



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

PROJETO E CARACTERIZAÇÃO DE UM SISTEMA DE
TELEMETRIA PARA ENSAIOS EM VÔO DE AERONAVES
LEVES

IGOR MACHADO MALAQUIAS

Belo Horizonte, 29 de Maio de 2009

Universidade Federal de Minas Gerais
Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

**Projeto e Caracterização de um Sistema de Telemetria para Ensaios
em Vôo de Aeronaves Leves**

Dissertação apresentada no Curso de Mestrado do Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais, como requisito parcial à obtenção de título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Projetos Mecânicos

Autor: Igor Machado Malaquias

Orientador: Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira, Dr.

Belo Horizonte, 29 de Maio de 2009

“A Felicidade do homem não está na liberdade, mas na aceitação de um dever”

André Gide

Prefácio de “Vôo Noturno”

*“Quando vieste a esta terra
Estendeste tua mão
Conscientemente aceitaste
Exibir a tua arte*

*Pois o que pretendes
É o que tu podes
E o que quer seja
Uma vez plantado, visceja
(...)”*

*João Luciano Ferreira Junior
(in memoriam)*

AGRADECIMENTOS

A meus pais, pelo apoio e interesse incondicionais em todas as etapas de minha vida e escolhas impostas pelas mesmas, por me transmitir a vida e pelo esforço em mantê-la.

Ao Professor Paulo Iscold pela forma agradável de conduzir sua orientação, pela amizade, confiança e empolgação durante o transcorrer deste trabalho.

A meus irmãos, minha avó e demais familiares pelo interesse neste trabalho e preocupação com meu bem-estar.

À Márcia pela amável presença em minha vida, sua companhia e compreensão. Pelas doces e sábias palavras em todos os momentos.

Ao amigo Antônio Rafael pela imensa ajuda e amizade, pessoa sem a qual a realização deste trabalho seria muito prejudicada, e aos demais amigos do Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG.

À Daniel José Viana pelo interesse em me ajudar, pela sua importância em minha formação, mas antes e acima de tudo pela agradável e incondicional amizade, e também a todos os demais amigos.

Aos professores que me acompanharam desde início de minha formação até a atualidade.

À Deus por me guiar pelos caminhos da verdade e respeito, pelas oportunidades apresentadas a mim e, principalmente, por me honrar com sua presença e de todas as pessoas citadas acima em minha vida.

Finalmente, dedico este trabalho ao amigo João Luciano Ferreira Junior, que desde o início de minha juventude não mediu esforços para contribuir com a minha formação, pela sua companhia e disponibilidade. Mesmo não estando fisicamente presente contribui de forma incalculável com a minha formação.

RESUMO

Neste trabalho é apresentado o projeto e a caracterização de um sistema de telemetria para ser utilizado em ensaios em voo de aeronaves tripuladas ou autônomas. Devido às características do sistema em questão, foram projetados vários subsistemas que visam garantir a transmissão dos sinais de telemetria tanto em meio cabeado, quanto sem fio, procurando minimizar interferências e atenuações nestes sinais. São apresentados os resultados para três tipos de antenas no sistema de recepção, omnidirecional, painel setorial e antena direcional. Além disto, são apresentados resultados obtidos através de um apontador autônomo para a antena direcional, que tem por objetivo manter esta antena direcionada para a aeronave durante todo o voo da mesma, visando obter maior alcance e qualidade no enlace de comunicação. Na aeronave utiliza-se uma antena do tipo omnidirecional. Além dos detalhes de projeto, também são apresentadas as metodologias de ensaio adotadas para validação e caracterização do sistema em questão. Ressalta-se que o sistema de telemetria, aqui apresentado, é utilizado em conjunto com o Sistema de Aquisição de Dados (CEA-FDAS) previamente projetado e utilizado nas atividades de ensaios em voo (Oliveira, 2008).

ABSTRACT

This work presents the design, implementation and the test results from a telemetry system for manned or unmanned aircraft. The development of the system required the design of many subsystems to support the transmission of the telemetry signals over wires and wireless links in order to reduce interference and attenuation on such. The presented the results were obtained using sectorial, directional and omnidirectional antennas on the receiver side. At the aircraft, transmission side, were used an omnidirecional antenna. There are presented also the results obtained using a directional antenna with a pointing device, that points the antenna to the aircraft, during its flight to obtain a better signal intensity and therefore a better quality and link reach. The design details presented includes the methodologies used for flight tests, validation and characterization of the system. It shall be noticed that the telemetry system presented in this work was integrated with the "Sistema de Aquisição de Dados do CEA (CEA-FDAS)" that is currently used for flight test activities (Oliveira, 2008).

SUMÁRIO

Resumo	i
Abstract	ii
Sumário	iii
Lista de figuras	vi
Lista de tabelas	xii
Nomeclatura	xiii
Lista de siglas	xv
1 Introdução	1
1.1 Objetivos e Metodologia	3
1.2 Divisão do texto.....	3
2 Revisão bibliográfica	5
2.1 Sistemas de telemetria (Stacey, 2008)	5
2.1.1 Sistemas atuais (Stacey, 2008).....	6
2.1.2 Trabalhos relacionados.....	7
2.2 O sinal RSSI (Received Signal Strength Indication)	11
2.3 Modulação FHSS (Frequency Hopping Spread Spectrum).....	13
3 Apresentação do sistema	15
3.1 Introdução.....	15
3.1.1 A aeronave	17
3.1.2 Os equipamentos presentes na aeronave	19
3.1.3 Os equipamentos presentes na estação de solo.....	24
3.1.3.1 O apontador de antena.....	44
3.2 O “Software” da estação de solo.....	60
4 Metodologia de caracterização do sistema proposto	67

