de *roll* (rolagem), o eixo vertical é denominado como eixo de *yaw* (guinada), e o eixo lateral é denominado como eixo de *pitch* (arfagem) (UFSC AERODESIGN., 2010).

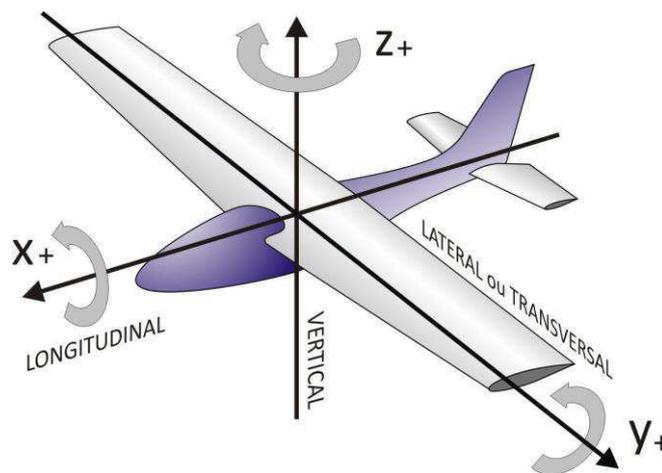


Figura 1: Sistema de coordenadas e eixos de rotação de um avião.
Fonte: (UFSC AERODESIGN., 2010)

Toda a estrutura de um avião é feita visando estabilidade, resistência estrutural e controle dos movimentos em voo. Na Fig. 2 podem-se observar as principais partes integrantes da aeronave.

As asas que são os principais elementos de qualquer avião, pois são nelas que se originam as forças que possibilitam o voo. Por serem as partes mais estudadas, as asas também apresentam muitas terminologias para distinguir as diferentes partes da mesma. As terminologias mais básicas são bordo de ataque, que é a linha da asa que primeiro entra em contato com o fluxo de ar; e bordo de fuga, que é a parte onde o fluxo de ar volta a correr sem perturbação da asa.

O bordo de ataque define o chamado ângulo de ataque da aeronave. Que é ângulo que a asa se encontra com relação ao fluxo de ar. Até certo ângulo de ataque positivo, nariz a cima, a aeronave ganha sustentação, a partir de um ângulo limite, a aeronave perde sustentação (ângulo de *stall*).

No bordo de fuga das asas também se encontram os ailerons, superfícies de controle que permitem movimento de rotação ao redor do eixo de *roll*. Além dos ailerons, existem outras superfícies secundárias de estabilização e controle como os *flaps*, os *slats* e os freios aerodinâmicos, que alteram a sustentação e o arrasto da aeronave e auxiliam no movimento de rolagem. Essas superfícies secundárias podem ser necessárias de acordo com o projeto da aeronave.

A fuselagem tem como função principal oferecer cobertura à carga, além de servir de suporte principal aos outros componentes estruturais. A calda conecta a fuselagem à empennagem, que abriga pelo menos mais superfícies de estabilização, uma vertical e uma horizontal, que desempenham importante papel equilibrando os torques provenientes da asa. A empennagem também abriga duas superfícies de controle: o profundor, que é responsável pelos movimentos de subida e descida do nariz da aeronave, e o leme que, em conjunto com os ailerons, é responsável pelos movimentos de curva.

Por fim, é necessário citar o conjunto propulsor, que impulsiona o ar para que as asas mantenham sua sustentação. Cada aeronave é projetada com um tipo de motor especial que é feito de acordo com seu tamanho, peso, e função. Antigamente o conjunto propulsor era composto por um motor e uma hélice, mas nos dias atuais são comumente usados motores a jato.



Figura 2. Principais partes estruturais de um avião

2.2 AEROELASTICIDADE

Aeroelasticidade é o estudo da interação de forças inerciais, estruturais e aerodinâmicas em aeronaves, pontes, prédios, linhas de transmissão, dentre outros (DIMITRIADIS). Essa interação apresenta alguns dos problemas mais complexos a serem resolvidos pela engenharia.

Inicialmente, a aerodinâmica era tratada como o fluxo de ar ao redor de objetos rígidos. Porém, na verdade, alguns objetos imersos em fluidos são relativamente flexíveis e leves resultando em vários modos de movimento. No caso de uma aeronave, as forças aerodinâmicas podem mudar não apenas a trajetória percorrida de acordo com o desempenho e a mecânica de voo, mas também flexionará componentes da aeronave em relação uns aos outros. Esses modos forçados de movimento estrutural levam a uma classe de problemas observados no campo da aeroelasticidade (AERODYNAMICS FOR STUDENTS).

De Marqui et al. (DE MARQUI, BENINI e BELO, 2001) relatam que, desde os primeiros voos realizados pelo homem e mesmo a baixas velocidades, que não sujeitavam as aeronaves a situações críticas, houveram ocorrências de fenômenos aeroelásticos.

Em 1932, o termo aeroelasticidade foi introduzido por Roxbee Cox e Pugsley, (ROXBEE COX e PUGSLEY, 1932). Só posteriormente foi definido como a ciência que estuda a interação entre as forças inerciais, elásticas e aerodinâmicas.

O primeiro incidente aeronáutico envolvendo aeroelasticidade ocorreu com a aeronave Aerodrome, de Samuel Langley, em 1903, causado por uma divergência devido ao alto camber (arqueamento do perfil) da asa (LANGLEY, 1905). A aeronave dos irmãos Wright, o Kitty Hawk ou Wright Flyer, teve problemas de distorção de asa (HODGES e ALVIN PIERCE, 2011).

Bisplinghoff et al. afirmaram que, possivelmente, a falha do professor Samuel Langley com seu monoplano e o sucesso dos irmãos Writgh influenciaram a preferência por biplanos, pois, analisando a montagem das asas de um biplano, a montagem com os cabos estaiados e as barras que conectam as asas, percebeu-se que esse arranjo aumenta a rigidez à torção, maior problema na época, quando comparado a uma asa única (BISPLINGHOFF, ASHLEY e HALFMAN, 1955).

O primeiro estudo de um fenômeno aeroelástico ocorreu na primeira guerra mundial, devido a um caso de *flutter* (vibração mecânica) no bombardeiro Handley Page 0/400 (DE MARQUI, BENINI e BELO, 2001). Nesse caso, flutter adveio devido à coalescência de dois modos estruturais, um associado à torção da fuselagem e outro à rotação antissimétrica do profundor. O problema foi resolvido com uma solução simples, interligando as superfícies do profundor que antes eram independentes. Na Fig. 3 é possível visualizar a aeronave Handley, assim como uma parte do relato do problema.

Segundo (SILVA, 2008), flutter é uma auto excitação de dois ou mais modos de vibração de um sistema, alterada e realimentada pelo escoamento de um fluido, se não cessada a excitação, as amplitude crescem exponencialmente levando a estrutura a uma falha dinâmica.



“ ... at certain critical speeds of flight a tail wobble is set up, involving heavy torsional stresses on the fuselage, the type of vibration being an angular oscillation approximately about the axis of the fuselage; I am informed that the angular magnitude of this oscillation amounts at times to something approaching 15°, and is undoubtedly extremely dangerous to the structure of the machine. I gather that the experience of the pilots when this vibration is at its worst is terrifying ... ”

Figura 3 - Avião Handley Page 0/400 e primeiro relato de flutter.
Fonte: (BIDINITTO, 2007)

Alguns outros incidentes foram (DE MARQUI, BENINI e BELO, 2001):

- Jato T-33 Durnate com tanques de combustível nas pontas das asas. O fenômeno de flutter ocorreu devido ao acoplamento dos modos de vibração de torção e flexão da asa.
- Aeronave KC135. Ocorreu flutter do tipo "ciclo limite" da empenagem vertical.
- E-6A TACAMO. Ocorreu perda da metade superior da empenagem vertical.
- Aeronave de transporte militar ARAVA (Israel). Apresentou flutter devido a um parafuso de fixação da asa com torque inadequado.

Segundo (DE MARQUI, BENINI e BELO, 2001), o fato que permitiu o início do desenvolvimento dos monoplanos foi o conhecimento aprofundado dos fenômenos aeroelásticos, os conceitos de modos de vibrações, modelos em escala e testes em túnel de vento, entre outras informações.

Com o desenvolvimento da engenharia aeronáutica, novos materiais e estruturas aeronáuticas mais leves (e conseqüentemente mais flexíveis) foram descobertos. Essa flexibilidade favorece o fenômeno de aeroelasticidade, isso porque as estruturas expostas a um fluxo de ar ficam sujeitas a um carregamento aerodinâmico que pode afetar a estrutura flexível mudando o seu formato e gerando outro carregamento, que por sua vez causa novas deformações e que geram outro carregamento e assim sucessivamente. Em um caso estável, essa interação é cada vez menor, até que seja encontrado um ponto de equilíbrio. Em caso de instabilidade, esses intercâmbios divergem até causar falha estrutural.

Collar define aeroelasticidade como a ciência que estuda as interações entre forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais (COLLAR, 1946). A princípio, Collar propôs uma classificação para os problemas aeroelásticos utilizando um triângulo com a representação das forças inercial, aerodinâmica e elástica em seus vértices, dispondo os fenômenos nos campos correspondentes a vibrações mecânicas, estabilidade dinâmica, aeroelasticidade estática e aeroelasticidade dinâmica. A Fig. 4 representa o diagrama de Collar.

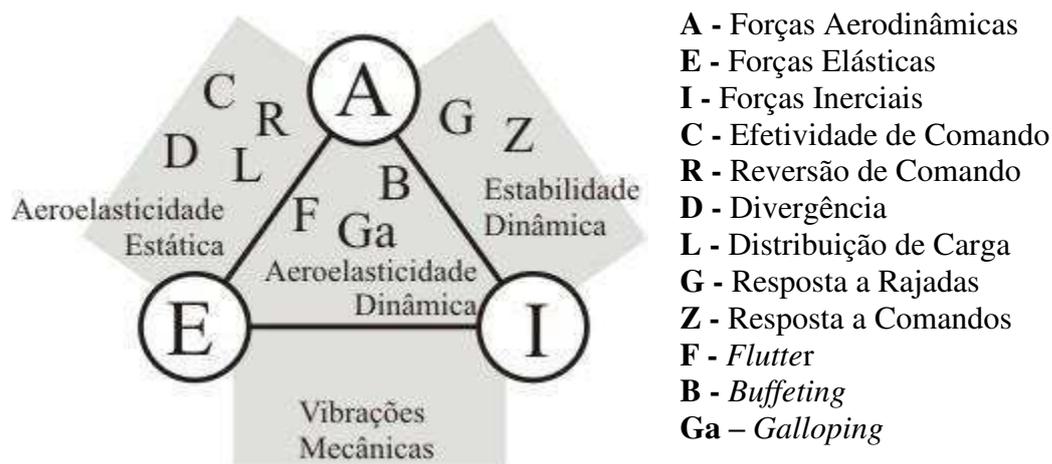


Figura 4 - Diagrama proposto por Collar
Fonte: (COLLAR, 1946)

Tratando dos problemas relacionados à ultrapassagem da barreira do som Bidinotto historia que:

No final da década de 40, as primeiras aeronaves passaram a romper a barreira do som gerando problemas até então desconhecidos, como o *flutter* de painel que depende de efeitos térmicos e de compressibilidade. Tais problemas estimularam muitas pesquisas nas décadas de 50 e 60, principalmente no tocante a fenômenos supersônicos, fadiga e tensões devidas a efeitos térmicos, (BIDINITTO, 2007, p. 12).

Uma das interações mais simples encontradas em uma aeronave de asas fixas é a flexão da asa com relação à fuselagem rígida. Para aeronaves uniplanares (com asas de apenas uma superfície) existem ao menos dois modos de movimento típicos. O primeiro é o momento fletor da ponta da asa com relação à base da asa. O segundo é o momento torçor onde a asa gira ao redor do eixo estrutural, normalmente localizado na longarina de sustentação (AERODYNAMICS FOR STUDENTS).

Esses modos de movimento normalmente criam efeitos mínimos observados apenas como pequenas vibrações. O momento fletor aparenta um bater de asas em baixa frequência, enquanto o momento torçor apresenta vibrações em frequência mais altas. Porém, com a aplicação de fluxos de ar mais velozes como fonte de excitação, esses efeitos combinados podem gerar movimentos capazes de distorcer severamente a estrutura, chegando ao ponto de quebrar as superfícies de sustentação.

O primeiro efeito é conhecido como divergência. Neste caso, o momento produzido pelo ar é maior que a rigidez estrutural da asa resultando em uma deformação da superfície. Geralmente busca-se projetar a aeronave de modo que a velocidade limite onde a asa se quebra ou a sustentação é severamente afetada pela deformação está muito acima da velocidade normal de operação.

O segundo efeito é conhecido como flutter (oscilação/vibração mecânica). Neste caso há uma ressonância entre os movimentos, de modo que a energia é absorvida do fluxo de ar e usada para aumentar a amplitude das vibrações. Esse modo de instabilidade eventualmente cria torção e flexão suficiente para superar a resistência mecânica da estrutura e então quebrar a superfície de sustentação. Quando o fluxo de ar é elevado ao ponto de instabilidade, a velocidade crítica é conhecida como velocidade de flutter. Novamente a aeronave deve ser prevista para operar em uma velocidade muito abaixo da velocidade de flutter. Porém, má distribuição de massa resultante de um defeito de projeto ou de execução, ou até mesmo de operação (no caso de uma superfície de controle se quebrar, por exemplo) podem criar razões de torção e flexão

suficientes para induzir o flutter em condições supostamente estáveis (AERODYNAMICS FOR STUDENTS).

Ambos estes efeitos foram definidos por (NITZSCHE, 2001) como problemas de estabilidade estática e dinâmica.

Define-se estabilidade estática como o movimento que pouco varia com o tempo, sem aceleração e/ou velocidade significativa. O problema aeroelástico de estabilidade estática é chamado de divergência.

Segundo (BIDINITTO, 2007), divergência é a instabilidade estática de uma superfície aerodinâmica que ocorre na denominada “velocidade de divergência”, onde a elasticidade da estrutura, aliada à carga aerodinâmica aplicada, tem papel fundamental na sua ocorrência.

A (NATIONAL TEST PILOTS SCHOOL, 1995) define divergência como sendo a condição em que o momento aerodinâmico excede o momento restaurador elástico.

A carga aerodinâmica da asa surge dada uma diferença de pressão gerada entre o intradorso e o extradorso do perfil. É possível obter a resultante desse campo de pressão, e essa resultante é aplicada sobre o centro de pressão da asa. Esse centro, por sua vez, caminha ao longo da corda do perfil devido alterações na distribuição de pressão, facilmente provocadas por uma mudança no ângulo de ataque da aeronave por exemplo. Quanto maior é o ângulo de ataque, mais próximo ao bordo de ataque este centro de pressão se encontra.

Existem três maneiras da resultante da carga aerodinâmica atuar sobre o perfil: uma é se essa resultante estiver atuando sobre o eixo elástico da asa, causando apenas flexão. Caso a resultante esteja agindo em qualquer outro ponto ao longo da corda do perfil, causará além da flexão, torção na asa. Para essa torção têm-se duas condições: resultante atua atrás do eixo elástico, fazendo com que a torção sobre o perfil diminua seu ângulo de ataque, reduzindo assim a sustentação; a condição suscitada gera uma condição de equilíbrio. A outra situação acontece quando a resultante da carga aerodinâmica está atuando à frente do eixo elástico, produzindo um momento torcional que aumenta o ângulo de ataque, que por sua vez incrementa a sustentação, e conseqüentemente, o momento torcional. Esta última condição realimenta e agrava o fenômeno, gerando instabilidade e fazendo com que, se a carga alar ultrapassar o limite estrutural, ocorra o colapso da estrutura. Na Fig. 5 são apresentadas ilustrações das situações descritas nesse parágrafo.

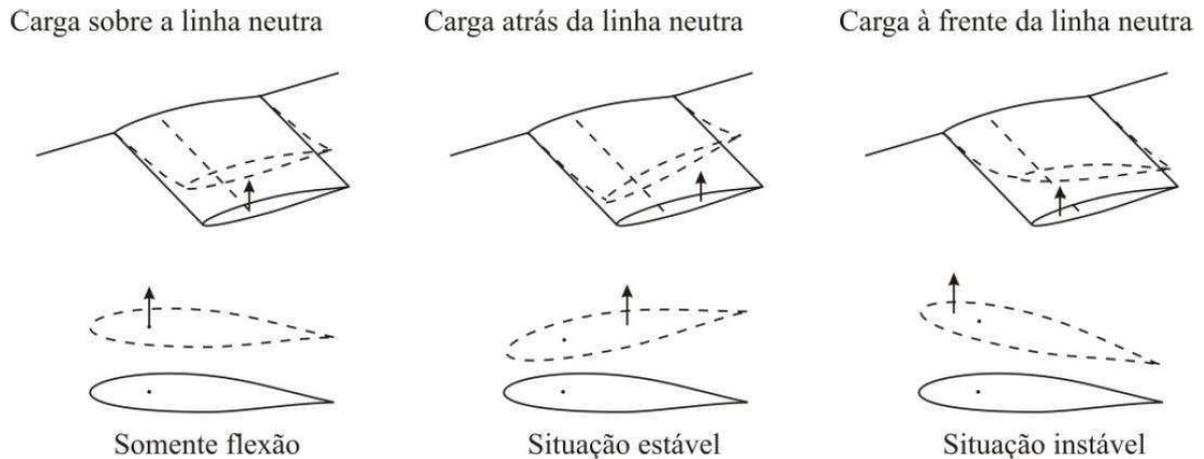


Figura 5 - Situações de aplicação da carga aerodinâmica sobre uma superfície aeronáutica.
Fonte: (BIDINITTO, 2007)

O flutter é um problema de aeroelasticidade classificado como um problema de estabilidade dinâmica. Aeroelasticidade dinâmica acontece quando o movimento, as acelerações e velocidades variam significativamente com o tempo. Isso faz com que as componentes de inércia interajam com as componentes elásticas e aerodinâmicas.

(BISPLINGHOFF, ASHLEY e HALFMAN, 1955) e (WARD e STRGANAC, 1998) definem flutter como sendo uma autoexcitação de dois ou mais modos de vibração, tornando a estrutura instável. Para uma viga semiengastada, como no caso de superfícies aerodinâmicas típicas, os modos acoplados são torção e flexão. Na Fig. 6 ilustra a noção do acoplamento dos modos de vibração.

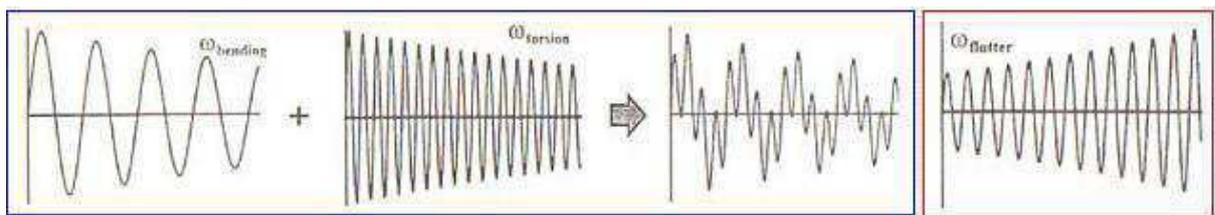


Figura 6 - Modo de acoplamento das frequências de torção e flexão.
Fonte: (SILVA, 2008)

Segundo (SERRANO e ANDRÉS, 2010), o flutter é um fenômeno aeroelástico que caracteriza um acoplamento instável entre a estrutura flexível e o escoamento aerodinâmico não estacionário. Este pode ser descrito como um acoplamento instável entre as forças de inércia, elástica e aerodinâmica.

Na Fig. 7 ilustra-se uma demonstração de como ocorre o flutter em um aerofólio: o flutter pode ser iniciado por uma rotação do aerofólio em ($t = 0$). Como o aumento da

força de sustentação, observa-se uma elevação do aerofólio e a rigidez à torção da estrutura do aerofólio promove um momento contrário a do esforço externo, forçando o perfil a retornar ao ângulo de ataque nulo ($t = T/4$). Devido à inércia da estrutura e ao momento restaurador a flexão o aerofólio gira em uma posição de nariz abaixo ($t = T/2$). Novamente o aumento da força e da rigidez torsional força o mergulho do aerofólio e retorna a zero à rotação ($t = 3T/4$). O ciclo é concluído quando o aerofólio retorna à posição neutra ($t = T$).

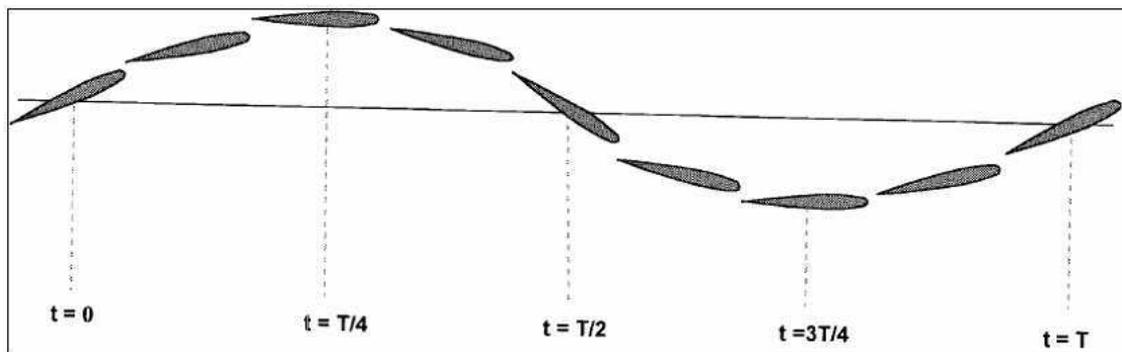


Figura 7 - Movimento de rotação e mergulho para um aerofólio apresentando flutter.
Fonte: (HEBERT, 1996)

2.3 TELEMETRIA

Devido à necessidade de medir parâmetros em condições perigosas ou inconvenientes foram desenvolvidos os sistemas de telemetria. A aviação, por exemplo, foi uma das áreas que primeiro adotou esse tipo de aplicação, mas foi logo seguida por indústrias, pesquisas médicas e espaciais. Telemetria é definida como medições de características de meio ou objeto, onde os resultados são transmitidos via cabos ou mesmo sem fio para uma estação a distância onde podem ser visualizados, gravados em um disco ou fita magnética e analisados por especialistas, diminuindo desse modo o risco ao qual o operador humano poderia estar sujeito (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000), (MATTOS, 2004).

Apesar de todos os sistemas de telemetria apresentarem elementos comuns, estes sistemas são desenvolvidos para as suas aplicações específicas. Um sistema de telemetria é geralmente apresentado com dois principais componentes, da nomenclatura aeronáutica o sistema em ar, *Airborne System*, e o sistema em terra, *Ground System*, apresentados na Fig. 8. Em algumas situações ambos podem estar em ar ou em terra, mas continuarão presentes (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000).

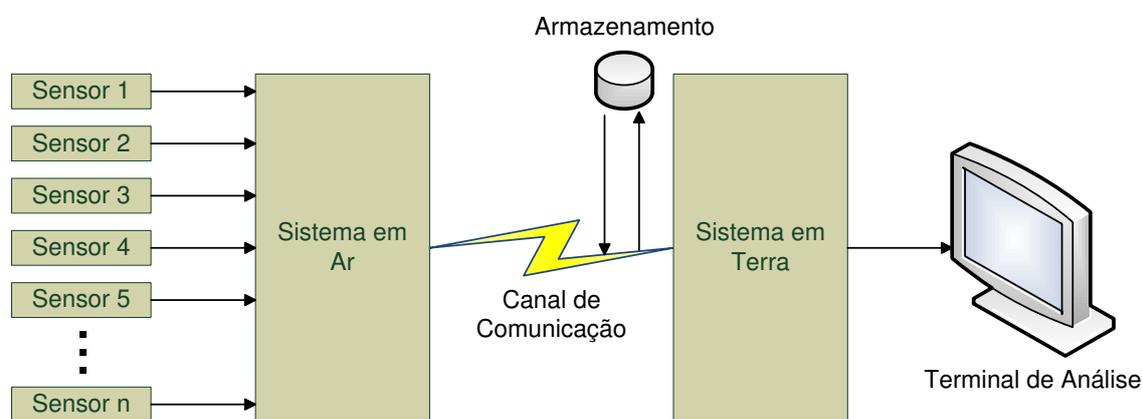


Figura 8. Sistema de Telemetria

Como pode ser observado na Fig. 9, o processo de aquisição de dados inicia-se nos sensores ou transdutores do sistema em ar. Estes são capazes de transformar com uma relação verificada um sinal de um tipo conhecido de característica física (elétrico, mecânico, químico, etc.) em outro tipo que possa ser usado pelo sistema. Tradicionalmente muitos transdutores transformavam as medições em sinais mecânicos

que podiam ser lidos em uma escala métrica, porém, após as inovações na eletrônica, a grande maioria dos sensores transforma as medições em sinais elétricos e trabalham de forma auto excitada (que produzem sua própria tensão) ou com de excitação externa (MATTOS, 2004). Estes transdutores podem ser menores, mais precisos, mais facilmente fabricados e substituídos e necessitam menos calibração e manutenção (BOYER, 2003).

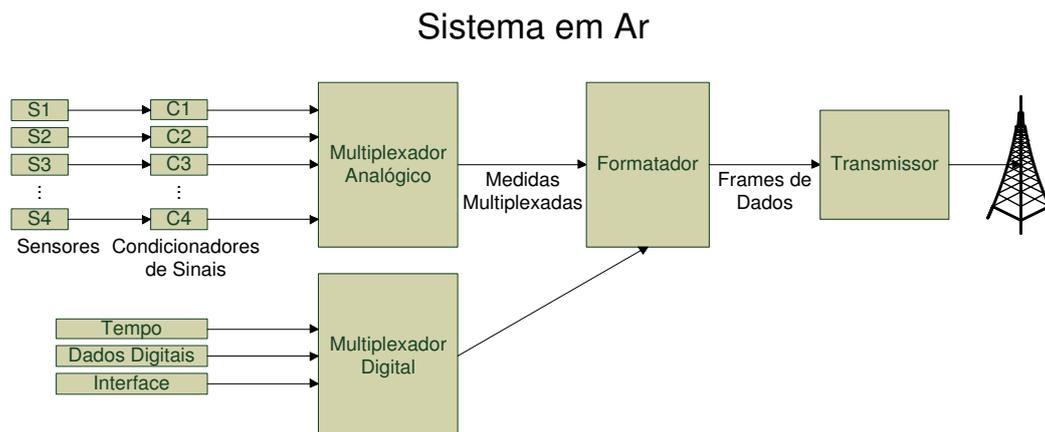


Figura 9. Diagrama de Blocos do Sistema em Ar

Na aviação alguns sensores comuns são: sensores de pressão absoluta ou relativa para medição de velocidade e altitude, sensores de aceleração (acelerômetros) para medir posicionamento, vibração e ação de forças, sensores de extensão (extensômetros) para medir torques, elongações, posicionamento relativo e ação de forças, sensores de rotação (tacômetros e giroscópios) para detecção e medição de movimento e velocidade rotacional e linear, sensores de nível e sensores de fluxo que identificam a quantidade de combustível ou água em tanques de armazenamento, GPS (*Global Positioning System*) para medição de posição e velocidade com relação a um referencial global, além de vários outros tipos de sensores com as mais diversas tecnologias e aplicações (MATTOS, 2004). Vários destes sensores podem ser adicionados a condicionadores de sinais que transformam, filtram ou adaptam os sinais para compatibilizá-los ao próximo passo de aquisição (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000).

Imaginando um cenário com centenas de medições a serem realizadas simultaneamente. Visto que manter módulos eletrônicos separados para cada fonte de medidas ocupa muito espaço e é dispendioso, um multiplexador (historicamente chamado de comutador) é empregado para fundir essas medições dividindo apenas o tempo (*Time-Division Multiplexing*, TDM), ou o espectro (*Frequency Multiplexing*,

FM, ou *Wavelength-Division Multiplexing*, WDM) (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000).

Atualmente, o modo mais comum de multiplexação é a TDM, onde cada canal é amostrado serialmente por um instante, como ilustrado na Fig. 10. Assim que todos os canais são amostrados, a sequência reinicia, então, as amostras de um canal específico são intercaladas no tempo por amostras de outros canais. Como as medições não são contínuas, a amostragem precisa ser rápida o suficiente para que as amostras não variem muito durante os instantes, evitando perda de informação significativa. Na prática, para obedecer aos teoremas de amostragem, a taxa de medição costuma ser de três a cinco vezes maior que a maior frequência de variação do sinal (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000).

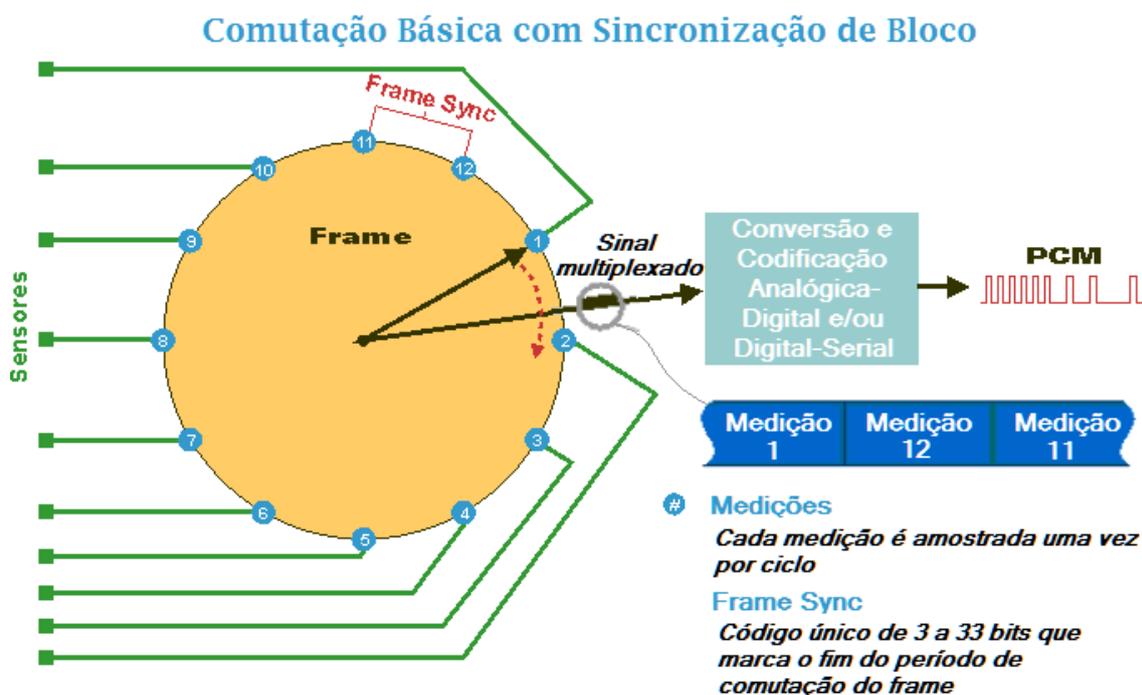


Figura 10. Comutação Básica
Fonte: (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000)

Como podem ser amostradas várias características físicas em um mesmo sistema, há a possibilidade que nem todos os parâmetros variem na mesma velocidade. De fato, um mesmo comutador pode precisar acomodar milhares de amostras por segundo de uma variável com apenas frações de amostras por segundo em outras variáveis. No pior caso, todas as amostras precisariam ser amostradas na maior frequência necessária e isso representaria um grande desperdício de potência e espectro.

Para resolver esse tipo de problema existem basicamente duas soluções: a supercomutação e a subcomutação, representadas na Fig. 11. Na supercomutação uma variável pode ser monitorada mais de uma vez por ciclo, permitindo uma maior frequência de amostragem sem necessariamente aumentar a velocidade do comutador. Já no caso da subcomutação um comutador secundário é ligado a um canal do comutador principal. Deste modo, uma variável subcomutada só será monitorada uma vez a cada vários ciclos de amostragem.

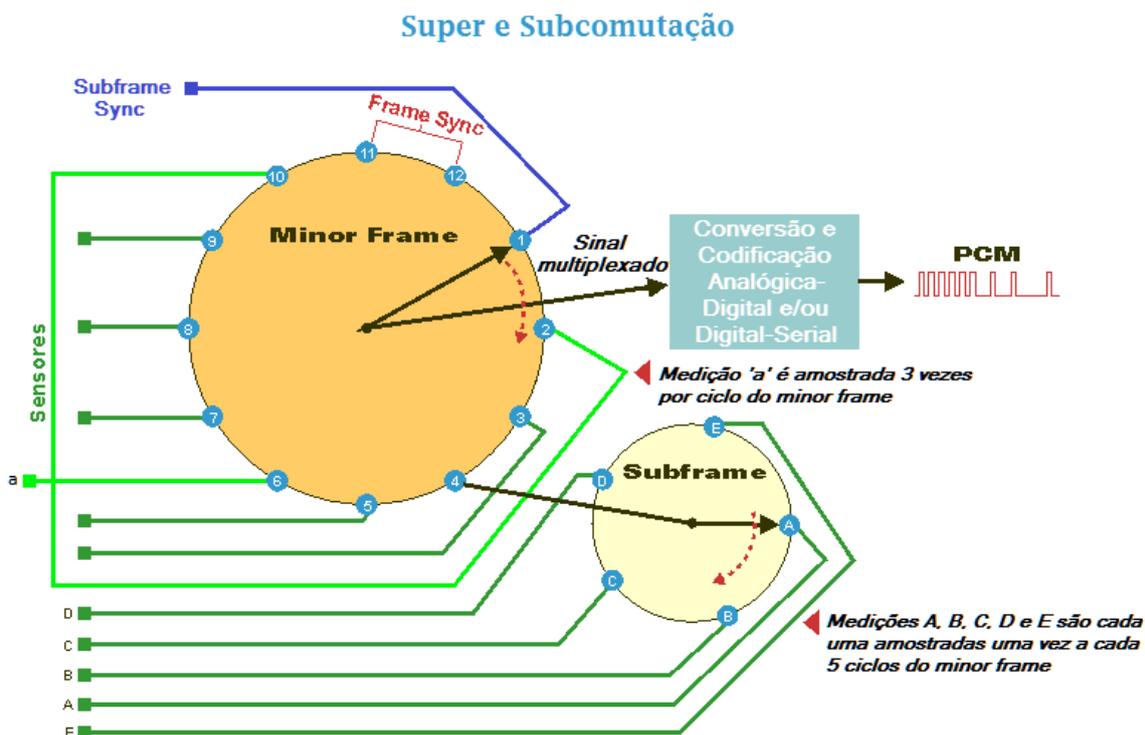


Figura 11. Super e Subcomutação
 Fonte: (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000)

Um ciclo completo de amostragem produz um bloco (*frame*) de palavras contendo os valores de cada medida. Como apenas o valor sem uma identificação do sensor amostrado, faz-se necessário a utilização de uma palavra de sincronização adicionada ao sinal de cada bloco para servir de referência para o processo de decomutação ou demultiplexação. No final, é obtido assim um bloco completo com espaços para identificação, palavras de dados (valores, comandos, funções, cálculos) e palavras de sincronização. Cada informação é identificada por sua localização no bloco. Esses blocos também englobam as medições super e subcomutadas e podem fazer parte de um bloco maior. É possível notar essa organização na Fig. 12. São necessários cinco ciclos do comutador principal para amostrar todos os sensores pelo menos uma vez. Esse grande bloco pode ser chamado de *major frame* e o bloco formado por um ciclo do

comutador principal pode ser chamado de *minor frame*. É importante observar que além de palavras de sincronização para os *minor frames* também são necessárias palavras de sincronização para o *major frame*, indicando início e final de todos os grupos de amostras sub e supercomutados (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000).