4.1	Introdução.....	67
4.2	Ensaio em bancada.....	68
4.3	Ensaio em vôo	74
4.3.1	Ensaio de desempenho da antena instalada na aeronave (ensaio tipo Borboleta) ...	74
4.3.2	Ensaio de desempenho da antena instalada na estação de solo (Ensaio tipo Círculo)	77
4.3.3	Ensaio de atenuação do sinal em função da distância (ensaio tipo Distância)	79
4.3.4	Ensaio do apontador da antena direcional.....	80
4.4	Outras considerações sobre os ensaios	82
5	Apresentação e análise dos resultados	87
5.1	Introdução.....	87
5.2	Considerações sobre os resultados apresentados	90
5.3	Apresentação dos resultados	95
5.3.1	Ensaio do tipo borboleta.....	95
5.3.1.1	Ensaio 1, antena painel setorial, distância 2,3 km, região 1;.....	96
5.3.1.2	Ensaio 2, antena painel setorial, distância 2,3 km, região 1;.....	98
5.3.1.3	Ensaio 3, antena painel setorial, distância 4,0 km, região 1;.....	100
5.3.1.4	Ensaio 6, antena painel setorial, distância 2,3 km, região 2;.....	101
5.3.1.5	Ensaio 7, antena painel setorial, distância 4,0 km, região 2;.....	103
5.3.1.6	Ensaio 12, antena omnidirecional, distância 2,3 km, região 2;.....	104
5.3.1.7	Ensaio 13, antena omnidirecional, distância 4,0 km, região 2;.....	106
5.3.1.8	Ensaio 15, antena direcional, distância 2,3 km, região 2;.....	108
5.3.1.9	Ensaio 16, antena direcional, distância 4,0 km, região 2;.....	110
5.3.2	Ensaio do tipo círculo	112
5.3.2.1	Ensaio 4, antena painel setorial, raio 2,0 km;	113
5.3.2.2	Ensaio 8, antena painel setorial, raio 2,3 km;	114
5.3.2.3	Ensaio 11, antena direcional, raio 2,3 km;	116
5.3.2.4	Ensaio 14, antena omnidirecional, raio 2,3 km;.....	118
5.3.3	Ensaio do tipo distância	120
5.3.3.1	Ensaio 5, antena painel setorial, região 1	120
5.3.3.2	Ensaio 9, antena painel setorial, região 2;.....	122

5.3.3.3	Ensaio 10, antena omnidirecional, região 2;	124
5.3.3.4	Ensaio 17, antena direcional, região 2;	125
5.3.4	Ensaio do apontador da antena direcional.....	127
5.3.4.1	Ensaio 18, apontador da antena direcional, região 1;.....	128
5.4	Análise dos resultados.....	130
6	Conclusões.....	143
6.1	Sugestões para trabalhos futuros	144
	Bibliografia	146
	Anexos.....	150

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1. Regiões de teste da Airbus.....	6
Figura 2.2. Antena Yagi-Uda	8
Figura 2.3. Diagrama em bloco do transceptor MHX-2400.....	12
Figura 2.4. Técnica de modulação FHSS.....	13
Figura 3.1. Visão geral do sistema.....	15
Figura 3.2. Três vistas do CB-9 “Curumim”.....	17
Figura 3.3. Diagrama em blocos do sistema presente na aeronave.....	19
Figura 3.4. Alguns equipamentos instalados na aeronave: 1 – GPS; 2 – CEA-FDAS; 3 – Transceptor; 4 – Bateria.....	22
Figura 3.5. Local de instalação dos equipamentos na aeronave: 1 – CEA-FDAS; 2 – Tranceptor; 3 – GPS; 4 – Suporte para o Palm TX; 5 – Plataforma inercial.....	23
Figura 3.6. Diagrama em blocos da estação de solo	24
Figura 3.7. Foto aérea do hangar mostrando os locais da sala e da torre de telemetria	25
Figura 3.8. Distância percorrida pelo cabo do sinal de telemetria	28
Figura 3.9. Sinal de RSSI original	29
Figura 3.10. Conversor A/D utilizado para amostrar o sinal de RSSI.....	30
Figura 3.11. Amplificador defasador.....	31
Figura 3.12. Amplificador de diferenças	32
Figura 3.13. Percurso do sinal de RSSI.....	33
Figura 3.14. Amplificador defasador implementado	34
Figura 3.15. Amplificador de diferenças implementado.....	34
Figura 3.16. Estação meteorológica	35
Figura 3.17. Antena omnidirecional instalada.....	35
Figura 3.18. Antena painel setorial instalada.....	36
Figura 3.19. Caixa hermética.....	36
Figura 3.20. Antena omnidirecional	37
Figura 3.21. Diagrama de radiação da antena omnidirecional	37
Figura 3.22. Antena painel setorial	38

Figura 3.23. Diagrama de irradiação do painel setorial.....	38
Figura 3.24. Antena direcional	39
Figura 3.25. Diagrama de irradiação da antena direcional.....	39
Figura 3.26. Equipamentos instalados na torre: 1 – Transceptor; 2 – Amplificador defasador; 3 -Circuito da fonte de alimentação; 4 – Transformador; 5 – Centelhador para o cabo da antena de telemetria; 6 – Centelhador para o cabo da antena de vídeo; 7 e 8 – Fontes de alimentação; 9 – Receptor de vídeo.....	40
Figura 3.27. Local de instalação dos equipamentos.....	41
Figura 3.28. Disjuntor da torre de telemetria.....	41
Figura 3.29. Detalhe dos equipamentos instalados: 1 – Conversor; 2 – Fonte de alimentação	42
Figura 3.30. Caixa de telemetria: 1 – Conector de telemetria; 2 – Saída de vídeo; 3 – Conector para o sinal de RSSI; 4 – Chave para ligar e desligar o equipamento	42
Figura 3.31. Interior da caixa de telemetria: 1 – Conversor A/D USB6009; 2 – Conversor de vídeo; 3 – Conversor TIA-EIA-485; 4 – Amplificador de diferenças; 5 – Transformador; 6 – Fonte de alimentação	43
Figura 3.32. Visão geral da sala de telemetria: 1 – Caixa de telemetria; 2 - Microcomputador ..	43
Figura 3.33. Exemplo de diagrama de radiação e o conceito de lóbulos	45
Figura 3.34. Conceito de ângulo de meia potência.....	45
Figura 3.35. Aspectos externo e interno de um polar-rotor.....	46
Figura 3.36. Motores de elevação e azimute.....	47
Figura 3.37. Detalhes do motor de elevação.....	48
Figura 3.38. Detalhes do motor de azimute.....	48
Figura 3.39. Diagrama esquemático de uma Ponte H	49
Figura 3.40. Alimentador utilizado em antenas parabólicas.....	50
Figura 3.41. Sinal PWM para controle dos servos (polar rotor)	51
Figura 3.42. Diagrama em blocos do sistema de controle e acionamento do apontador	51
Figura 3.43. Referência para o movimento de elevação.....	53
Figura 3.44. Referência para o movimento de azimute	53
Figura 3.45. Circuitos eletrônicos do apontador: 1 – Circuito de geração do PWM; 2 – Controle de elevação; 3 – Controle de azimute	58
Figura 3.46. Apontador durante o ensaio.....	58
Figura 3.47. Detalhe da antena direcional fixada ao apontador.....	59
Figura 3.48. Diagrama em blocos da “Ground Station”	60