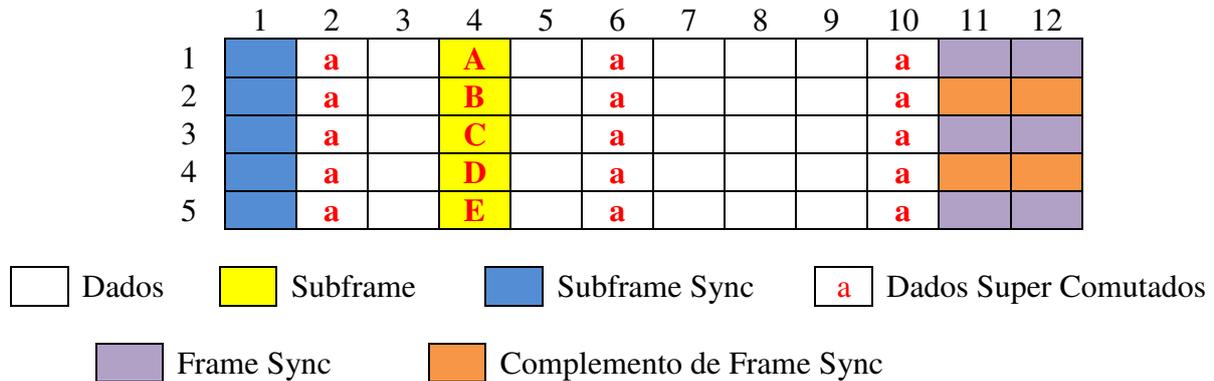


Figura 12. Frame de dados

Para multiplexar os dados com segurança o valor de cada amostra deve ser modulado, mudando suas características de amplitude e frequência para um padrão mais confiável. De acordo com (L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST, 2000), as formas mais comuns de modulação em TDM são:

- Modulação por Código de Pulso (*Pulse Code Modulation*, PCM) – O sinal é codificado em um padrão binário de pulsos.
- Modulação por Amplitude de Pulso (*Pulse Amplitude Modulation*, PAM) – Sinal é modulado em pulsos de duração fixa, uniformemente espaçados com a amplitude variável.
- Modulação por Duração de Pulso (*Pulse Duration Modulation*, PDM, ou *Pulse Width Modulation*, PWM) – O sinal é modulado em pulsos de amplitude constante e duração variável.
- Modulação por Posição de Pulso (*Pulse Position Modulation*, PPM) – O sinal é modulado em pulsos de amplitude e duração constantes, onde os pares de pulsos representam o início e o final de um sinal PDM.

Devido ao fato que PAM, PDM e PPM são modulações analógicas, seus sinais são mais corruptíveis, diferente dos padrões PCM que são digitais. Estes foram então sendo escolhidos como preferenciais devido à confiabilidade e à facilidade de armazenamento, transmissão, demodulação e análise.

Os dados multiplexados são enfim transmitidos para que, no sistema em terra, a sequência em PCM possa ser reconstruída de volta às medições originais, como ilustrado na Fig. 13. Como há distorção do sinal em qualquer meio de transmissão, o sinal recebido é filtrado, eliminando ruídos indesejados, e processado para diminuir erros na interpretação de símbolos. Então, o sinal é processado por um sincronizador de bit, ou *bit sync*, para que cada bit tenha sua posição e seu valor bem definidos no bloco de dados. O *bit sync* repassa o sinal para que seja armazenado em fita magnética, ou amplificado e condicionado para a sincronização de bloco (*frame synchronization*), onde serão identificadas as palavras de sincronização e daí serão firmados os espaços para palavras de dados. Devido à presença de erros de leitura de bits, o processo de sincronização normalmente envolve etapas de verificação e validação dos blocos, garantindo a confiabilidade do sistema.

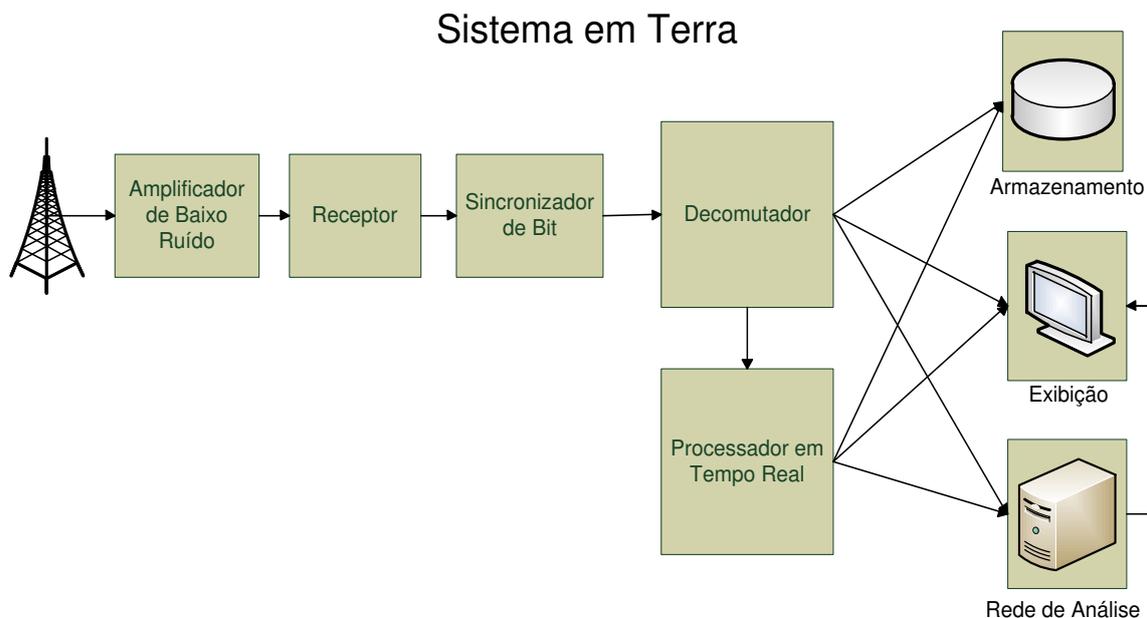


Figura 13. Diagrama de Blocos do Sistema em Terra

Logo após a sincronização de blocos, o sinal pode ser decomutado, para obtenção dos dados individuais. Nesse ponto, cada palavra é separada e organizada de acordo com a necessidade do sistema. O decomutador também identifica dados de identificação de nomeação de blocos, para que as medidas possam ser devidamente classificadas. Frequentemente as tarefas do sincronizador de bloco e do decomutador são realizadas em conjunto devido à interdependência de suas funções.

Neste ponto, os dados já podem ser processados, comparados com simulações e analisados por especialista. Devido à urgência de algumas operações, os dados devem ser disponibilizados em uma interface de processamento em tempo real para os operadores e especialistas. Observa-se a necessária uma interface amigável ao usuário para que as informações sejam devidamente compreendidas, organizadas e controladas, mantendo a operação nos limites de segurança estabelecidos.

Outro importante destino dos dados decomutado é o armazenamento. Com os dados devidamente armazenados em fita magnética de instrumentação, discos rígidos, ou um dos outros vários equipamentos projetados para gravar grande quantidade de dados em tempo real tanto na estação em terra quanto no sistema em ar, pode-se posteriormente analisá-los e obter resultados ou relatórios das operações.

Já que são muitas definições de dados, de equipamentos, de taxas de amostragem e de formatos de blocos a serem feitas na criação de um sistema de telemetria, padrões comerciais foram estabelecidos para facilitar esses procedimentos. Entre estes se destacam o padrão IRIG-106 e os protocolos de dados ARINC 429 e MIL-STD-1553B, criados por organizações comerciais, governamentais e militares (MATTOS, 2004).

Estes padrões também estabelecem os modos de transmissão de dados, seja com ou sem fio. Cada aplicação necessita de um sistema construído para utilizar meio de transmissão mais adequado à viabilidade técnica além da distância, o consumo de energia, a imunidade a ruídos e interferência intencional ou não de agentes externos. Na transmissão sem fio, os padrões estipulam faixas oficiais de operação para aquele tipo de aplicação. No caso de um aeromodelo rádio controlado, por exemplo, observa-se que a operação pode acontecer na presença de vários outros sinais em frequência semelhante. Neste ambiente de grande ruído e interferência, a utilização de uma tecnologia robusta a esses efeitos é imprescindível para a qualidade do sistema de telemetria (FUTABA, 2012), (HITEC RDC USA, 2012).

2.4 SENSORES

No estudo de aeroelasticidade há vários parâmetros que podem ser monitorados para avaliação dos fenômenos de divergência e flutter. No entanto, o mínimo necessário para observar esses fenômenos é mensurar a taxa e a magnitude das deformações da estrutura, e a velocidade do fluxo de ar correspondente a essas deformações. Um modo frequente de medir essas grandezas é fazendo uso de acelerômetros e de sensores de pressão diferencial.

2.4.1 ACELERÔMETROS

A medição de aceleração é de grande utilidade no universo da engenharia. A partir dessa grandeza podem-se medir forças, massas, vibrações, posicionamentos, e muitas outras grandezas indiretas. Os sensores são o mais diversos, porém, no geral, seguem o mesmo princípio, uma estrutura móvel com um, dois ou três graus de liberdade e um modo de medir a proximidade dessa estrutura móvel a estruturas estáticas de referências. Esse conceito pode ser compreendido quando se visualiza um acelerômetro básico baseado no sistema massa-mola, como o ilustrado na Fig. 14.

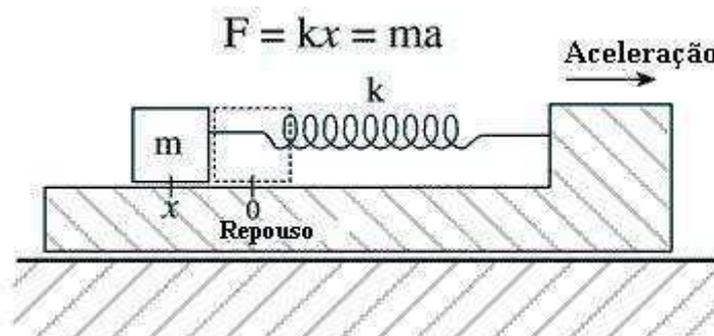


Figura 14. Acelerômetro Massa-Mola

Quando uma força é aplicada ao corpo móvel este se desloca comprimindo ou distendendo a mola. Medindo-se essa variação de tamanho da mola e conhecendo sua constante elástica e a massa do corpo móvel pode-se utilizar a lei de Hooke para calcular a aceleração. Como nesse caso a aceleração foi medida apenas ao longo do comprimento da mola este acelerômetro é de eixo único.

Atualmente, com o desenvolvimento da microeletrônica outros tipos de acelerômetros são mais utilizados como os capacitivos (Fig. 15) e os piezoelétricos. Ambos seguindo o mesmo princípio básico do movimento da estrutura móvel com relação à estrutura fixa.

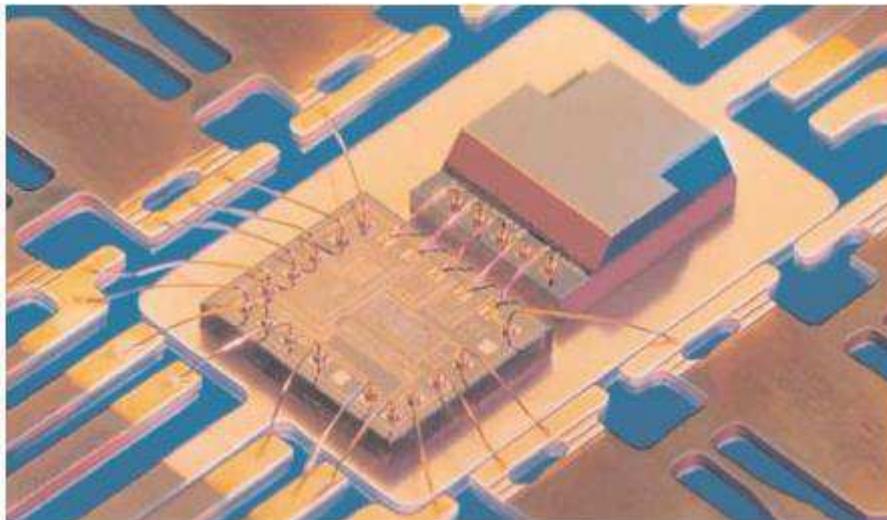


Figura 15. Ligações Internas de um Acelerômetro Capacitivo.

2.4.2 SENSORES DE PRESSÃO

A utilização de sensores de pressão para a obtenção de outras grandezas, como velocidade de um fluido e altitude, é uma prática comum em instrumentação, pois estas variáveis estão diretamente associadas à pressão, seja ela absoluta ou diferencial.

A pressão atmosférica é definida como a força por unidade de área exercida pelo peso do Ar sobre uma superfície na atmosfera terrestre. Quanto mais alta for a coluna de Ar, maior o peso e conseqüentemente maior a pressão sobre a superfície. Isto significa que quanto menor a altitude de um ponto, mais Ar acima dele, mais peso, então maior pressão (DA ROSA, 2006).

O vento também exerce pressão quando as moléculas de ar colidem em uma superfície, aplicando uma força naquela área. Quanto mais rápidas estiverem as moléculas de Ar, maior será a quantidade de movimento da colisão, portanto maior será a pressão na superfície que se opõe ao vento.

2.4.2.1 TUBOS DE PITOT

Tubo de Pitot é um instrumento de medição de velocidade muito utilizado para medir a velocidade de fluidos em modelos físicos em laboratórios de hidráulica, em laboratórios de aerodinâmica e também em hidrologia para a medição indireta de vazões em rios e canais, em redes de abastecimento de água, em adutoras, em oleodutos e ainda a velocidade dos aviões, medindo, neste caso, a velocidade do escoamento do ar, seu funcionamento é ilustrado na Fig. 16.

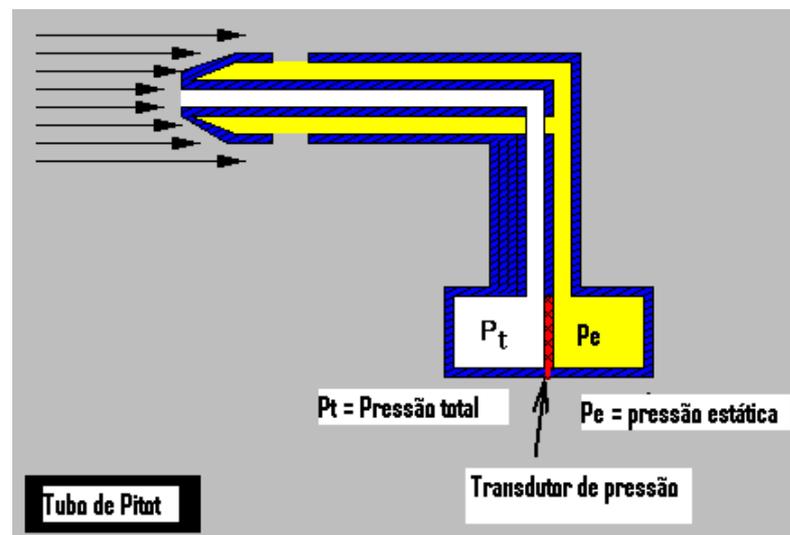


Figura 16. Funcionamento teórico de um tubo de Pitot
 Fonte: (THE INTERNATIONAL SOCIETY OF AUTOMATION, 2009)

Para relacionar a pressão diferencial à velocidade do fluido, aplica-se as condições de contorno de um tubo de Pitot à equação de Bernoulli, obtendo a Equação 1. Esta equação modela matematicamente o funcionamento do tubo de Pitot:

$$p_t = p_s + \frac{\rho V^2}{2} \quad (\text{Eq. 1})$$

Então, temos para a velocidade:

$$V = \sqrt{\frac{2(p_t - p_s)}{\rho}} \quad (\text{Eq. 2})$$

Sendo:

- p_t : pressão total ou de estagnação;
- p_s : pressão estática;
- V : velocidade aerodinâmica;
- ρ : densidade do ar.

Modelos matemáticos mais abrangentes podem ser construídos levando em conta a densidade, viscosidade e temperatura do fluido onde o tubo está imerso.

2.4.2.1 TUBOS DE PITOT NA AERONÁUTICA

Na aeronáutica, o Tubo de Pitot é a ferramenta que possibilita o funcionamento de um dos mais importantes instrumentos de uma aeronave, o velocímetro, como mostrado na Fig. 17.

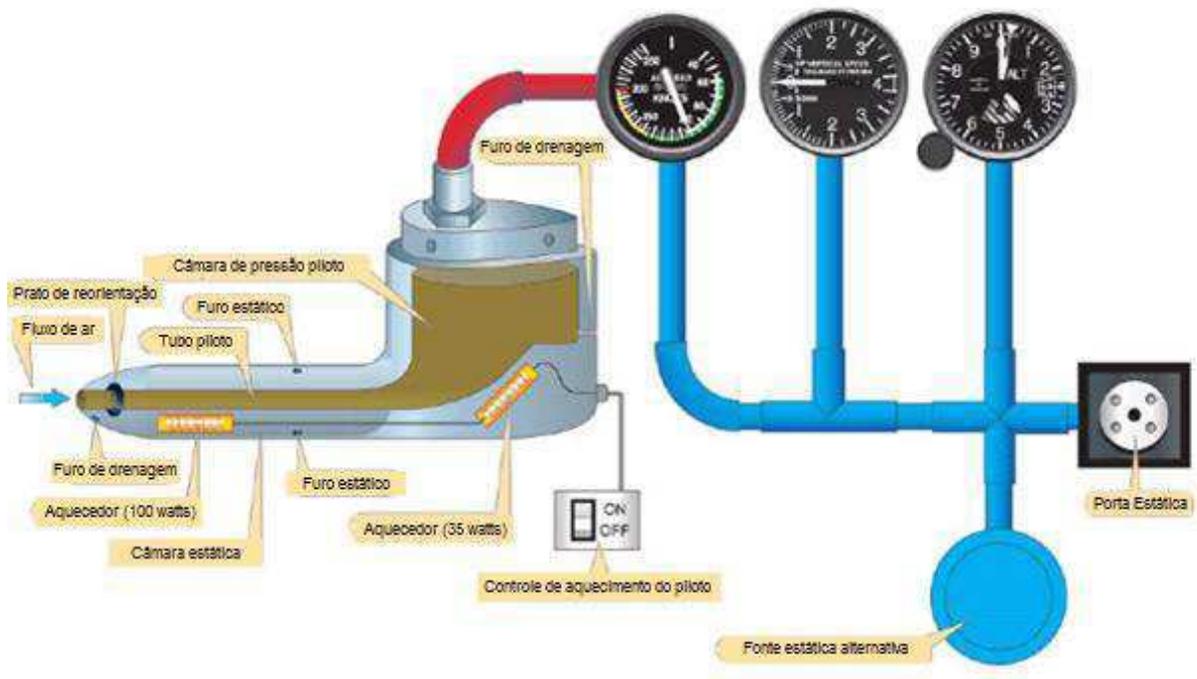


Figura 17. Sistema velocímetro de um avião
Fonte: (LUCKYBOGEY, 2009)

Em síntese, é um tubo instalado paralelamente ao vento relativo e com um orifício voltado diretamente para o fluxo de ar resultante da velocidade aerodinâmica da aeronave. Esse orifício se comunica com o interior de uma cápsula aneroide, instalada no velocímetro da aeronave. A caixa do instrumento recebe a pressão estática do ar de uma fonte estática, que não é afetada pela variação de velocidade da aeronave.

Quando a aeronave está estacionária e não há vento relativo, nem real, a pressão que entra pelo orifício do Pitot é somente a pressão atmosférica estática. A cápsula aneroide permanece então em uma posição neutra e a velocidade indicada é zero. Quando a aeronave se desloca na massa de ar, o vento relativo causa um aumento na pressão de ar admitida pelo orifício do tubo de Pitot, em relação à pressão estática, e

essa "pressão de impacto", somada à pressão estática, faz a cápsula aneroide expandir. Em sistemas mecânicos, o movimento de expansão da cápsula é transmitido aos ponteiros do velocímetro por hastes e engrenagens, do tipo setor e pinhão, o que faz o ponteiro se movimentar, indicando ao piloto a velocidade da aeronave. Sistemas modernos podem fazer uso de sensores capacitivos e piezoelétricos para detectar a deformação criada pela diferença de pressão.

Como é possível observar na Fig. 18, os tubos de Pitot geralmente são instalados sob as asas do avião, ou nas laterais do nariz. Quando a aeronave se desloca, o tubo de Pitot recebe a pressão dinâmica ou "pressão de impacto" e a pressão estática ao mesmo tempo. A soma de ambas as pressões é denominada pressão total ou pressão de estagnação. Como a cápsula aneroide do velocímetro recebe em seu interior essa pressão total, e a caixa do instrumento recebe somente a pressão estática, a expansão da cápsula será diretamente proporcional à pressão dinâmica que, por sua vez, é proporcional à velocidade aerodinâmica da aeronave.



Figura 18. Tubos de Pitot em um avião
Fonte: (UNITED PRESS INTERNATIONAL, 2009)

Estes instrumentos são de extrema importância no universo da aeronáutica, pois através deles é possível estimar o empuxo que sustenta a aeronave em voo. A falha na avaliação de sustentação pode prejudicar a controlabilidade da aeronave e, em casos extremos, resultar em tragédias como a que aconteceu com o voo 447 da Air France em 2009. Neste episódio, os tubos de Pitot congelaram e enviaram informações conflitantes ao sistema de controle, resultando em uma série de falhas consecutivas e causando a aeronave a despencar 38 mil pés (11.5824km) a uma velocidade de 11 mil pés por minuto (201,168km/h) (IRVING, 2012).

2.5 ARQUITETURA DE SOFTWARE EMBARCADO

2.5.1 AUTOSAR

A elaboração de uma Unidade Eletrônica de Controle (*Electronic Control Unit – ECU*), para qualquer sistema embarcado pode se beneficiar de uma arquitetura de software portátil, consistente, e eficiente. Uma importante referência é a arquitetura do software embarcado projetada no padrão AUTOSAR (AUTOSAR, 2011).

AUTOSAR (*AUTomotive Open System ARchitecture*) é um padrão comercial de arquitetura de software que está ganhando popularidade na indústria automotiva. Seu principal objetivo é o desenvolvimento de uma arquitetura de software modular que pode melhorar o custo benefício, a qualidade e reusabilidade enquanto unificando a produção de software relacionada à integração e comunicação entre diferentes soluções eletrônicas disponíveis no mercado automotivo.

Essa solução abstrai as características específicas do hardware e facilita a integração e modificação de produtos sem o completo reajuste de todo o sistema.

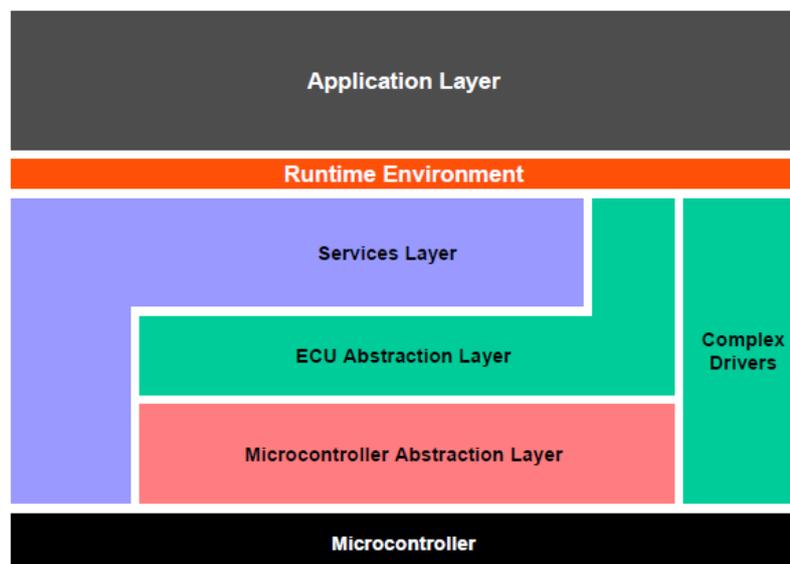


Figura 19. AUTOSAR Software Architecture.
Fonte: (AUTOSAR, 2011)

Como explicado em (AUTOSAR, 2011), a arquitetura AUTOSAR tem basicamente três camadas principais:

A camada de software básica (*Basic Software Layer*), com todas as abstrações de hardware e serviços de baixo nível.

O ambiente de execução (*Run-Time Environment* - RTE), responsável por completamente separar o hardware das aplicações.

E a camada de aplicação (*Application Layer*), com componentes de Software (*Software Components* - SW-C's) que implementam os comportamentos de alto nível do sistema sem diretamente controlar o hardware.

Dentro da Basic Software Layer, a camada mais baixa, uma camada de abstração do microcontrolador (*Microcontroller Abstraction Layer*) inclui os drivers básicos para controlar o microcontrolador, dentre eles estão:

Controladores de entradas e saídas

Controladores de interfaces de comunicação.

Controladores de memória.

Controladores adicionais.

A camada de abstração de ECU (*ECU Abstraction Layer*) é responsável por abstrair o acesso a recursos e funcionalidades no microcontrolador para as camadas superiores. A ECU Abstraction layer possibilita gerenciar e usar memórias, pinos, dispositivos de comunicação, dentre outros, independente de serem internos ou externos, como se todos fossem parte da mesma unidade. Com essa abstração, as camadas superiores não precisam se preocupar com seleção de recursos, eles apenas requerem o uso dos recursos (ENQIN, 2009).

A camada de serviços gerencia o código e a interação entre o ECU e a rede de comunicação do carro. Ela é responsável por prover:

- Funcionalidades de sistema operacional.
- Serviços de comunicação de gerenciamento de redes.
- Diagnósticos, gerenciamento de modo, monitoramento de fluxo de programa (*Watchdog manager*).

A Basic Software Layers também inclui capacidade de agregar dispositivos complexos que controlam operações de alta prioridade e alta velocidade, como injeção eletrônica de combustível, por exemplo.

Com essa base sólida, o ECU se conecta com o Run-Time Environment e desempenha os comandos requeridos pelos SW-C's na Application Layer. O RTE é responsável por conectar mensagens entre componentes de software e entre a camada de aplicação às camadas inferiores, enquanto totalmente abstrai o ECU (ENQIN, 2009).

A Application Layer contém aplicação que em conjunto desempenham as tarefas desejadas.

Apesar de a arquitetura AUTOSAR prover a modularidade e abstração desejada pelos projetistas, ela sofre de problemas de temporização e desempenho quando executando várias aplicações (SCHLIECKER, ROX, *et al.*, 2009). Esses problemas ainda não foram resolvidos pela arquitetura (BEECHAM, 2010), levando vários fabricantes a se recusar a aceitar o padrão (HAMMERSCHMIDT, 2007), ou forçando fornecedores a usar ferramentas caras para configurar o sistema apropriadamente (RACU, HAMANN, *et al.*, 2007).

2.5.2 ARQUITETURA DE SOFTWARE DE TRÊS CAMADAS

Outra arquitetura de software mais facilmente compreensível e implementada foi originalmente projetada pelo Professor Benjamin Sweet e adaptada por Leonardo Bueno e Gabriel Moreno na Lawrence Technological University, em Southfield, MI, EUA (BUENO, MORENO e SWEET, 2013). Nesta arquitetura, o código é separado nas camadas de Aplicação, Serviços, e Controladores (*Application, Service, and Driver layers*), como apresentado na Fig 18. Devido a isto, a arquitetura é simplesmente denominada Arquitetura em Três Camadas (*Three-Layered Architecture - TLA*). Apesar de inspirada pelo AUTOSAR, o projeto estrutural foi idealizado para requisitos diferentes, exigindo modificações para melhor se adequar ao seu propósito (RACU, HAMANN, *et al.*, 2007).

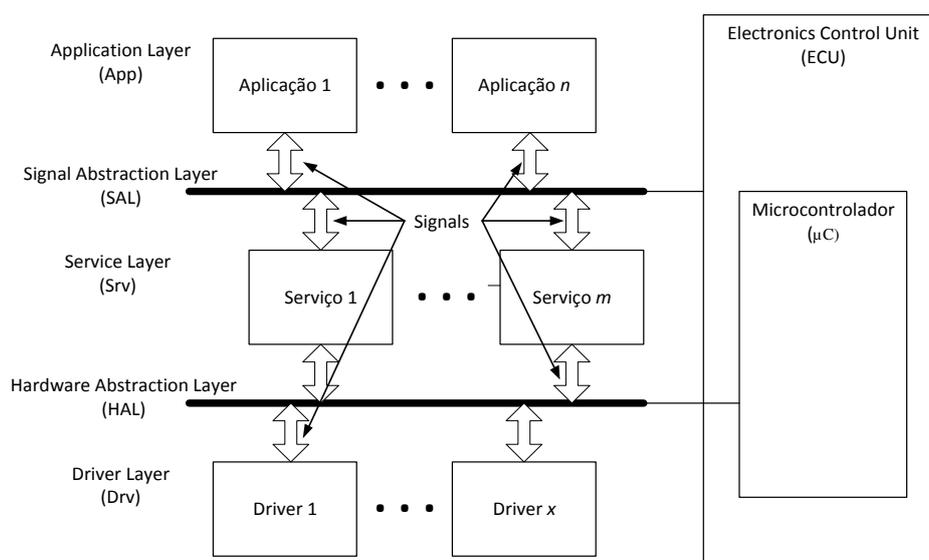


Figura 20. Arquitetura de Software em Três-Camadas
Fonte: (BUENO, MORENO e SWEET, 2013)

A *Application Layer* (Camada de Aplicação) representa a funcionalidade principal observado pelo usuário. O AUTOSAR usa o conceito de módulos de software separados para representar não apenas os comportamentos desejados, mas também para gerenciar sinais, dados e mensagens. No padrão automotivo, um módulo de aplicação ou componente de software pode se comunicar com outro apenas pela RTE. A TLA provém caminho semelhante. A comunicação de aplicações se dá por funções de acesso de sinais do tipo Get.

Um detalhe importante na *Application Layer* é que os sensores e atuadores não são declarados como módulos de Aplicação como no padrão 4.0 do AUTOSAR (AUTOSAR, 2011). Os sensores e atuadores são declarados dentro das camadas *Driver* e *Service*, deixando à aplicação apenas decisões de alto nível que devem ser processadas e providas às camadas inferiores. Deste modo, a camada de aplicação tem acesso apenas a dados convertidos pela interface de sinais da *Service Layer* (Camada de Serviços). Com esses dados a aplicação dita o comando final que é então executado pelas camadas inferiores. Exemplificando: se a temperatura está a certo valor, ative a refrigeração a esse nível de potência. Como demonstrado, a aplicação não precisa saber sobre o termômetro ou sobre a interface exata do sistema de refrigeração. A única informação necessária é um modelo matemático do processo e os estados operacionais atuais.

Como a AUTOSAR, a *Driver Layer* (Camada de Drivers) contém comunicações, controles, comandos e processos de baixo nível. Essa camada é a que diretamente ativa os registradores e pinos do microcontrolador e interage com o *hardware* e o ambiente externo. A *Driver Layer* basicamente mantém a camada abstração de abstração do microcontrolador presente no AUTOSAR, com módulos de controle de memória, comunicação, entradas, saídas, e etc. Em adição, ela também mantém a capacidade de suportar a ECU Abstraction Layer com todas as abstrações de hardware internos e externos. Uma variação importante que é algumas abstrações de dispositivos ou equipamentos complexos são incorporadas totalmente na abstração do microcontrolador. Com isto, alguns drivers para abstrações mais simples não são mais necessários, reduzindo a sobrecarga de memória e de tempo para acessar esses serviços. Exemplos dessa simplificação são sensores analógicos. Uma conversão analógica pode ser associada a um sensor externo, e os dados convertidos podem ser salvos em um campo de memória. Com as devidas funções de acesso, a camada superior já pode ter acesso direto ao valor sem que seja necessário camadas intermediárias.

A Service Layer é introduzida para abstrair as conexões diretas com o hardware, vindas da Driver Layer, e os dados usados pela aplicação. Essa camada converte os dados para a forma a ser processada pela aplicação, abstraindo como esses dados foram adquiridos. O sinal enviado à Application Layer contém informação propriamente condicionada em unidade físicas. Devido a isto, o hardware pode ser modificado sem interferir na operação dos módulos de aplicação. Diferentes sensores, e até diferentes microcontroladores podem ser usadas na Driver Layer, mas a Service Layer vai converter a informação para um formato padronizado que pode ser interpretado não importando como a informação foi disponibilizada.

Essa camada pode ter várias das responsabilidades da AUTOSAR Services Layer, incluindo serviços de sistema operacional, controles de memória e comunicação, etc. Em adição, a Service Layer proposta faz a interface direta à, pulando a RTE e reduzindo sobrecarga e complexidade. Para isso, os gerenciadores na nova Service Layer não controlam apenas a adaptação dos conteúdos como também controlam o acesso aos módulos de drivers.

A principal diferença entre como a Service Layer da TLA a AUTOSAR Runtime Environment é o modo como lidam com mensagens. A Runtime Environment usa complexos formatos de armazenamento de entrega de mensagens para prover o máximo de portabilidade e flexibilidade possível. Essa metodologia é difícil de modelar e de compreender. Para simplificar o processo de aprendizagem e a implementação, a Service Layer proposta é baseada em funções de acesso passivas do tipo “Get” e “Set”, com os publicantes e receptores cuidadosamente associados. Para sinais com comportamento ativos, é possível usar sinalizadores (*flags*) que podem ser testados antes de acessar dados de um publicante. Este procedimento requer detalhamento cuidadoso para definir as conexões entre objetos e camadas, mas trás em grande simplificação ao código. O ganho tem tempo de implementação e compreensão do processo é significativo, além da redução de uso de memória e outros recursos do microcontrolador.

3 DESENVOLVIMENTO

3.1 FAIXA DE OPERAÇÃO

Este trabalho se propõe a observar os efeitos do flutter e da divergência aeroelásticos e auxiliar na análise destes efeitos com relação às velocidades do ar que passa pelas asas da aeronave. Como os efeitos de flutter e divergência podem ser analisados como movimentos da ponta da superfície com relação ao ponto de conexão desta superfície com uma estrutura rígida (neste caso é o movimento da ponta da asa com relação à conexão com a fuselagem), pode-se fazer uso de acelerômetros para a medição deste movimento. Para a medição de velocidade do ar, o aparelho mais comumente utilizado na aeronáutica são os sensores de pressão diferencial combinados com tubos de Pitot.

Tendo definidos os sensores que serão utilizados, o primeiro aspecto para elaboração de qualquer sistema de aquisição de dados é ter uma previsão da faixa de variação das variáveis físicas que serão mensuradas. Esta previsão pode ser obtida baseada em valores teóricos obtidos analiticamente, assim como especificações do ambiente de testes e até mesmo simulações computacionais do fenômeno.