Figura 3.49. Diagrama em Simulink® da “Ground Station”	62
Figura 3.50. Interface de apresentação dos dados	65
Figura 4.1. Variação do sinal de RSSI.....	68
Figura 4.2. Exemplo de cabo UTP	71
Figura 4.3. Exemplo de cabo FI	72
Figura 4.4. Trajetória para ensaio do apontador.....	72
Figura 4.5. Procedimento para o ensaio de isotropia da aeronave	75
Figura 4.6. Definição da distância e altura da aeronave, e largura de feixe da antena.....	76
Figura 4.7. Procedimento para obtenção do diagrama de radiação da antena instalada na estação de solo	78
Figura 4.8. Procedimento para o ensaio de atenuação em função da distância.....	80
Figura 4.9. Procedimento para o ensaio do apontador	81
Figura 4.10. Variação do sinal em função da distância	85
Figura 5.1. Regiões de realização dos ensaios	89
Figura 5.2. Efeito do filtro sobre o sinal de RSSI.....	91
Figura 5.3. Definição dos ângulos que compõem a atitude de uma aeronave.....	92
Figura 5.4. Trajetória realizada (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1).....	96
Figura 5.5. Variação da RSSI (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1).....	96
Figura 5.6. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)	97
Figura 5.7. Característica de radiação obtida para a aeronave (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)	97
Figura 5.8. Trajetória realizada (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1).....	98
Figura 5.9. Variação da RSSI (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1).....	98
Figura 5.10. Variação de atitude da aeronave (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)	99
Figura 5.11. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)	99
Figura 5.12. Característica de radiação obtida para a aeronave (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)	100
Figura 5.13. Trajetória realizada (Ensaio 3 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 1) ..	100
Figura 5.14. Variação da RSSI (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 1)	101

Figura 5.15. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 1)	101
Figura 5.16. Trajetória realizada (Ensaio 6 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 2) ..	102
Figura 5.17. Variação da RSSI (Ensaio 6 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 2)	102
Figura 5.18. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 6 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 2)	103
Figura 5.19. Trajetória realizada (Ensaio 7 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 2) ..	103
Figura 5.20. Variação da RSSI (Ensaio 7 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 2)	104
Figura 5.21. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 7 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 2)	104
Figura 5.22. Trajetória realizada (Ensaio 12 – Omnidirecional – Distância 2,3 km – Região 2)	105
Figura 5.23. Variação da RSSI (Ensaio 12 – Omnidirecional – Distância 2,3 km – Região 2) ..	105
Figura 5.24. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 12 – Omnidirecional – Distância 2,3 km – Região 2)	106
Figura 5.25. Trajetória realizada (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)	106
Figura 5.26. Variação da RSSI (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2) ..	107
Figura 5.27. Variação da atitude da aeronave (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)	107
Figura 5.28. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)	108
Figura 5.29. Características de radiação obtida para a aeronave (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)	108
Figura 5.30. Trajetória realizada (Ensaio 15 – Direcional – Distância 2,3 km – Região 2)	109
Figura 5.31. Variação da RSSI (Ensaio 15 – Direcional – Distância 2,3 km – Região 2)	109
Figura 5.32. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 15 – Direcional – Distância 2,3 km – Região 2)	110
Figura 5.33. Trajetória realizada (Ensaio 16 – Direcional – Distância 4,0 km – Região 2)	110
Figura 5.34. Variação da RSSI (Ensaio 16 – Direcional – Distância 4,0 km – Região 2)	111
Figura 5.35. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 16 – Direcional – Distância 4,0 km – Região 2)	111
Figura 5.36. Trajetória realizada (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km).....	113
Figura 5.37. Variação da atitude da aeronave (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km)	113
Figura 5.38. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km) ..	114

Figura 5.39. Diagrama de radiação da antena na torre de telemetria (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km).....	114
Figura 5.40. Trajetória realizada (Ensaio 8 – Painel Setorial – Raio 2,3 km).....	115
Figura 5.41. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 8 – Painel Setorial – Raio 2,3 km) ..	115
Figura 5.42. Diagrama de radiação da antena na torre de telemetria (Ensaio 8 – Painel Setorial – Raio 2,3 km).....	116
Figura 5.43. Trajetória realizada (Ensaio 11 – Direcional – Raio 2,3 km).....	116
Figura 5.44. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 11 – Direcional – Raio 2,3 km).....	117
Figura 5.45. Diagrama de radiação da antena na torre de telemetria (Ensaio 11 – Direcional – Raio 2,3 km)	117
Figura 5.46. Trajetória realizada (Ensaio 14 – Omnidirecional – Raio 2,3 km).....	118
Figura 5.47. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 14 – Omnidirecional – Raio 2,3 km)	118
Figura 5.48. Diagrama de radiação da antena na torre de telemetria (Ensaio 14 – Omnidirecional – Raio 2,3 km)	119
Figura 5.49. Trajetória realizada (Ensaio 5 – Painel Setorial – Região 1)	121
Figura 5.50. Variação da RSSI (Ensaio 5 – Painel Setorial – Região 1)	121
Figura 5.51. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 5 – Painel Setorial – Região 1).....	122
Figura 5.52. Trajetória realizada (Ensaio 9 – Painel Setorial – Região 2)	122
Figura 5.53. Variação da RSSI (Ensaio 9 – Painel Setorial – Região 2)	123
Figura 5.54. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 9 – Painel Setorial – Região 2).....	123
Figura 5.55. Trajetória realizada (Ensaio 10 – Omnidirecional – Região 2)	124
Figura 5.56. Variação da RSSI (Ensaio 10 – Omnidirecional – Região 2)	124
Figura 5.57. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 10 – Omnidirecional – Região 2).....	125
Figura 5.58. Trajetória realizada (Ensaio 17 – Direcional – Região 2)	125
Figura 5.59. Variação da RSSI (Ensaio 17 – Direcional – Região 2).....	126
Figura 5.60. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 17 – Direcional – Região 2)	126
Figura 5.61. Trajetória realizada (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)	128
Figura 5.62. Variação da RSSI durante toda a trajetória (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)	128
Figura 5.63. Variação da RSSI por trecho (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)	129
Figura 5.64. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)	129
Figura 5.65. Diagrama obtido no ensaio 4 com a antena painel setorial.....	132
Figura 5.66. Diagrama obtido no ensaio 8 com a antena painel setorial.....	133