Neste trabalho foi utilizado como referência para estabelecimento das faixas de operação das variáveis físicas o trabalho de conclusão de curso do aluno Orlando Tomaz da Silva Neto (SILVA NETO, 2014), membro da equipe ParahyAsas que iniciou as pesquisas aprofundadas sobre os efeitos aeroelásticos nas asas da aeronaves construídas pelo time.

Em sua pesquisa, Orlando Tomaz observou acelerações inferiores a 1g (uma vez a aceleração da gravidade) agindo na asa durante flutter intenso. Também foram observadas frequências naturais de vibração de até 43 Hz, a velocidade de até 100 km/h (27,78 m/s). Essa velocidade está em acordo com a faixa de velocidades que as aeronaves do time ParahyAsas são fabricadas para operar.

Sabendo que as aeronaves dependem demais não só das técnicas de fabricação como também das regras da competição, essas faixas de operação podem variar significativamente, mas não serão muito distintas dos valores obtidos por Orlando Tomaz, pois as regras da competição limitam a potência dos conjuntos propulsores, e os

tipos de materiais utilizados. Ou seja, mesmo que os valores aumentem, não deverão ser muito diferentes do vistos neste trabalho.

Baseado em relatórios da equipe ParahyAsas nas competições SAE de AeroDesign de 2011 (UFCG PARAHYASAS, 2011) e 2013 (UFCG PARAHYASAS, 2013), observou-se que uma margem de variação de 30% é suficiente para compreender as mudanças de projetos entre as aeronaves. Decidiu-se então aplicar uma margem de erro de 30% com relação aos valores do trabalho de referência, obtendo velocidades de até 36 m/s, e vibrações com frequência de até 56 Hz e acelerações de 1,3 g.

Como não há muitos sensores a serem empregados, para simplificar o projeto do sistema embarcado, não será aplicado subcomutação ou supercomutação. Todos os sensores serão amostrados baseados na frequência de amostragem dos acelerômetros. Sabendo que a recomendação geral para instrumentação é amostrar o fenômeno a frequências de 3 a 5 vezes superior à frequência natural que se deseja observar, o sistema deverá ser capaz de realizar amostragem de velocidades de 36m/s, acelerações tri axiais de pelo menos 1,3 g, a pelo menos 200 Hz.

3.2 SISTEMA EM AR

3.2.1 PROJETO ARQUITETURAL

O sistema embarcado de aquisição é formado por um circuito de medição de velocidade do ar, acelerômetro e em microcontrolador. O sistema será responsável por mensurar os dados do acelerômetro e do sensor de pressão diferencial, e enviará esses dados através do comunicador Xbee para a interface de monitoramento em solo. Alguns LED's serão usado como indicadores de funcionamento do sistema. O diagrama de contexto do sistema embarcado pode ser observado na Figura 21.

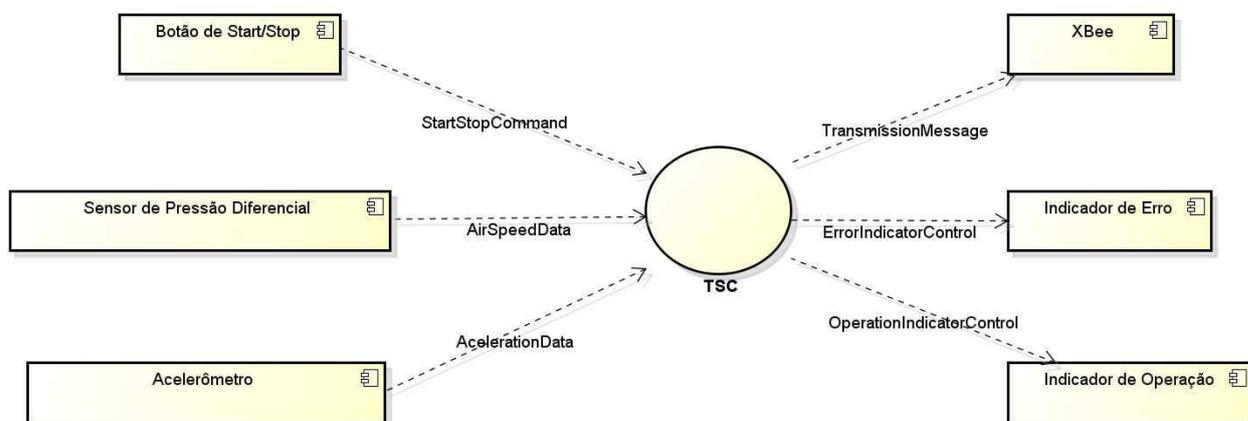


Figura 21. Diagrama de contexto do sistema embarcado de aquisição.

Nas Tabelas 1 e 2 são listados e descritos os sinais externos do sistema de ar.

Tabela 1– Identificação de Sinais de Entrada

<i>Nome do Sinal Sinal</i>	<i>Tipo de Sinal</i>	<i>Tipo de Dado</i>	<i>Descrição</i>
StartStopCommand	Entrada	Booleano	Valor booleano que representa o estado do botão de Start/Stop, onde '0' representa 'DESLIGADO' e '1' representa 'LIGADO'.
AccelerationData	Entrada	Encoded	Sinal codificado emitido do acelerômetro da asa contendo medição instantânea de aceleração tri axial.
AirSpeedData	Entrada	Analógico	Sinal analógico representando o valor instantâneo da medição de pressão diferencial no tubo de Pitot. Este sinal deve varias de 0 a 3V.

Tabela 2– Identificação de Sinais de Saída

<i>Nome do Sinal Sinal</i>	<i>Tipo de Sinal</i>	<i>Tipo de Dado</i>	<i>Descrição</i>
TransmissionMessage	Saída	Codificado	Mensagem codificada a ser transmitida pelo XBee contendo os dados de medição dos sensores.
ErrorIndicatorControl	Saída	Booleano	Valor booleano que representa o estado de ativação do LED indicador de erro, onde '0' representa 'DESLIGADO' e '1' representa 'LIGADO'.
OperationIndicatorControl	Saída	Booleano	Valor booleano que representa o estado de ativação do LED indicador de operação, onde '0' representa 'DESLIGADO' e '1' representa 'LIGADO'.

Na Tabela 3 são listados sinais adicionais usados para observar e deputar tarefas dentro do microcontrolador.

Tabela 3 - Especificação de Sinais Adicionais para Depuração

<i>Nome do Sinal Sinal</i>	<i>Tipo de Sinal</i>	<i>Tipo de Dado</i>	<i>Descrição</i>
Debug_Toggle_Bit_Task_40MS	Saída	Booleano	Sinal de deputação que anuncia que a tarefa de 40 ms está ocorrendo.
Debug_Toggle_Bit_Task_2_5MS	Saída	Booleano	Sinal de deputação que anuncia que a tarefa de 2,5 ms está ocorrendo.

Como ilustrado no diagrama de pacotes da Figura 22, para a elaboração do software foi aplicado a arquitetura de software TLA, com três camadas para criar abstração entre a aplicação e o microcontrolador.

Os módulos da Driver Layer são:

- DIO (*Digital Input and Output*): Responsável por configurar e comandar entradas e saídas digitais.
- ADC (*Analog to Digital Converter*): Responsável por configurar e comandar a conversão de sinais analógicos.
- *Sensors* (Sensores): Responsável por controlar o uso de sensores digitais como acelerômetros e giroscópios.
- Serial: Responsável por configurar e comandar as interfaces UART e USART para comunicação serial.
- Port: Inicializa todos os módulos necessários na Driver Layer.
- RTI (*Real Time Interruption*): Interrupção temporal em tempo fixo que define a frequência de operação do microcontrolador.

Módulos da Service Layer:

- *Timer* (Temporizador): Fornece serviços de temporização para camadas de serviço e aplicação.
- *Main*: Aciona todo o sistema.
- *Task* (Tarefa): Aciona tarefas que devem ser realizadas na ordem e na frequência desejada.
- *Comm_Mgr* (*Communication Manager*): Gerencia dispositivos e sinais comunicação externa.
- *IO_Mgr* (*Input/Output Manager*): Gerencia dispositivos e sinais de entrada e saída.

A aplicação presente na Application Layer é:

- *TelemetrySystemController*: Aplicação que define o protocolo de comunicação e o estado de operação do sistema.

Como pode ser observado no diagrama de sequência da Figura 23, serão criadas duas tarefas principais. A tarefa que verifica e aciona comandos de entrada e saída digitais, realizada a cada 40 ms (25 Hz), e a tarefas de leitura, codificação, e transmissão de dados dos sensores, realizada a cada 2,5 ms (400 Hz).

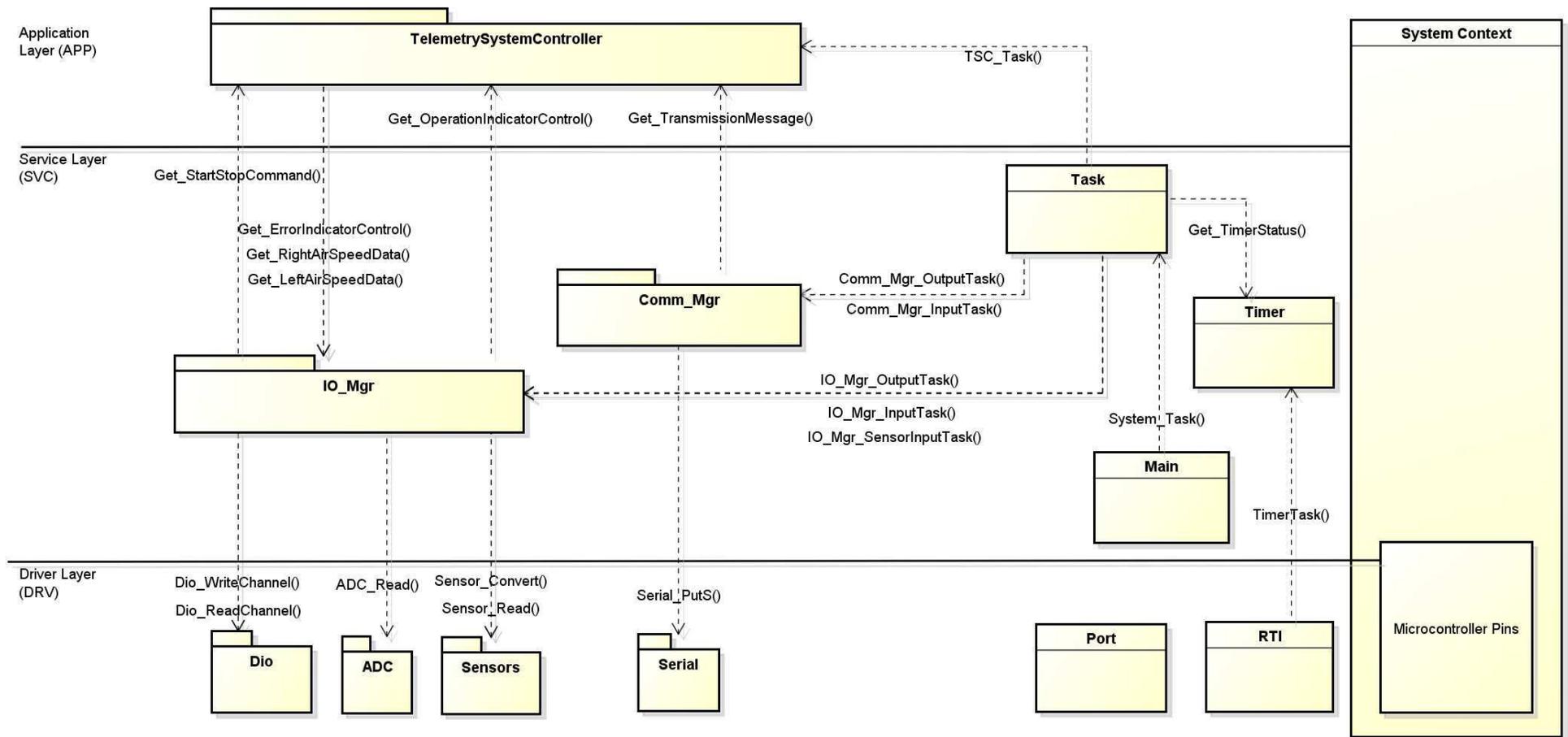


Figura 22. Diagrama de contexto do circuito de aquisição.

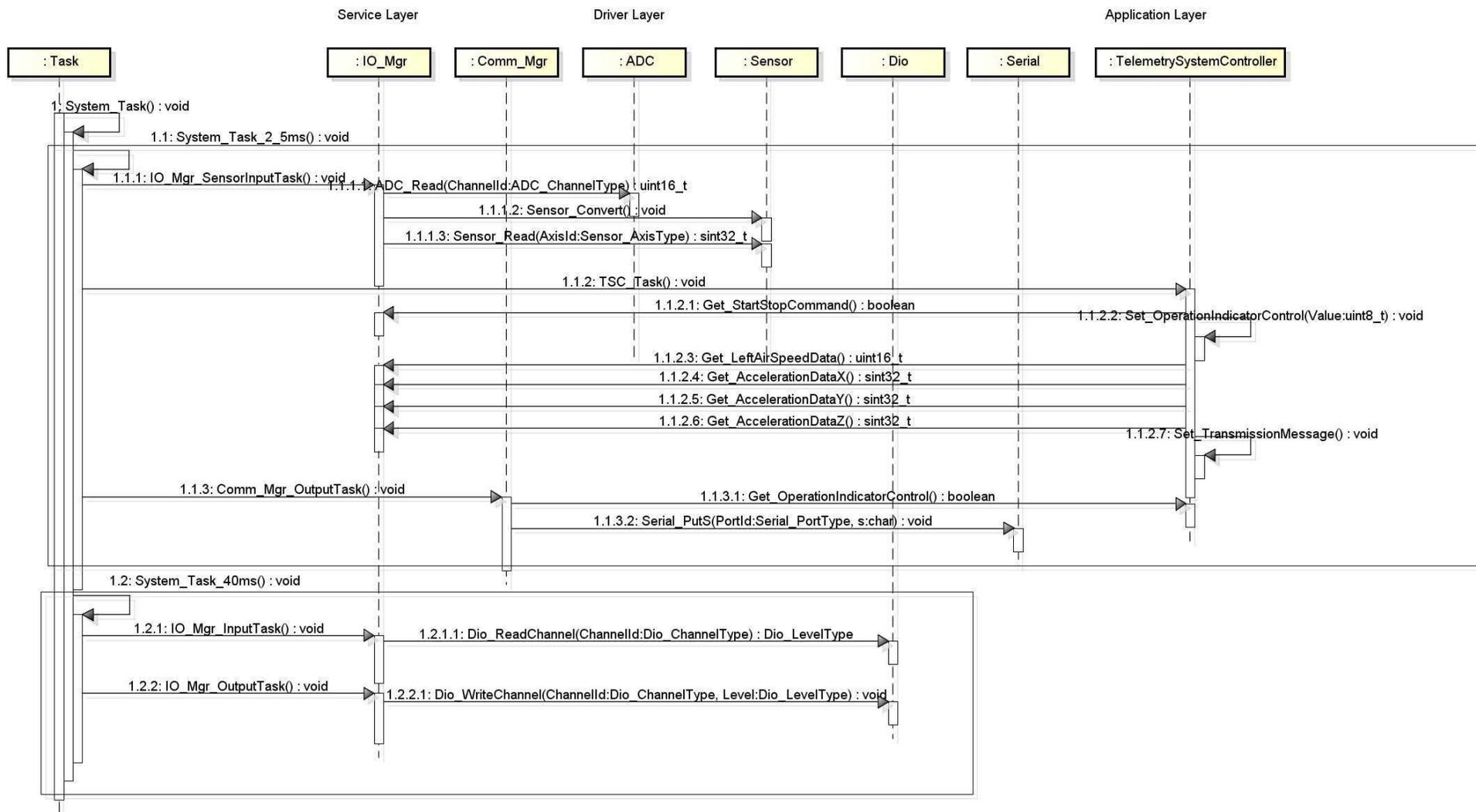


Figura 23. Diagrama de sequência do sistema embarcado de aquisição.

3.2.2 PROTOCOLO DE COMUNICAÇÃO

Como sugerido em (BUENO e FARIAS, 2012), um protocolo de comunicação binário baseado na palavra de comunicação do padrão ARINC429, utilizado em aeronaves da Boeing, Airbus, Embraer, dentre outros. Como pode ser observado na Fig. 24, esta palavra 32 bits inclui campos para:

- Rótulo (*Label*) – Identificação da fonte dos dados;
- Matriz Sinal/Estado (*Sign/Status Matrix - SSM*) – Define se a mensagem vem de um teste funcional, ou identificação de sinal (positivo e negativo) ou orientação (norte, sul, etc.) do dado;
- Dados (*Data*) – Inclui o dado convertido em unidades de engenharia;
- Identificador de Fonte/Destino (*Source/Destination Identifier - SDI*) – identifica a fonte ou a destinação da mensagem, ou mais frequentemente a subsistema fonte;
- Paridade (P) – Garante que os dados transmitidos não estão comprometidos.

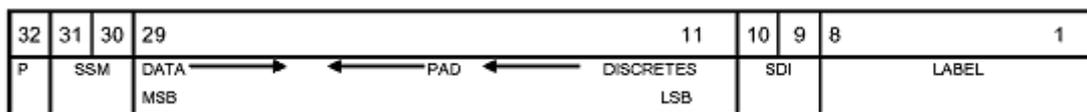


Figura 24. Palavra de Comunicação do Padrão ARINC 429.
Fonte: (AIM GMBH AVIONICS DATABUS SOLUTIONS, 2010)

Apesar de eficiente e prática, a comunicação ARINC429 é utilizada em um canal de comunicação determinístico, para que a frequência de transmissão seja constante. Como o sistema aqui desenvolvido pode ser adaptado para outras taxas de transmissão, optou-se por, no momento, utilizar um protocolo mais simples que inclua um identificador de tempo transcorrido.

O protocolo desenvolvido é formado por uma palavra do tipo:

- T####X####Y####Z###L####

O primeiro campo é o rótulo de tempo. O caractere “T” identifica este campo. Este caractere é seguido por um valor de 32bits contendo um inteiro sem sinal (*unsigned int*) com o tempo transcorrido desde a última amostra.

Os campos iniciados pelos rótulos “X”, “Y”, e “Z” são referentes às medições do acelerômetro nos eixos X, Y, e Z respectivamente. Estes caracteres são seguidos cada um por um dado tipo inteiro sem sinal (*unsigned int*) de 32bits com a medição convertida em $10^{-3}g$.

Por fim, o campo iniciado pelo rótulo “L” se refere às medições do sensor de pressão diferencial. Estes caracteres são seguidos por um dato tipo inteiro sem sinal (*unsigned int*) de 32bits com a medição convertida em mV.

Optou-se por não enviar a medição do sensor de pressão diferencial já convertido em velocidade, para permitir que o sistema supervisor faça calibrações e ajuste o modelo matemático para obtenção da velocidade relativa do ar sem necessidade de modificar o sistema embarcado.

3.2.3 MICROCONTROLADOR

Para o desenvolvimento do sistema foi usada a placa STM32F4-Discovery da STM, apresentada na Fig. 25. Esta placa contém um microcontrolador ARM Cortex M4 STM32F407, popular dentre pesquisadores e hobbistas de eletrônica por ser um dos primeiros controladores ARM Cortex M4 lançados no mercado a preço acessível. Diversos projetos baseados nesta placa de desenvolvimento podem ser encontrados na internet. É também possível conectá-la com softwares comerciais como o Visual Studio (SYSPROGS, 2015), Matlab (MATHWORKS, INC), e LabView (PONIKVAR, 2013).

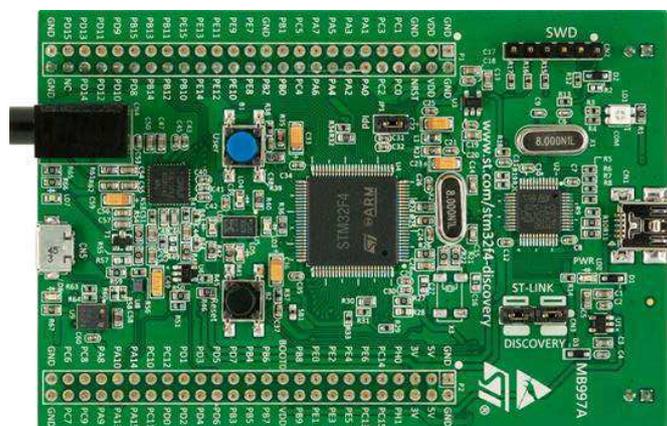


Figura 25. STM32F4-Discovery Board.
Fonte: (ST MICROELECTRONICS, 2012)

Neste projeto, esta placa de desenvolvimento foi selecionada pela familiaridade do aluno com o microcontrolador. As principais características da placa são (STMICROELECTRONICS, 2012):

- Microcontrolador STM32F407VGT6 contendo baseado na arquitetura 32-bit ARM Cortex-M4F, 1 MB Flash, 192 KB RAM em um pacote LQFP100;
- *Boot-Loader* ST-LINK/V2 com chave de seleção de modo entre programação e depuração;
- Alimentação pela USB ou por uma fonte externa de 5 V;
- Alimentação de 3 V e 5 V para circuitos externos;
- Acelerômetro triaxial LIS302DL;
- MP45DT02, sensor de áudio ST MEMS, e microfone digital omnidirecional;
- CS43L22, conversor de áudio digital com controle de alto-falantes do tipo D;
- Oito LEDs:
 - LD1 (vermelho/verde) para comunicação USB
 - LD2 (vermelho) para alimentação 3.3 V ligada
 - Quatro LEDs para usuário, LD3 (laranja), LD4 (verde), LD5 (vermelho) e LD6 (azul)
 - 2 USB OTG LEDs LD7 (verde) VBus e LD8 (vermelho) sobre corrente
- Dois botões (usuário e reinício);
- USB OTG FS com conector micro-AB;
- Pinos de extensão para todas as entradas e saídas do pacote LQFP100 I/Os para rápida conexão, prototipagem e medição.

De acordo com o fabricante (STMICROELECTRONICS, 2012), os microcontroladores STM32F407 foram projetados para aplicações médicas, industriais e de consumo onde alto nível de integração e desempenho, memórias embarcadas e um grande grupo de periféricos são necessários dentro de um encapsulamento de 10 x 10 mm.

Desempenho: A 168 MHz, o STM32F407 pode oferecer desempenho de até 210 DMIPS/566 CoreMark executando da memória flash, usando ST's ART Accelerator. As instruções DSP e unidade de ponto flutuante aumentam o campo de aplicações que podem ser executadas por este dispositivo.

Eficiência: O processo de fabricação com transistores de 90 nm, o ART Accelerator, e o escalonamento de potência dinâmica possibilitam um consumo de corrente executando código da memória Flash de até 238 μ A/MHz a 168 MHz.

Conexões: Além dos periféricos comuns em microcontroladores, o STM32F407 contém suporte para Ethernet MAC10/100 com IEEE 1588 v2 e uma interface paralela para câmeras CMOS de 8 bits a 14 bits.

As especificações principais são:

- 2x USB OTG (um com suporta a HS);
- Áudio: PLL dedicada a áudio com 2 full duplex I²S;
- Até 15 interfaces de comunicação (incluindo 6x USARTs rodando a até 11.25 Mbit/s, 3x SPI rodando a até 45 Mbit/s, 3x I²C, 2x CAN, SDIO);
- Analógico: dois 12-bit DACs, três 12-bit ADCs alcançando 2.4 MSPS ou 7.2 MSPS em modo sobreposto;
- Até 17 timers: 16- e 32-bit rodando a até 168 MHz;
- Memória facilmente extensível usando controladores de memória estática flexível com suporte a memórias Compact Flash, SRAM, PSRAM, NOR e NAND;
- Gerador analógico de verdadeiro número aleatório;
- O STM32F417 também integra um processador crypto/hash provendo aceleração de hardware para AES 128, 192, 256, Triple DES, e hash (MD5, SHA-1);
- Os controladores STM32F407 proveem Flash de 512 Kbytes a 1 MByte de Flash, 192 Kbytes de SRAM, e de 100 a 176 pinos num encapsulamento de 10 x 10 mm.

3.2.4 MÓDULO ZIGBEE

O dispositivo de comunicação sem fio deve cumprir os requisitos de baixo consumo, baixo peso, grande alcance e principalmente baixa interferência no rádio

controle do aeromodelo. Para cumprir esses requisitos optamos por dispositivos com comunicação *Zigbee*, que faz uso de espalhamento espectral de sequência direta, tecnologia capaz de transmitir informação digital com baixíssima interferência em outros sistemas. Foi selecionado, então, o módulo Xbee-Pro ZB com antena integrada. O diagrama esquemático deste módulo está ilustrado na Figura 26.

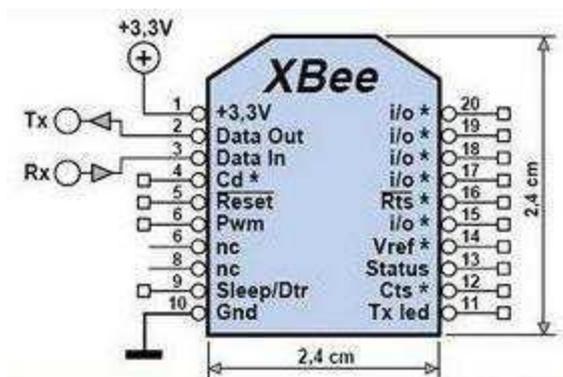


Figura 26. Diagrama Esquemático do Módulo Xbee Pro
Fonte: (FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC., 2009)

As principais características deste módulo estão listadas na Tabela 4.

Tabela 4– Principais propriedades do módulo Xbee-Pro ZB
Fonte: (DIGI, 2015)

<i>Propriedade</i>	<i>Unidade</i>	<i>Valor</i>
Tensão de Alimentação	V	2,7 a 3,6
Corrente de Alimentação	mA	205
Temperatura de Operação	°C	-40 a +85
Comunicação	---	Serial RS232 de 1200 a 115200 Baud
Alcance	m	1500m com antena integrada
Potência de Saída	mW	10mW (10dBm)
Serial Data Rate	Kbps	Até 115,2
Radio Data Rate	Kbps	250
Frequência de Operação	GHz	2,4
Tecnologia de Imunidade a Interferência	---	DSSS (Direct Sequence Spread Spectrum)

Esse módulo zigbee ainda apresenta memórias internas para armazenamento de programas e dados de aplicações, temporizadores, pinos de entrada e saída digitais e analógicos (incluindo 3.3V CMOS UART, SPI, I2C, PWM, DIO, ADC), e modos de operação com menor consumo (DIGI, 2015).

3.2.5 ACELERÔMETRO

Para a medição de acelerações foi selecionado o acelerômetro LIS302DL da STM, que é um acelerômetro capacitivo linear de três eixos com saída digital comunicação I²C ou SPI. Este sensor apresenta baixo custo, baixo consumo energético, e bom desempenho para medição de grandezas estáticas e dinâmicas, tornando-o adequado para sensoriamento de movimento, periféricos de computador, navegação inercial, monitoramento sísmico, sistema de segurança de veículos e aplicação dependentes de bateria. Como é possível observar nas características listadas na Tabela 5, o LIS302DL é capaz de amostrar com boa precisão e sensibilidade acelerações de $\pm 2,3 g$ a uma taxa maior que 200 Hz.

Tabela 5. Características do Sensor LIS302DL
Fonte: (ST MICROELECTRONICS, 2008)

<i>Propriedade</i>	<i>Unidade</i>	<i>Valor</i>
Tensão de Alimentação	V	2,16 a 3,6
Corrente de Alimentação	mA	0.1 a 0.4
Temperatura de Operação	°C	-40 a +85
Comunicação	---	SPI e I ² C
Faixa de Operação	G	$\pm 2,3g$ ou $\pm 9.2g$
Sensibilidade	Mg	18mg/digito ou 72mg/digito
Taxa de Amostragem	Hz	100 ou 400

Em adição a essas características, há uma grande facilidade de integração com o microcontrolador STM32F407, pois as bibliotecas de software e os diagramas esquemáticos de conexão elétrica (Fig. 27) já estão disponíveis nos manuais de uso da placa STM32F4-Discovery.

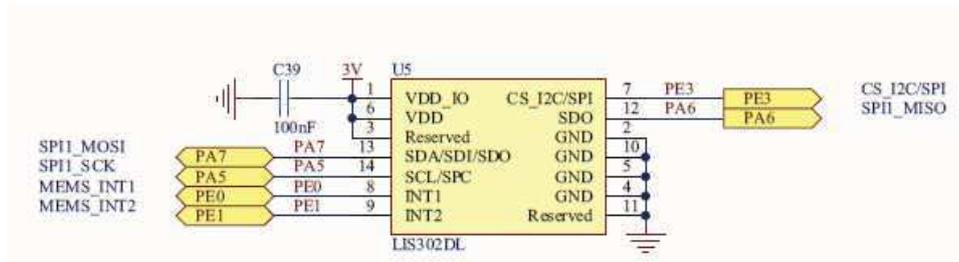


Figura 27. Circuito de Conexão do Sensor LIS302DL com o Microcontrolador STM32F407
Fonte: (ST MICROELECTRONICS, 2012, p. 36)

3.2.6 SENSOR DE PRESSÃO DIFERENCIAL

Para estimar a velocidade relativa do vento, foi selecionado o sensor de pressão diferencial da Freescale MPXV5004DP, ilustrado na Fig. 28.



Figura 28. Encapsulamento do sensor MPXV5004DP
Fonte: (FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC., 2009)

Suas principais características são listadas na Tabela 6.

Tabela 6. Características do Sensor MPXV5004DP
Fonte: (FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC., 2009)

<i>Propriedade</i>	<i>Unidade</i>	<i>Valor</i>
Tensão de Operação	V	4,75 a 5,25
Corrente de Alimentação	mA	10
Temperatura de Operação	°C	0 a +85
Saída	V	1 a 4,9
Faixa de Operação	kPa	0 a 3,92
Sensibilidade	V/kPa	1
Precisão	% m.v.	±6,25

Como explica (OLIVEIRA FILHO, 2010), seja **IAS** a velocidade relativa do vento em m/s e V_S a tensão de saída do sensor em Vdc, a relação entre esses dois

parâmetros para o MPXV5004DP, após o uso dos parâmetros constantes do mesmo, é dada pela equação 3:

$$IAS = \sqrt{\frac{2(V_s - 1)}{1,2041 \cdot 10^{-3}}} \quad (\text{Eq. 3})$$

O funcionamento do sensor é ilustrado na Fig. 29.

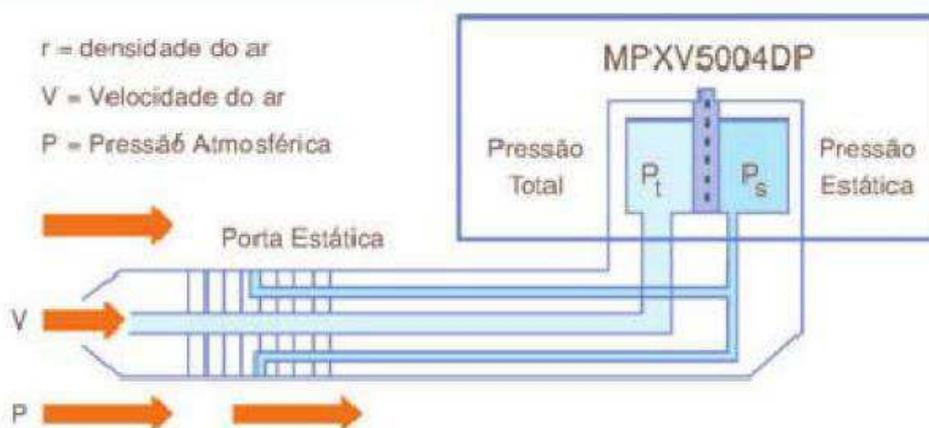


Figura 29. Operação do Tubo de Pitot com o MPXV5004DP
Fonte: (OLIVEIRA FILHO, 2010)

O tubo de Pitot ideal para esse sensor, Figura 30, pode ser encontrado no site BuildYourOwnDrone, site especializado em Veículos Aéreos Não Tripulados.



Figura 30. Tubo de Pitot para o MPXV5004DP
Fonte: (BUILD YOUR OWN DRONE, 2011)

3.2.6.1 CONDICIONAMENTO DE SINAL

Como o sensor MPXV5004DP apresenta grande faixa de operação, optou-se por amplificar uma variação de aproximadamente 1 V, o que resulta em faixa de operação final de aproximadamente 0 a 40,75m/s.

Para amplificar este sinal, no entanto, primeiramente é necessário corrigir o offset do sensor. Optou-se usar um amplificador de instrumentação e subtrair a tensão de offset analogicamente utilizando um potenciômetro como divisor de tensão. O

amplificador de instrumentação então amplifica a variação do sensor subtraindo da tensão de offset, obtendo o resultado que desejado.

O AD623 (ANALOG DEVICES, 2008), mostrado na Figura 31, opera com tensões entre 2,5 V a 6 V, apresenta baixo consumo energético, alta precisão em tensões DC e AC e ganho variando de 1 a 1000 dado por:

$$G = 1 + \frac{100 k}{R_G} \quad (\text{Eq. 4})$$

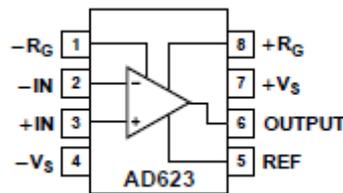


Figura 31. Diagrama de Conexões do AD623
Fonte: (ANALOG DEVICES, 2008)

Modelando o circuito com um amplificador de instrumentação que remova o offset e introduza um ganho na tensão de saída do sensor, obtém-se a Equação 5, onde V_{IAS} é a tensão de saída do circuito de aquisição de velocidade do ar em condições padrões de temperatura e pressão.

$$IAS = \sqrt{\frac{2(V_{IAS})}{G * 1,2041 * 10^{-3}}} \quad (\text{Eq. 5})$$

O diagrama esquemático do circuito de condicionado do sinal do MPXV5004DP está ilustrado na Figura 32. É importante observar que a saída do sensor de velocidade foi filtrada antes de ser colocada na entrada do amplificador. Deste modo, interferência de ruídos externos é reduzida, além de estabilizar a resposta para medição do offset. Também é importante frisar que foi utilizado como resistor de ganho R_G um resistor de precisão de 4,7 k Ω no amplificador de instrumentação, possibilitando um ganho G de aproximadamente 3,12 vezes na faixa de operação trabalhada. Ou seja, o sinal final deverá variar numa faixa de 0 V a 3,12 V.