Figura 5.67. Diagrama obtido no ensaio 11 com a antena direcional.....	133
Figura 5.68. Diagrama obtido no ensaio 14 com a antena omnidirecional.....	134
Figura 5.69. Tendência exponencial da variação do sinal de RSSI.....	138

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1. Possíveis faixas para telemetria (Stacey, 2008)	7
Tabela 3.1. Características da aeronave (Barros, Ribeiro, Iscold, 2004)	18
Tabela 3.2. Indicação da RSSI.....	28
Tabela 3.3. Principais características da antena omnidirecional	37
Tabela 3.4. Principais características do painel setorial	38
Tabela 3.5. Principais características da antena direcional	39
Tabela 3.6. Características do motor de limpador de pára-brisa.....	46
Tabela 3.7. Comandos para controle da Ponte H.....	49
Tabela 3.8. Comandos para controle do apontador	54
Tabela 3.9. Descrição dos instrumentos	66
Tabela 5.1. Relação dos ensaios.....	88
Tabela 5.2. Distância de enlace	142

NOMECLATURA

α	ângulo de ataque da aeronave
β	ângulo de glissada da aeronave
ψ	ângulo de guinada da aeronave
ω	ângulo de meia potência no plano vertical para a antena na torre de telemetria
$Altitude_{Aeronave}$	altitude da aeronave em relação ao nível do mar
$Altitude_{Base}$	altitude do local onde se encontra a estação de solo em relação ao nível do mar
$Azimuth$	posição do apontador de antena no plano horizontal
$Azimuth_{Digito}$	valor em dígitos para a posição do apontador no plano horizontal
$Azimuth_{Graus}$	valor em graus para a posição do apontador no plano horizontal
D	distância entre a aeronave e a estação de solo sobre a superfície da terra
D_{Enlace}	distância real entre as antenas transmissora e receptora
$Elevação$	posição do apontador de antena no plano vertical
$Elevação_{Digito}$	valor em dígitos para a posição do apontador no plano vertical
$Elevação_{Graus}$	valor em graus para a posição do apontador no plano vertical

G	ganho do amplificador defasador
h	altura da aeronave em relação à antena na estação de solo
H	altura da aeronave em relação a estação de solo
I	intensidade do sinal recebido
$Latitude_{Aeronave}$	coordenada geográfica de latitude do local onde se encontra a aeronave
$Latitude_{Base}$	coordenada geográfica de latitude da estação de solo
$Longitude_{Aeronave}$	coordenada geográfica de longitude do local onde se encontra a aeronave
$Longitude_{Base}$	coordenada geográfica de longitude da estação de solo
V_{in}	tensão de entrada em relação ao terra
V_o	tensão de saída em relação ao terra
V_{o1}	tensão de saída balanceada, não inversor
V_{o2}	tensão de saída balanceada, inversor

LISTA DE SIGLAS

<i>A/D</i>	“Analog-to-Digital”
<i>AGC</i>	“Automatic Gain Control”
<i>CEA</i>	Centro de Estudos Aeronáuticos
<i>CEA-FDAS</i>	Centro de Estudos Aeronáuticos – “Flight Data Acquisition System”
<i>CEA-TFS</i>	Centro de Estudos Aeronáuticos – “Telemetry Flight System”
<i>CEA-UFMG</i>	Centro de Estudos Aeronáuticos - Universidade Federal de Minas Gerais
<i>CRC</i>	“Cyclic Redundancy Check”
<i>FHSS</i>	“Frequency-Hopping Spread Spectrum”
<i>GPS</i>	“Global Positioning System”
<i>ISM</i>	“Industrial, Scientific and Medical”
<i>IEEE</i>	“Institute of Electrical and Electronics Engineers”
<i>ITU</i>	“International Telecommunication Union”
<i>LED</i>	“Light-Emitting Diode”
<i>MAP</i>	“Manifold Absolute Pressure”

<i>PC</i>	“Personal Computer”
<i>PDA</i>	“Personal Digital Assistant”
<i>PWM</i>	“Pulse-Width Modulation”
<i>RSSI</i>	“Received Signal Strength Indication”
<i>RS</i>	“Recommended Standard”
<i>TIA-EIA</i>	“Telecommunications Industry Association-Electronic Industries Alliance”
<i>TTL</i>	“Transistor-Transistor Logic”
<i>UAV</i>	“Unmanned Aerial Vehicle”
<i>UDP</i>	“User Datagram Protocol”
<i>WI-FI</i>	“Wireless Fidelity”

1 INTRODUÇÃO

O Centro de Estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas Gerais (CEA-UFG), fundado na década de 1960, por iniciativa do então recém formado Eng. Cláudio Pinto de Barros, com o objetivo de desenvolver a incipiente cultura aeronáutica no Estado, vem desde então atuando como um centro de excelência na área e contribuindo fortemente com o desenvolvimento da indústria aeronáutica, não apenas no Estado, mas em nível nacional e também internacional.

Desde sua criação, várias aeronaves foram desenvolvidas, além de outros produtos/serviços relacionados, e também formou centenas de engenheiros que hoje ocupam quadros de funcionários de várias empresas do ramo aeronáutico no país. Dentre as aeronaves desenvolvidas pelo CEA o CB-9 “Curumim”, um ultraleve de alto desempenho de dois lugares, tem se mostrado como uma excelente plataforma para atividades de ensaios em vôo e, portanto, tem recebido ao longo dos últimos anos toda a instrumentação necessária para tal atividade.