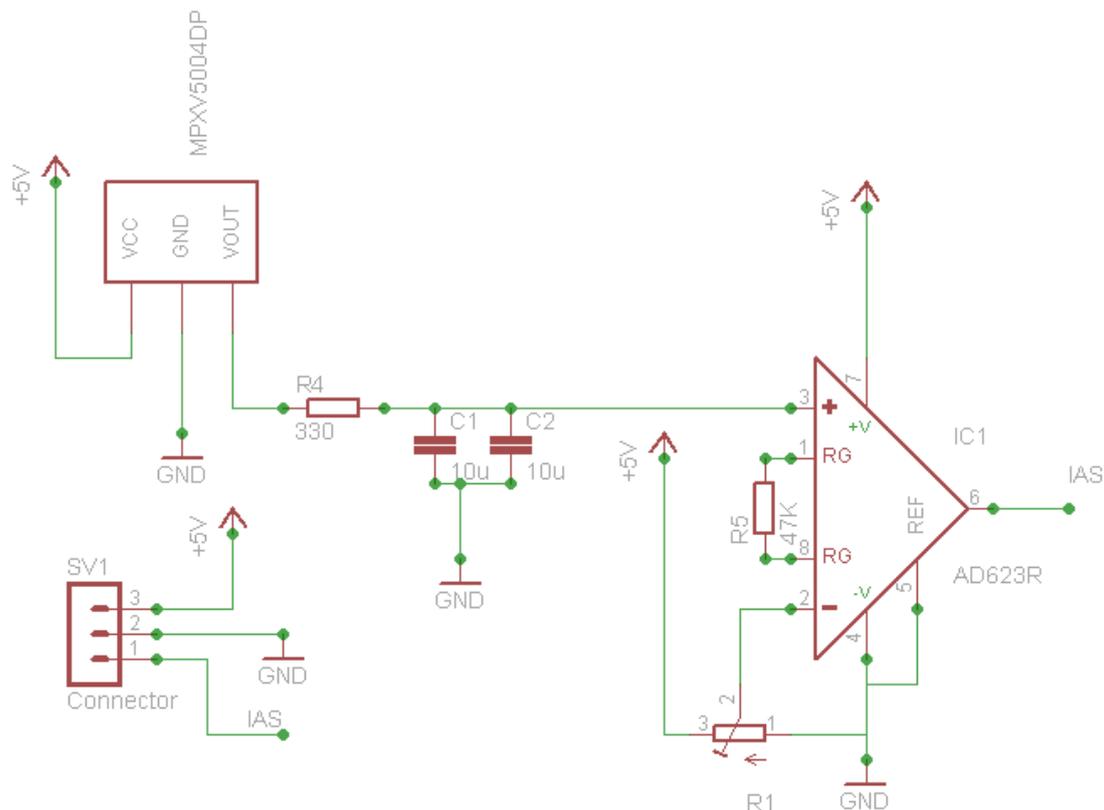


Figura 32. Circuito de condicionamento do sinal do sensor MPXV5004DP

Para fácil manipulação do circuito, foi projetada e manufaturada uma placa de circuito impresso (Fig. 33), com auxílio do software EagleCad (CADSOFT, 2015).

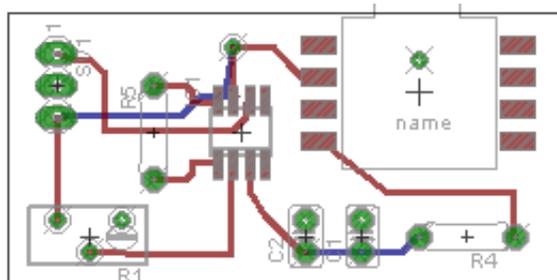


Figura 33. Placa de circuito impresso para condicionamento do sinal do sensor MPXV5004DP

3.2.7 MONTAGEM FINAL

Foi construído um protótipo para validação do projeto anteriormente definido. Os pinos utilizados para cada sinal externo estão descritos na Tabela 7.

Tabela 7– Identificação de Sinais do Protótipo

<i>Nome do Sinal Sinal</i>	<i>Tipo de Sinal</i>	<i>Tipo de Dado</i>	<i>Pino</i>
TransmissionMessage	Saída	Codificado	Porta C PC12 – UART 5 TX Porta D PD2 – UART 5 RX
ErrorIndicatorControl	Saída	Booleano	Porta D PD14
OperationIndicatorControl	Saída	Booleano	Porta D PD12
StartStopCommand	Input	Bool	Porta A PA0
AccelerationData	Input	Encoded	Porta E: PE0, PE1, e PE3. Porta A: PA5, PA6 e PA7.
AirSpeedData	Input	Analog	Porta A: P4
Debug_Toggle_Bit_Task_40MS	Output	Bool	Porta D: P9
Debug_Toggle_Bit_Task_2_5MS	Output	Bool	Porta D: P11

A montagem está evidenciada na Figura 34.

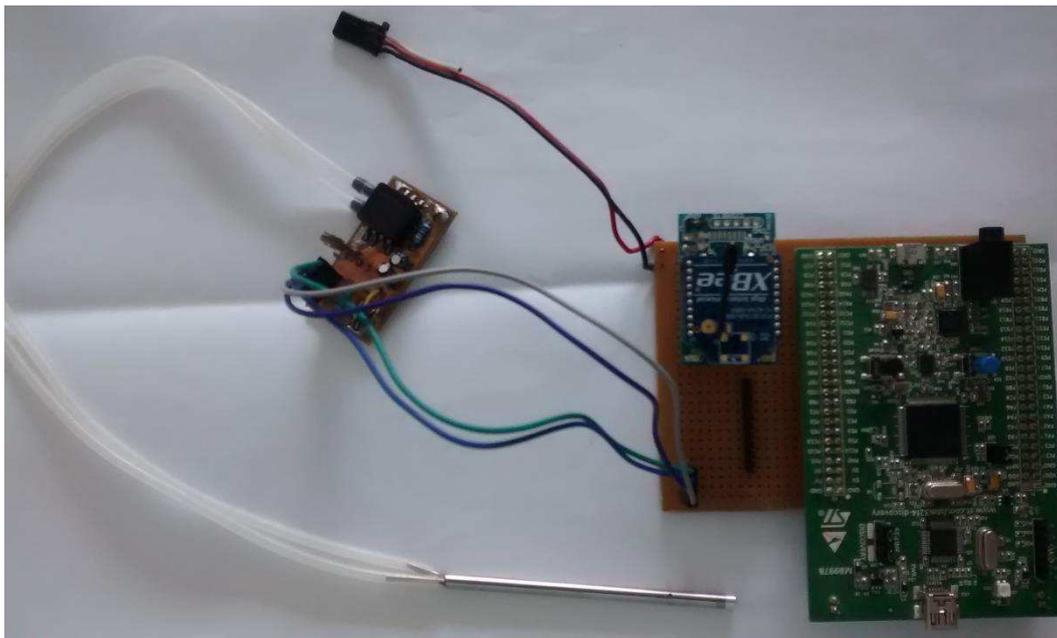


Figura 34. Protótipo de sistema embarcado para aquisição de dados

3.3 SISTEMA SUPERVISÓRIO EM TERRA

3.3.1 PROJETO ARQUITETURAL

O sistema supervisório em terra será servir para recepção, apresentação e gravação dos dados coletados em tempo real. O software será utilizado em diversos experimentos, por este motivo a equipe ParahyAsas requer que seja possível identificar os dados referentes a cada teste, talvez utilizando nomes atribuídos pelo usuário, ou usando data e horário do início do teste. Todos os dados devem ser armazenados, para um posterior processamento e é de suma importância que os dados possam ser resgatados em forma de listas ou tabelas para serem utilizados em planilhas de cálculo.

A interface do software deve ser autoexplicativa, pois será utilizado por indivíduos sem treinamento prévio. Na interface, faz-se necessário que o valor instantâneo da velocidade relativa do ar seja apresentado em tempo real, assim como é de interesse, mas não de suma importância, que os dados de aceleração sejam dispostos em gráficos também em tempo real. Devido a aproximações feitas na modelagem do sistema de aquisição de velocidade relativa do ar, é de interesse que haja algum modo de calibrar o sistema antes da gravação de dados.

Como estabelecido na elaboração do sistema embarcado, os sensores serão amostrados a 400 Hz. Porém, para facilitar futuras expansões, é ideal que o produto seja capaz de processar até 1000 amostras por segundo de vários sensores. Como os sensores utilizados variam em taxas de amostragem, o software de recepção deve ser capaz de sincronizar os dados coletados.

O requerente enfatizou que o software deve verificar e avisar se o transmissor está ligado ao computador, caso não esteja, aquele deve permitir que a conexão seja feita pelo usuário. O produto só será utilizado em uma máquina por vez, e não precisa ter portabilidade para outros sistemas, porém deve funcionar em sistema operacional Windows 7 ou em versões posteriores, de preferência sem necessidade de instalações auxiliares. Por fim, não é necessário segurança nos dados coletados.

Das especificações requeridas pelos futuros usuários, definiu-se que os casos de usos mais importantes são:

- Verificar Conexão;

- Armazenar Dados;
- Apresentar Dados;
- Exportar Dados.

Destes casos de uso, foi elaborado o Diagrama de Casos de Uso, ilustrado na Fig. 34.

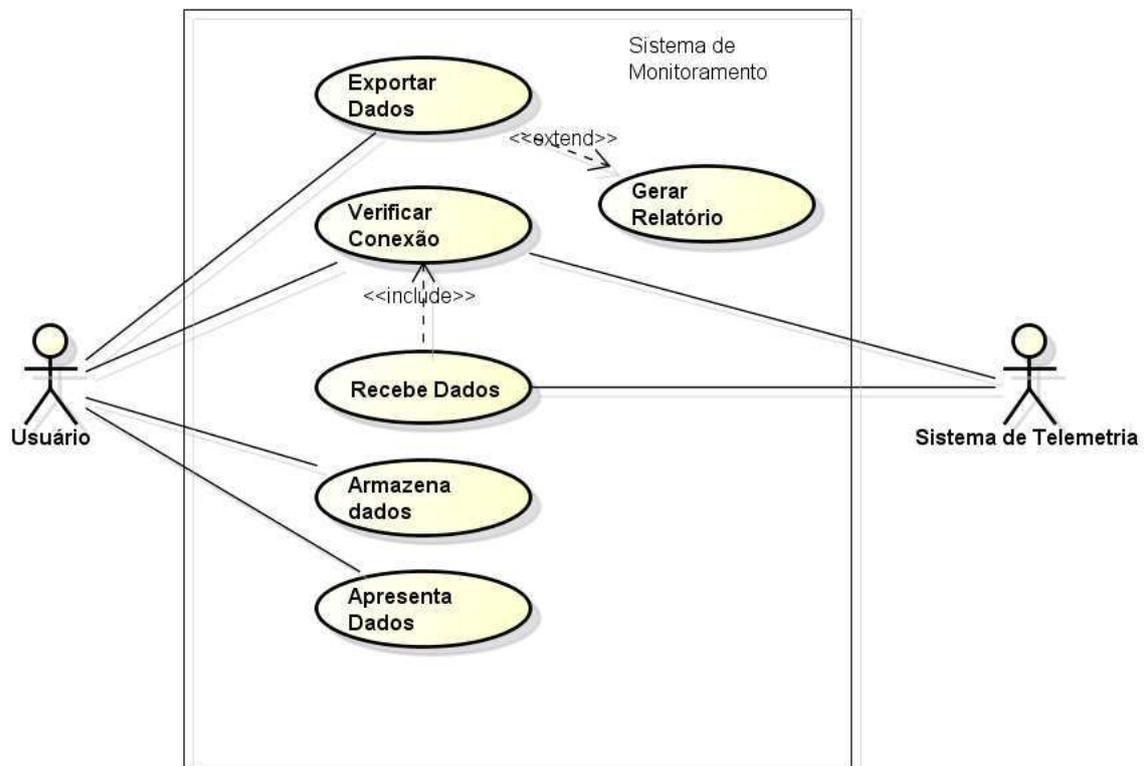


Figura 35. Diagrama de Casos de Uso do Sistema Supervisório

Como pode ser observado no diagrama de sequência da Figura 35, ao ativar o monitoramento dos dados da telemetria, o sistema supervisor inicialmente verifica a conexão com o sistema embarcado e depois inicia a tarefa de apresentação e armazenamento de dados. Ao encerrar o experimento, este será devidamente identificado. Há a possibilidade de exportar os dados para um arquivo externo.

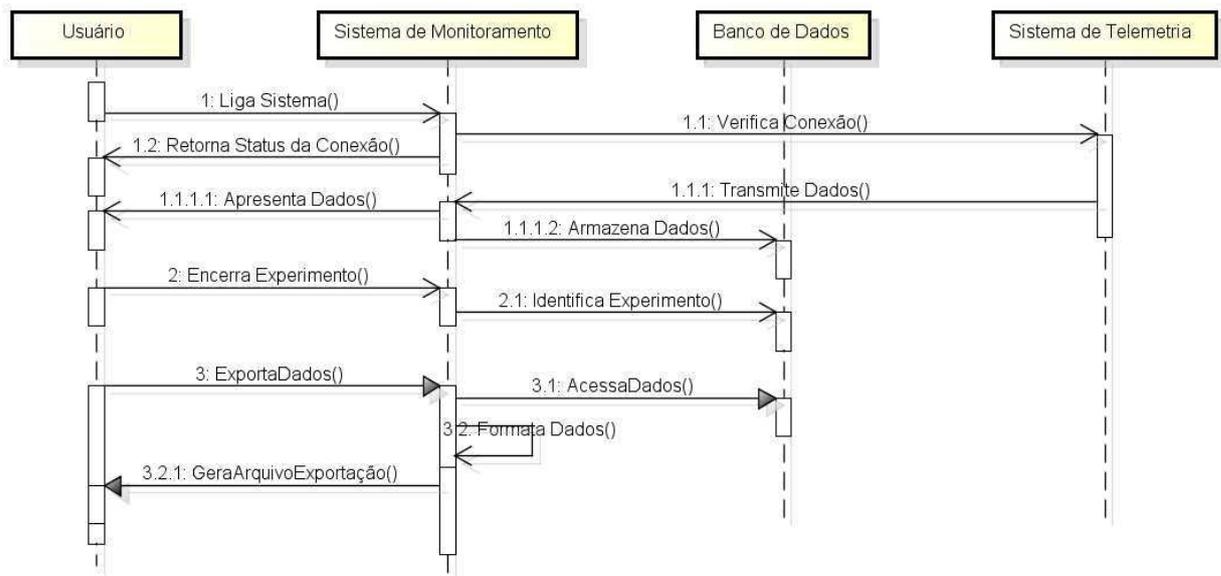


Figura 36. Diagrama de Sequência do Sistema Supervisório

No diagrama de sequência projetado, supõe-se que um banco de dados será utilizado para gravar os dados mensurados. No entanto, devido à complexidade de elaboração deste sistema, optou-se por salvar os dados em um arquivo externo imediatamente após o término do experimento.

3.3.2 INTERFACE GRÁFICA

O sistema proposto terá uma interface autoexplicativa, de fácil terminologia o que facilitará a memorização do usuário. Apresentando instruções claras que descrevam as tarefas, o sistema apresentará uma sequência lógica para apresentação da informação na tela. Serão apresentadas mensagens de erro indicando o procedimento necessário que o usuário deve adotar para o bom funcionamento do sistema (por exemplo: quando o sistema não estiver conectado ao aeromodelo, surgirá uma mensagem relatando qual foi o problema e o que o usuário deve fazer para reconectá-lo à aeronave). Por fim, o sistema possuirá um tempo de resposta curto, pois assim, o usuário poderá acompanhar os dados em tempo real. Fazendo uso do software Visual Studio C# 2010, que compreenderá o requisito de ter um sistema operante em sistema operacional Windows, foi elaborado o projeto visual do sistema supervisório, como apresentado nas Fig. 36 e 37.