No ano de 2008, foi inaugurado no Aeroporto Municipal de Conselheiro Lafaiete, a 96 quilômetros de Belo Horizonte, o Hangar do Centro de Estudos Aeronáuticos. Com instalações modernas este hangar conta com alojamento para 15 alunos, sala de aula, oficina mecânica e sala de telemetria (Homepage do CEA¹). Com a adição deste patrimônio o CEA-UFG enriquece grandemente suas atividades, principalmente práticas, de pesquisa e desenvolvimento, tornando-se um dos poucos centros em nível mundial que oferece a seus alunos a oportunidade de aliar teoria e prática, culminando com produto final totalmente operacional, a aeronave.

¹ Fonte: www.demec.ufmg.br/cea (Visitado em Abril de 2009)

Após a inauguração do hangar e do sucesso do CB-9 “Curumim” nas atividades de ensaios em voo, vislumbrou-se a possibilidade de se desenvolver um sistema de telemetria que permitisse analisar em tempo real, em uma estação em solo, várias informações de voo desta aeronave. Além disto, este sistema poderia ser utilizado em outras aeronaves desenvolvidas pelo CEA-UFMG, além de proporcionar aos alunos, na disciplina de Ensaio em Voo, a oportunidade de colocar em prática a teoria desenvolvida em sala de aula.

Atualmente, os sistemas de telemetria aeronáutica são utilizados não apenas nas etapas de ensaios de uma nova aeronave, mas também durante toda a sua vida útil. Durante as etapas de desenvolvimento, estes sistemas permitem uma análise em tempo real do desempenho da aeronave e também da atuação do piloto, permitindo a equipe em terra, validar um determinado procedimento/ensaio ou não, e sugerir alterações. Desta forma, análises que seriam feitas apenas após o retorno da aeronave, quando seriam disponibilizados os dados gravados em voo, são feitas em tempo real, diminuindo o tempo total de voo, número de decolagens e aterrissagens e, conseqüentemente, aumentando a segurança da tripulação, e também diminuindo o custo necessário aos ensaios.

Durante a operação comercial de uma aeronave, sistemas de telemetria, além de fornecer dados de voo da própria aeronave aos centros de comando, fornecem dados meteorológicos provenientes de sensores instalados nas mesmas. Desta forma, obtêm-se informações atualizadas sobre as condições climáticas em vários pontos de uma determinada aerovia, o que é útil para obtenção de dados para previsão meteorológica¹ (Thépaut e Kelly, 2007). Além disto, dados de telemetria auxiliam nas tarefas de manutenção de uma aeronave, uma vez que podem fornecer informações em tempo e em condições reais de operação de algum componente da aeronave, permitindo avaliar as condições de funcionamento do mesmo.

¹ Fonte: http://www.wmo.int/pages/prog/sat/SAT_SOG/sog-32.html (Visitado em Abril de 2009)

http://www.wmo.int/pages/prog/www/TEM/WMO_RFC/index_en.html (Visitado em Abril de 2009)

Uma característica importante deste trabalho consiste na dificuldade em se tratar as inúmeras variáveis presentes nas questões referentes ao enlace de radio frequência. Desta forma segundo Picquenard (1970) independente da qualidade dos transmissores, receptores e antenas utilizados, as ondas eletromagnéticas no percurso entre o transmissor e o receptor estão sujeitas às leis físicas que não podemos alterar de modo algum. Estas leis são tão poderosas que influem muito mais sobre a qualidade da comunicação do que os próprios equipamentos podem fazê-lo. Aliado a este problema, estão as particularidades inerentes a prática de ensaios em vôo, como limitações operacionais da aeronave, procedimentos de segurança e condições climáticas.

1.1 OBJETIVOS E METODOLOGIA

O objetivo deste trabalho é apresentar o projeto e os ensaios de caracterização de um sistema de telemetria, denominado CEA-TFS (Centro de Estudos Aeronáuticos – “Telemetry Flight System”), que possa ser utilizado em aeronaves leves, visando obter, principalmente, o alcance máximo do enlace sem fio. Neste sistema, são utilizados equipamentos comerciais, como transceptores e antenas, facilmente encontrados no mercado. Na estação de solo, devido a algumas particularidades do local de instalação do sistema, foi necessário o desenvolvimento de alguns equipamentos para condicionamento de sinais permitindo a transmissão destes à maior distância, através de cabos, com menor susceptibilidade a ruídos. Para apresentação e análise dos dados, foi utilizado um microcomputador do tipo PC e desenvolvida uma interface, onde são apresentadas as informações de vôo da aeronave, em ambiente Matlab®/Simulink® juntamente com o pacote “freeware” para uso acadêmico AeroSim,.

1.2 DIVISÃO DO TEXTO

No Capítulo 2, é apresentada a revisão da literatura, sendo apresentados sistemas semelhantes ou relacionados já desenvolvidos e algumas características relevantes dos mesmos.

As características da aeronave utilizada, do sistema proposto e detalhes de sua implementação são apresentados no Capítulo 3, considerando os equipamentos instalados na aeronave, tanto de telemetria como de aquisição de dados, e também na estação de solo, incluindo o apontador autônomo para antena direcional. É também considerada a interface de apresentação dos dados de telemetria.

Os ensaios de caracterização do sistema, tratados no Capítulo 4, são divididos em duas partes, na primeira consideram-se os ensaios realizados em bancada e na segunda os ensaios em vôo para a validação do sistema de forma geral, em relação ao alcance máximo obtido.

No Capítulo 5, são apresentados e analisados os resultados obtidos com base nos procedimentos discutidos na segunda parte do Capítulo 4.

Finalmente, no Capítulo 6 são apresentadas as conclusões finais sobre o sistema e apresentadas sugestões para trabalhos futuros, apresentando algumas deficiências deste sistema e sugerindo alternativas que visam superar as mesmas.

Nos anexos são fornecidos os detalhes dos equipamentos projetados, disponibilizando os diagramas esquemáticos, a disposição dos componentes nas placas, interligação dos equipamentos utilizados e os códigos utilizados para a caracterização do sistema.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 SISTEMAS DE TELEMETRIA (STACEY, 2008)

A partir de década de 1950 o desenvolvimento e a produção de aeronaves foi impulsionada pela demanda mundial de vôos comerciais, tendo como consequência o crescimento da necessidade de ensaios em vôo. Durante este período surgiu a necessidade de se obter os parâmetros dinâmicos da aeronave, obtidos somente em vôo, fazendo com que os ensaios se tornassem mais perigosos, uma vez que os mesmos passaram a ser realizados em condições reais de operação. Desta forma com o objetivo inicial de aumentar a segurança, foi criada a telemetria.

Sistemas de telemetria geralmente implementam apenas um sentido de comunicação - da aeronave para a estação de solo - e permitem, desta forma, obter informações em tempo real de uma grande quantidade de parâmetros de vôo, como velocidade, atitude, altitude, parâmetros de estresse e tensão da estrutura da aeronave, além de informações sobre outros componentes como motor e sistemas de combustível apenas para citar alguns. Em sistemas que implementam também o canal de comunicação em sentido inverso, ou seja, da estação de solo para a aeronave, tem-se o telecomando, sendo utilizado para controle de equipamentos dentro da aeronave e também para controle de veículos não tripulados, UAV (Unmanned Aerial Vehicle).

A principal limitação dos primeiros sistemas de telemetria foi à indisponibilidade de sistemas computacionais capazes de tratar a grande quantidade de dados obtidos, sendo que este quadro só foi revertido a partir da década de 1970. Geralmente, os sistemas de telemetria, durante os ensaios de uma aeronave, são utilizados em uma região restrita do espaço aéreo, como exemplo tem-se a Airbus que utiliza uma aérea 200 km ao redor de Toulouse na França, sendo que ensaios adicionais são realizados sobre a baía de Biscay, Figura 2.1, onde o risco da

presença de outras aeronaves e também de público é minimizado. Nos Estados Unidos são utilizadas cinquenta aéreas diferentes distribuídas sobre o país.



Figura 2.1. Regiões de teste da Airbus

2.1.1 SISTEMAS ATUAIS (STACEY, 2008)

Atualmente são alocadas quatro faixas de frequências, abaixo de 3 GHz, para uso em telemetria, sendo 1435-1525 MHz e 2200-2290 MHz usadas internacionalmente, 2300-2400 MHz utilizada na Europa e 2360-2390 MHz nos Estados Unidos. Acima dos 3 GHz têm-se as faixas de 4,4-4,99 GHz e 14,7145-15,1365 GHz. Sendo que estas faixas são utilizadas por companhias comerciais como Airbus, Boeing, Bombardier e também por divisões militares destas e outras companhias.

Com o atual aumento no volume de informações necessárias aos ensaios as faixas apresentadas no parágrafo anterior tornaram-se insuficientes. A ITU (“International Telecommunication Union”) vem analisando propostas de criação de novas faixas para viabilizar as novas funcionalidades dos sistemas de telemetria. Na Tabela 2.1 são apresentadas as potenciais faixas que poderão ser utilizadas para esta finalidade.

Tabela 2.1. Possíveis faixas para telemetria (Stacey, 2008)

Faixa
4,400-4,940 GHz
5,030-5,091 GHz
5,091-5,150 GHz
5,150-5,250 GHz
5,925-6,700 GHz
22,5-23,6 GHz
24,75-25,5 GHz
27,0-27,5 GHz

Nas aeronaves são utilizados transmissores que em alguns casos chegam a 20 W de potência juntamente com antenas omnidirecionais visando aumentar o alcance do sistema, acima dos 100 km, e a flexibilidade. Na estação de solo são utilizados sistemas de apontamento permitindo a antena, geralmente parabólicas de alto ganho e pequena largura de feixe, acompanhar o movimento da aeronave em todo o seu trajeto. Em alguns casos, podem ser utilizados repetidores espalhados na região de ensaio ou até mesmo a comunicação com outra aeronave para aumentar o alcance.

2.1.2 TRABALHOS RELACIONADOS

Em seu trabalho Gustafsson e Henriksson (2005) apresentam um sistema de apontamento, para ser utilizado em um enlace de transmissão de vídeo a partir da aeronave, baseado na medição do sinal que chega até a antena do apontador. Neste trabalho, são apresentados o projeto e os aspectos construtivos do mesmo. Um detalhe interessante é a justificativa pela adoção do sistema de apontamento baseado na medição do sinal, e não via GPS. Segundo os autores, a baixa taxa de aquisição do GPS faz com que a antena não consiga acompanhar o deslocamento da aeronave, sendo que este problema é maior à medida que a distância entre a aeronave e a antena tende a diminuir, considerando a pequena largura de feixe da antena utilizada. Desta forma, através da medição, em tempo real, do nível de sinal que chega até a antena, consegue-se um melhor apontamento. Para isto são instaladas ao redor do ponto focal da antena, quatro antenas Yagi-Uda que permitem, através da diferença da intensidade do sinal que chega às mesmas, calcular a posição da aeronave em relação ao apontador em dois planos, a saber, elevação e azimute. Algumas diferenças do sistema de

Gustafsson com o apresentado no presente trabalho, CEA-TFS, são a distância máxima pretendida de 30 km, enquanto o sistema de Gustafsson tem alcance de 1 km, e o sistema de controle do apontador utilizando as coordenadas fornecidas pelo GPS, mesmo considerando a baixa taxa do mesmo, ao contrário do adotado por Gustafsson.

Antenas Yagi-Uda, Figura 2.2, consistem num arranjo linear onde apenas um elemento é ativo, sendo os demais utilizados para promover o acoplamento das ondas eletromagnéticas de forma a proporcionar um diagrama de radiação direcional para estas antenas. Tais elementos passivos são denominados refletores quando posicionados atrás do elemento ativo e de diretores quando posicionados a frente deste (Fusco, 2006).

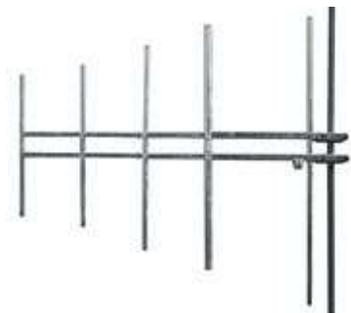


Figura 2.2. Antena Yagi-Uda

Para a aplicação proposta por Gustafsson, de forma diferente ao apresentado na figura anterior, a antena Yagi possui dimensões da ordem de centímetros sendo construída sobre uma placa de circuito impresso.