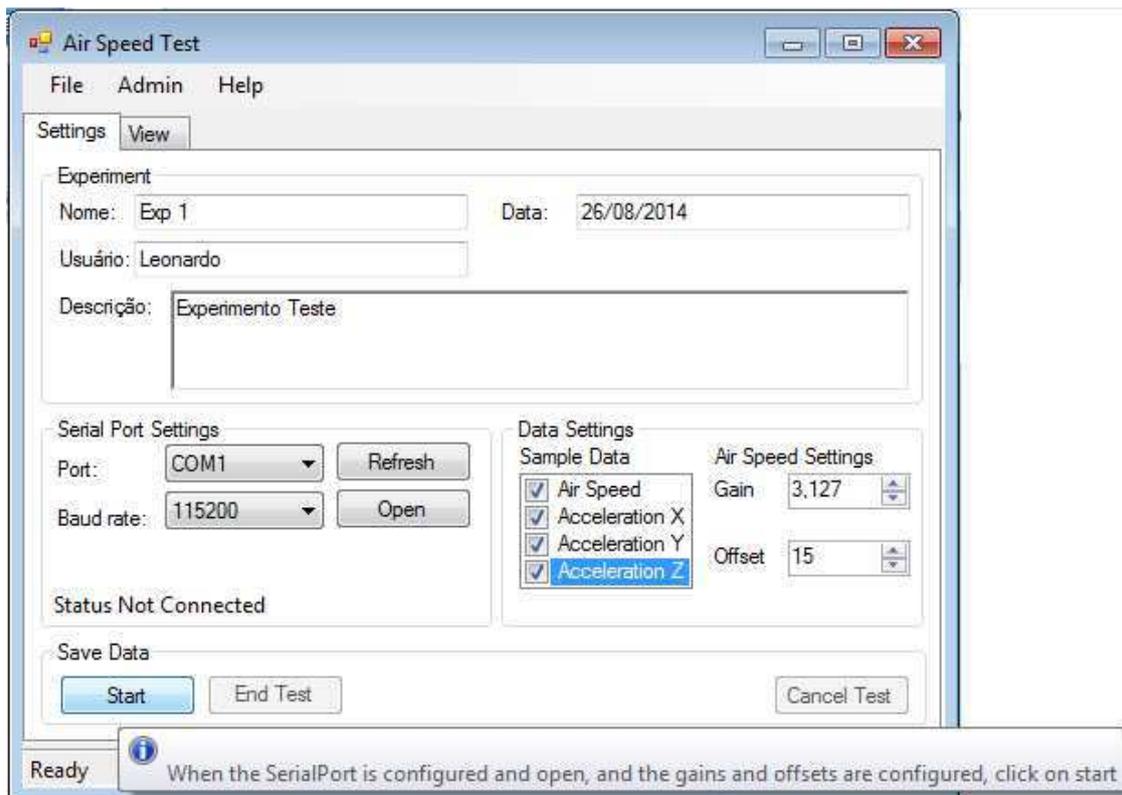


Figura 37. Projeto Visual do Sistema Supervisório: Aba de criação de experimento

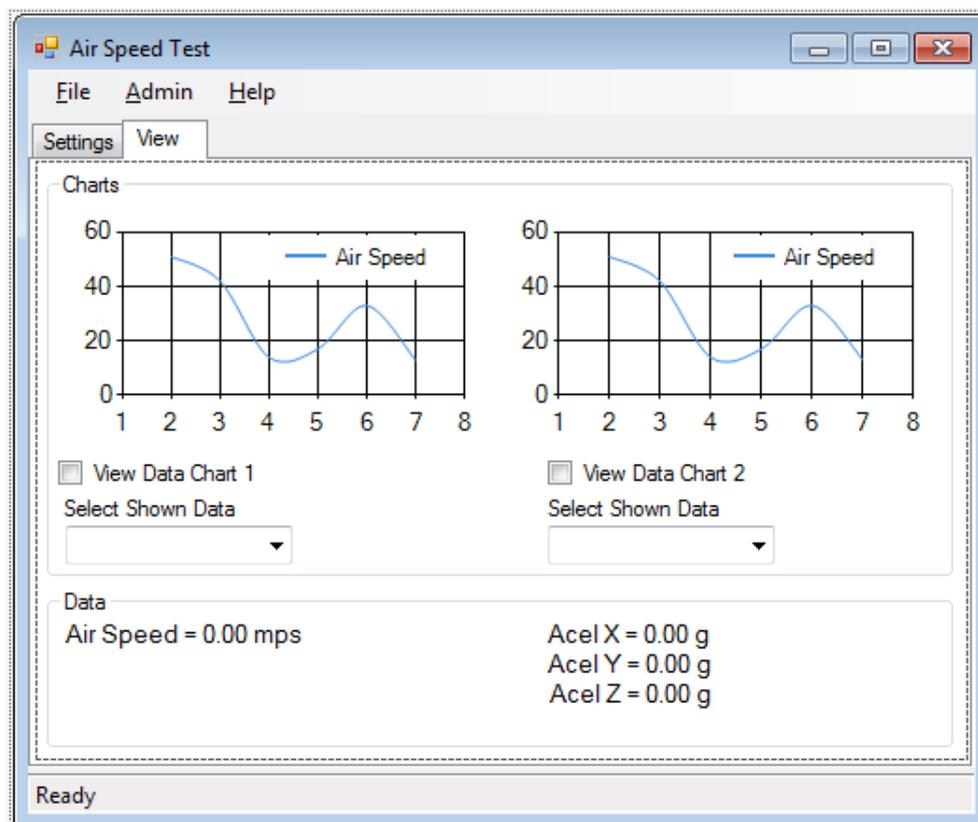


Figura 38. Projeto Visual do Sistema Supervisório: Aba de acompanhamento de experimento.

Com base no perfil do usuário e no contexto de uso da interface, os mecanismos de navegação utilizados supõem médio grau de conhecimento do usuário, que possui as aptidões suficientes, mas não bem desenvolvidas para utilizar o produto sem grandes dificuldades. No entanto, mesmo sendo um produto desenvolvido para uso de pessoal experiente na área, foram pensadas maneiras de tornar a navegação mais intuitiva e facilitar o acesso às várias informações disponibilizadas no sistema de aquisição de dados.

O projeto visual foi construído a partir da descrição da tarefa, de modo a minimizar a quantidade de janelas através das quais o usuário deve navegar para conseguir finalizar sua tarefa com sucesso. A interface possui fácil acesso a botões de cancelamento de operações e correção de dados digitados, permitindo que uma mesma tarefa seja realizada mais de uma vez, ou seja, cancelada e corrigida. Bloqueios na navegação são inexistentes, garantindo a fluidez das tarefas. Adicionalmente, os estilos de interação foram escolhidos de modo a facilitar a navegação e a seleção de tarefas.

Os mecanismos de ajuda incluem notificações que aparecerem em botões importantes, preenchimento prévio de dados recorrentes (data do experimento, ajustes de dados, configurações do módulo Zigbee), além de documentação do produto no formato de documentação autocontida. Todos os usuários terão acesso a documentos que explicam detalhadamente o funcionamento do produto, explicitando cenários de uso e funcionalidades da interface. Vale salientar que a construção da interface foi feita de maneira tal que reduzisse a necessidade de consultas a documentos de ajuda.

3.4 RESULTADOS

Como a parte final do projeto foi desenvolvido em São José dos Campos, SP, o sistema não pôde ser testado em uma aeronave da equipe ParahyAsas. Porém, devido à arquitetura de software, o sistema embarcado pode ser rapidamente prototipado e testado. Foi verificada a capacidade de captura de vibrações mecânicas com magnitude de até $\pm 2,3$ g e velocidade do ar entre 0 m/s e 40,75 m/s a uma taxa de amostragem de 400 Hz.

Ficou evidenciado que a interface gráfica se mostrou intuitiva aos usuários, porém não teve o desempenho em tempo real como desejado. Isto se deve principalmente à biblioteca de porta serial .Net 4.0. Como posteriormente verificado, esta biblioteca não realiza a leitura dos dados da forma mais eficiente, incluindo atrasos na ordem de centenas de milissegundos. Quando acumulados, estes atrasos restringem a operação em tempo real. A solução foi utilizar a biblioteca criada por (MUBARAK, 2012). Novos testes estão sendo realizados para validar esta nova fase.

O equacionamento da velocidade do ar também se mostrou simplório, pois não considera pressão e temperatura atmosféricas. Porém, os resultados gerados já se mostram satisfatórios para as análises iniciais desejadas pela equipe ParahyAsas.

Mesmo como os problemas observados na interface gráfica, a principal contribuição desse trabalho foi o desenvolvimento de um sistema embarcado eficiente, leve, e bem documentado. Devido à sua arquitetura de software, o sistema embarcado é facilmente adaptável a outros experimentos, aproveitando as estruturas já utilizadas neste projeto.

4 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho, foi idealizado, projetado e implementado um sistema de telemetria embarcado para observação de flutter e divergência aero elásticas em aeromodelos rádio controlados que pode ser posteriormente adaptado para outros testes envolvendo medição de variáveis físicas à distância.

Limitações foram encontradas, como na leitura de dados em tempo real da biblioteca de porta serial do Visual Studio .Net 4.0, e na modelagem precisa da velocidade do ar, o que prejudicou a implementação de um sistema mais robusto e eficiente.

Sugere-se elaborar a interface gráfica em outra linguagem, possibilitando o uso de outras bibliotecas de comunicação serial que sejam mais eficientes. Talvez uma interface criada QT e escrita em C++ ou Python seja eficiente o suficiente para os testes desejados. Com as especificações e o projeto arquitetural desenvolvido neste trabalho, é possível adaptar a interface supervisorio para qualquer linguagem de programação.

Por fim, neste trabalho foram consolidados e aplicados conhecimentos obtidos ao longo do curso de graduação.

BIBLIOGRAFIA

AERODYNAMICS FOR STUDENTS. Artigo Aeroelasticity: Wing - Flutter and Divergence. **Aerodynamics for Students**. Disponível em: <www.aerodynamics4students.com>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

AIM GMBH AVIONICS DATABUS SOLUTIONS. **ARINC429 Specification Tutorial**. Freiburg, Germany. 2010.

ANALOG DEVICES. **AD623: Single-Supply, Rail-to-Rail, Low Cost Instrumentation Amplifier**. [S.l.], 2008.

AUTOSAR. Layered Software Architecture. **AUTOSAR**, 2011. Disponível em: <http://www.autosar.org/download/R4.0/AUTOSAR_EXP_LayeredSoftwareArchitecture.pdf>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

BEECHAM, M. Q&A with AUTOSAR. **Just-Auto**, 2010. Disponível em: <http://www.just-auto.com/interview/qa-with-autosar_id108139.aspx>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

BIDINITTO, J. H. **Proposta conceitual de excitador alternativo de "flutter" para ensaios em vôo**. Universidade de São Paulo. São Carlos. 2007.

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. **Aeroelasticity**. [S.l.]: Addison-Wesley Publishing Company, 1955.

BOYER, W. (Ed.). **Instrumentation Reference Book**. 3ª Edição. ed. [S.l.]: Butterworth Heinemann, 2003.

BUENO, L. D. A. E.; FARIAS, J. E. P. D. Projeto de Subsistema de Telemetria para um Aeromodelo Rádio Controlado. **Anais/Resumos da 64ª Reunião Anual da Sociedade Brasileira para o Progresso da Ciência**, São Luís-MA, 26 Julho 2012.

BUENO, L. D. A.; MORENO, G. B. Z. L.; SWEET, B. **Three-Layer Software Architecture Inspired by AUTOSAR Applied in a Telemetry System for a Radio-Controlled Aircraft**. 2013 IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE on ELECTRO/INFORMATION TECHNOLOGY. Rapid City: [s.n.], 2013.

BUILD YOUR OWN DRONE. Air Speed Pitot Tube Combined Static & Dynamic Probes. **Build Your Own Drone**, 2011. Disponível em: <<http://www.buildyourowndrone.co.uk/Air-Speed-Pitot-Tube-Combined-Static-Dynamic-p/as-ptcom.htm>>. Acesso em: 27 Julho 2012.

CADSOFT. CadSoft EAGLE PCB Design Software. **CadSoft EAGLE PCB Design Software**, 2015. Disponível em: <<http://www.cadsoftusa.com/>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

COLLAR, A. R. The expanding domain of aeroelasticity. **Journal of the Royal Aeronautical Society**, v. L, p. 613-636, Agosto 1946.

DA ROSA, E. **Introdução ao Projeto Aeronáutico**: uma contribuição à Competição SAE Aerodesign. Florianópolis: Tribo da Ilha, 2006.

DE MARQUI, C.; BENINI, G. R.; BELO, E. M. **Uma Revisão Histórica do Fenômeno Flutter**. XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica. Uberlândia: Proceedings of COBEM 2001. 2001. p. 136-144.

DIGI. XBee ZB - RF modules utilizing the ZigBee PRO Feature Set. **Digi**, 2015. Disponível em: <<http://www.digi.com/products/wireless-wired-embedded-solutions/zigbee-rf-modules/zigbee-mesh-module/xbee-zb-module>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

DIMITRIADIS, G. **Lecture 10: Aeroelasticity. Course: Aircraft Design**. Université de Liège. Liège.

ENQIN, Z. **Implementing AUTOSAR**. Freescale Technology Forum. [S.l.]: [s.n.], 2009.

FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC. **Datasheet MPXV5004 MPVZ5004 Series**. [S.l.], p. 22. 2009.

FUTABA. Futaba FASST 2.4 Gigahertz (GHz) Spread Spectrum R/C Radio Systems. **Futaba Radio Control Systems and Accessories**, 2012. Disponível em: <<http://www.futabarc.com/technology/fasst.html>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

HAMMERSCHMIDT, C. Autosar standard not read to plug-and-play. **EE Times**, 2007. Disponível em: <<http://www.eetimes.com/electronics-news/4188090/Autosar-standard-not-read-to-plug-and-play>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

HEBERT, C. Aerodynamic Flutter, 1996. Disponível em: <<http://www.cs.wright.edu/~jslater/SDTCOutreachWebsite/sitemap.htm>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

HITEC RDC USA. Manual Aurora 9 - 9 Channel 2.4GHz Aircraft Computer Radio. **HITEC RDC USA**, 2012. Disponível em: <http://www.hitecrdc.com/files/Manual_Aurora9.pdf>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

HODGES, D. H.; ALVIN PIERCE, G. **Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity**. 2^a. ed. [S.l.]: Cambridge University Press, 2011.

IRVING, C. Air France 447 Report: How the Plane Went Down. **The Daily Beast**, 2012. Disponível em: <<http://www.thedailybeast.com/articles/2012/07/05/air-france-447-report-how-the-plane-went-down.html>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

L3 COMMUNICATIONS TELEMETRY WEST. Telemetry Tutorial. **L3 Communications Telemetry West**, 2000. Disponível em: <www2.l-3com.com/tw/tutorial/telemetry_tutorial.pdf>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

LANGLEY, S. P. **Experiments with the Langley Aerodrome**. Washington, D.C.: Government Printing Office, 1905.

LUCKYBOGEY. AF Flight 447 – Pitots, Terrorism, and Bureau d’Enquêtes et d’Disinformation (BEA). **LuckyBogey's Blog**, 2009. Disponível em: <<https://luckybogey.wordpress.com/2009/06/10/af-flight-447-pitots-terrorism-and-bureau-d%E2%80%99enquetes-et-d%E2%80%99disinformation-bea/>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

MATHWORKS, INC. Getting Started with STM32F4-Discovery Support Package. **Mathworks**. Disponível em: <<http://www.mathworks.com/help/supportpkg/stmicroelectronicsstm32f4discovery/examples/getting-started-with-stm32f4-discovery-support-package.html>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

MATTOS, A. N. **Telemetria e Conceitos Relacionados**: Uma visão geral dos sistemas de telemetria com ênfase em aplicações aeroespaciais. São José dos Campos, São Paulo - Brasil: [s.n.], 2004.

MUBARAK, A. FAST SERIAL COMMUNICATION FOR C# REAL-TIME APPLICATIONS. **ROOFMAN OFFICIAL BLOG**, 2012. Disponível em: <<https://roofman.wordpress.com/2012/09/13/fast-serial-communication-for-c-real-time-applications/>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2014.

NATIONAL TEST PILOTS SCHOOL. **Introduction to Performance and Flying Qualities Flight Testing**. 2ª. ed. Mojave, CA, United States: [s.n.], 1995.

NITZSCHE, F. **Introductory Aeroelasticity**. [S.l.]. 2001.

OLIVEIRA FILHO, J. C. Aplicações Zigbee: Telemetria para Aeromodelos via Zigbee. **Saber Eletrônica Online**, 2010. Disponível em: <<http://www.sabereletronica.com.br/secoes/leitura/1659/imprimir:yes>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

PONIKVAR, D. Experiments with Labview and RS232. **Univerza v Ljubljani - Fakulteta za matematiko in fiziko**, 2013. Disponível em: <http://www.fmf.uni-lj.si/~ponikvar/PDFji/Experiments%20with%20Labview%20and%20RS2321_rev3.pdf>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

RACU, R. et al. **Automotive Software Integration**. 44th ACM/IEEE Design Automation Conference. [S.l.]: [s.n.]. 2007.

ROXBEE COX, H.; PUGSLEY, A. G. Theory of Loss of Lateral Control due to Wing Twisting. **R. & M.**, 1932. 1506.

SCHLIECKER, S. et al. System Level Performance Analysis for Real-Time Automotive Multicore and Network Architectures. **IEEE Transactions on Computer-Aided Design of Integrated Circuits and Systems**, v. 28, n. 7, p. 979-992, Julho 2009.

SERRANO; ANDRÉS. **Análise Conceitual da Aeroelasticidade, Fenômenos Aeroelásticos e Tecnologia da Asa Aeroelástica Ativa**. [S.l.]: R. Conex. SIPAER, v. 1, 2010.

SILVA NETO, O. T. **Análise da Supressão de Flutter Usando Fios com Memória de Forma**. Universidade Federal de Campina Grande. Campina Grande. 2014.

SILVA, R. G. A. **Aeroelasticidades AE-249, R: 6482 – IAE/ALA-L (TÚNEL DE VENTO)**. [S.l.]. 2008.

ST MICROELECTRONICS. **LIS302DL - MEMS motion sensor 3-axis - $\pm 2g/\pm 8g$ smart digital output “piccolo” accelerometer**. [S.l.]. 2008.

ST MICROELECTRONICS. **STM32F4DISCOVERY - STM32F4 high-performance discovery board**. [S.l.]. 2012.

STMICROELECTRONICS. **STM32F405xx & STM32F407xx Microcontroller Datasheet**. [S.l.]. 2012.

STMICROELECTRONICS. **STM32F4-Discovery Board Firmware Applications Package, version 1.1.0**. [S.l.]. 2012.

SYSPROGS. STM32F4-Discovery tutorial with Visual Studio. **SysProgs**, 2015. Disponível em: <http://visualgdb.com/tutorials/arm/stm32/f4_discovery/>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

THE INTERNATIONAL SOCIETY OF AUTOMATION. Pitot tube theory advances in Air France disaster. **The International Society of Automation**, 2009. Disponível em: <<https://www.isa.org/standards-and-publications/isa-publications/intech-magazine/2009/july/automation-update-pitot-tube-theory-advances-in-air-france-disaster/>>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

UFCG PARAHYASAS. **Relatório de Projeto - XIII Competição SAE BRASIL - AeroDesing**. Campina Grande - Paraíba. 2011.

UFMG PARAHYASAS. **Relatório de Projeto - XIII Competição SAE BRASIL - AeroDesing**. Universidade Federal de Campina Grande. Campina Grande. 2013.

UFSC AERODESIGN. Material de Apoio v13. **UFSC AERODESIGN.**, 2010.
Disponível em: <http://www.aerodesign.ufsc.br/ipa/2010-1/Material%20de%20apoio_v13.pdf>. Acesso em: 31 Janeiro 2015.

UNITED PRESS INTERNATIONAL. FAA orders Airbus part be replaced. **UPI**, 2009.
Disponível em: <http://www.upi.com/Top_News/2009/09/03/FAA-orders-Airbus-part-be-replaced/77401252005735/>. Acesso em: 18 Fevereiro 2015.

WARD, D. T.; STRGANAC, T. W. **Introduction to Flight Test Engineering**. 2^a. ed. [S.l.]: Kendall/hunt Publishing Company, 1998.