Pinkey (1996) trata da utilização de AUVs (“Unmanned Aerial Vehicles”) como sistemas de retransmissão de longo alcance e de alta capacidade em substituição aos sistemas via satélite, em teatros de operações militares. Este sistema tem a função de permitir a comunicação em situações onde não há visada direta entre as estações que precisam se comunicar sendo que estas estações podem ser equipamentos de uso pessoal, veículos e bases fixas todas fazendo uso da plataforma aérea (UAV) como ponto de retransmissão. A área de cobertura oferecida por este sistema, segundo os autores, é função da altitude, da faixa de frequências utilizada e das características do meio, como por exemplo, cobertura vegetal.

Pinkey (1987) apresenta uma descrição dos equipamentos utilizados, para o trabalho citado na referência do parágrafo anterior, considerando os requisitos de projeto necessários para utilização dos equipamentos em aeronaves, como peso, dimensões e potência. São também apresentadas características como frequência de operação, temperatura e pressão operacionais, as características físicas e elétricas das antenas. A aeronave de testes, um C-12C, juntamente com os equipamentos utilizados para os ensaios e a disposição da tripulação e equipamentos dentro da mesma também são apresentados.

A propagação de ondas eletromagnéticas, de acordo com Ramalho e Guimarães (2006) é influenciada por fatores tais como a topografia (altimetria) do terreno e as estruturas de revestimento da superfície (morfologia) naturais ou alteradas pelo homem, sendo que tais influências são ainda maiores quanto menor for o comprimento de onda utilizado, ou seja, quanto maior for a frequência de operação do sistema. Isto é especialmente importante quando se considera o sistema de telemetria proposto para o CEA, no qual a frequência de operação é suficientemente elevada para sofrer as influências dos fatores apresentados por Ramalho, com o agravante de que uma das extremidades do enlace de telemetria é móvel, tornando ainda mais complexas as influências citadas.

Um sistema de apontamento utilizado para comunicação com robôs móveis utilizados em explorações planetárias é apresentado por Bapna (1997), neste trabalho são feitas considerações sobre as características do apontador, principalmente as características mecânicas, como limites de movimentos nos planos de azimute e elevação, acelerações nestes planos e precisão no apontamento. Bapna ainda faz uma breve definição do problema de apontamento considerando as características do terreno em que são utilizados estes robôs juntamente com o apontador, ressaltando que os ensaios do sistema são realizados no deserto de Atacama no Chile. Para concluir ele apresenta os resultados obtidos através da quantificação do erro de apontamento e também da variação da taxa de comunicação obtida.

O sistema de aquisição de dados utilizado neste trabalho foi desenvolvido pelo CEA-UFMG e apresenta segundo Oliveira (2008) características que atendem aos requisitos para ensaios em voo de aeronaves leves. Neste sistema é utilizado um microcontrolador PIC16F877A que possui entre outras funcionalidades uma porta serial que permite a comunicação com outros equipamentos como microcomputadores e PDA (“Personal Digital Assistant”), trinta e três pinos de entrada ou saída de dados, oito conversores A/D de 10 bits e velocidade de operação de até 20 MHz. Desta forma o CEA-FDAS possui trinta e dois canais para entrada de sinais analógicos, comunicação com plataforma inercial XBOW AHRS-400 e GPS, além de utilizar como sistema de apresentação e armazenamento dos dados local, ou seja, na aeronave, um PDA produzido pela PalmOne Inc. modelo Palm TX. Ainda segundo Oliveira (2008) outros equipamentos foram desenvolvidos e produzidos para uso em conjunto com o CEA-FDAS, como tubo de Pitot dotado de “bandeiras” para medição dos ângulos de ataque e glissada e o sensor óptico para medição da velocidade de rotação do motor.

Considerando um sistema de telemetria e telecomando, para ser utilizado em UAVs, Anderson, Bauer e Hanneman (2005) apresentam em seu trabalho os resultados de alguns ensaios utilizando um sistema de aquisição de dados comercial modelo Piccolo Plus produzido pela Cloud Cap Technology, e um transceptor MHX-910 produzido pela Microhard Systems em duas configurações distintas: uma utilizando antenas omnidirecionais fixas de ganho 2 dBi e 5 dBi na aeronave e estação de solo, respectivamente, e posteriormente utilizando na estação de solo uma antena direcional juntamente com o apontador. Um ponto que merece destaque no trabalho de Anderson é o transceptor utilizado, sendo este da mesma família do utilizado para o sistema de telemetria desenvolvido para o CEA. Outro ponto tratado por Anderson é que, devido ao fato dos ensaios utilizarem um UAV, foi necessário fazer uso de atenuadores de sinal instalados nas antenas, nos ensaios com a antena direcional, para tentar obter dentro da mesma região de operação, segura ao UAV, as características relacionadas com o nível de sinal proporcionadas a maiores distâncias. A partir dos resultados iniciais apresentados por Anderson foi possível obter o valor do sinal de RSSI (“Received Signal Strength Indication”) sobre a

trajetória realizada, de forma bem similar a obtida com os ensaios do sistema de telemetria proposto no presente trabalho.

2.2 O SINAL RSSI (RECEIVED SIGNAL STRENGTH INDICATION)

Em um canal de comunicação sem fio, a intensidade do sinal que chega ao receptor pode sofrer variações de algumas ordens de grandeza. Para compensar tais variações, o ganho da etapa de amplificação do sinal recebido deve acompanhar estas variações promovendo um sinal de saída estável dentro de uma grande faixa de variação do sinal de entrada. Neste sentido, o sinal de RSSI é utilizado em um grande número de receptores para fornecer a informação necessária ao ajuste de ganho. Além disso, a capacidade do circuito de RSSI monitorar a presença de sinais o torna útil para aplicações de gerenciamento de energia (Yang e Mason, 2007).

Desta forma, a RSSI atua na malha de realimentação do circuito de AGC (“Automatic Gain Control”) do receptor, ou seja, comparando o nível de sinal recebido com um valor de referência, sendo esta dependente de várias características do equipamento em questão (Philips Semiconductors, 2002).

Na Figura 2.3 é apresentado o diagrama em bloco do transceptor utilizado onde é possível observar que o sinal de RSSI é disponibilizado através do microcontrolador presente neste equipamento e, portanto, após sofrer algum tipo de processamento. Ressalta-se que neste diagrama são omitidos detalhes sobre os blocos presentes no mesmo, permitindo apenas uma análise superficial do equipamento.

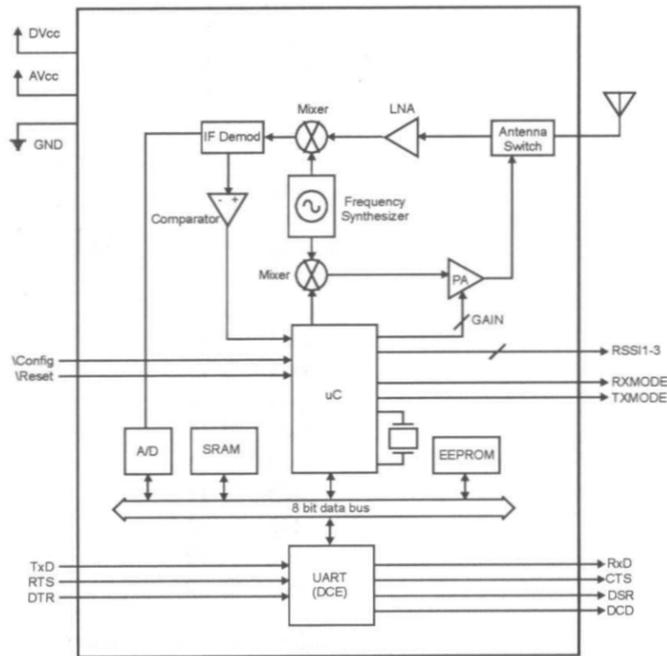


Figura 2.3. Diagrama em bloco do transceptor MHX-2400¹

Este tipo de medição embora seja de ampla aplicação no padrão de comunicação IEEE 802.11, em equipamentos de rede sem fio WI-FI, não possui padronização para sua obtenção, tratamento e disponibilização, ficando a cargo de cada fabricante decidir por estes fatores e sugerir formas de calibração do mesmo. Em muitos equipamentos, a apresentação da informação proporcionada por este sinal é feita em dígitos, de forma adimensional. Este tipo de sinal também se aplica a telefones celulares, dispositivos Bluetooth, transceptores digitais, apenas para citar alguns (Srividya Iyer)².

Sendo assim, neste trabalho, o sinal de RSSI utilizado para realização dos ensaios do sistema de telemetria será sempre utilizado de forma comparativa com outros valores do mesmo sinal obtido para um mesmo ensaio ou entre ensaios. Em nenhum momento será feita qualquer tentativa de expressar a intensidade do sinal recebido em valores absolutos. A adoção por esta forma de análise se deve ao desconhecimento das características dos circuitos internos do transceptor utilizado o que impossibilita a calibração do sistema de medição de RSSI para

¹ Fonte: Microhard Systems Inc., 2002.

² Fonte: http://www.birds-eye.net/definition/r/rssi-receive_signal_strength_indicator.shtml (Visitado em Abril de 2009)

produzir valores de potência recebida em W ou dB, fator agravado pela realização dos ensaios em um meio não controlado. Conforme será observado ao fim deste texto, a utilização de valores relativos não trouxe prejuízos às análises realizadas e nem impossibilitou a obtenção resultados válidos e consistentes.

2.3 MODULAÇÃO FHSS (FREQUENCY HOPPING SPREAD SPECTRUM)

Na modulação FHSS, a informação transmitida é espalhada por uma banda (faixa de frequências) muito maior do que a necessária para a sua transmissão. Para tal, a FHSS divide a faixa de frequência total em vários canais de pequena largura (Anatel, Resolução N.397, 2006). Durante a comunicação o transmissor e receptor saltam de forma sincronizada por estes canais conforme uma seqüência pseudo-aleatória conhecida apenas por ambos, Figura 2.4.

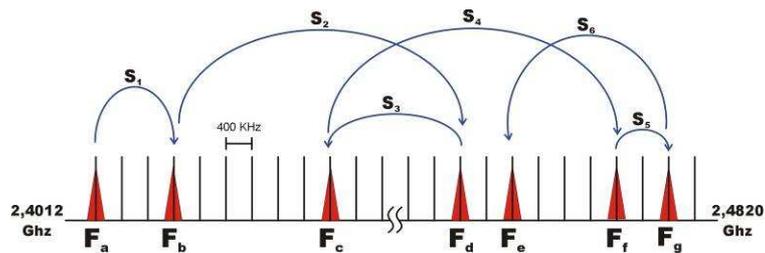


Figura 2.4. Técnica de modulação FHSS

De acordo com a Figura 2.4, a frequência é alterada constantemente em intervalos fixos dentro da faixa de frequência total. Pela figura, observa-se que após o salto S_1 a frequência foi alterada de F_a para F_b e assim sucessivamente. Para o MHX-2400 a faixa de frequências é de 2,4012-2,4820 GHz, dividida em 202 subcanais com largura de 400 KHz (Microhard Systems Inc, 2002).

Esta técnica de modulação, embora não apresente um bom aproveitamento do espectro quando se considera que a informação ocupa instantaneamente apenas uma pequena parcela da banda total, limitando a taxa de transmissão, é robusta em relação à segurança no envio da informação, uma vez que apenas o transmissor e o receptor conhecem a seqüência de saltos. Outros equipamentos que não fazem parte da comunicação, ou seja, que não conhecem a

seqüência de saltos enxergam o FHSS apenas como um ruído de curta duração (Homepage Vivasemfio¹).

Um fato importante é que equipamentos que utilizam esta técnica de modulação dentro da faixa de frequência ISM (“Industrial, Scientific and Medical”), que cobre as faixas de 902-928 MHz, 2400-2483 MHz e 5.725-6.850 GHz, estão livres de licenciamento de acordo com a legislação em vigor no Brasil e também na América do Norte e Europa (Popovski, 2006).

Maiores detalhes sobre esta técnica são omitidos por extrapolarem aos objetivos deste trabalho.

¹ <http://www.vivasemfio.com/blog/fhss-frequency-hopping-spread-spectrum-saltos/> (Visitado em Abril de 2009)

3 APRESENTAÇÃO DO SISTEMA

3.1 INTRODUÇÃO

O sistema de telemetria proposto é utilizado juntamente com o sistema de aquisição de dados CEA-FDAS (Oliveira, 2008) permitindo a análise e apresentação de várias informações de voo em tempo real em uma estação em terra. Um diagrama em blocos, generalizado, deste sistema é apresentado abaixo:

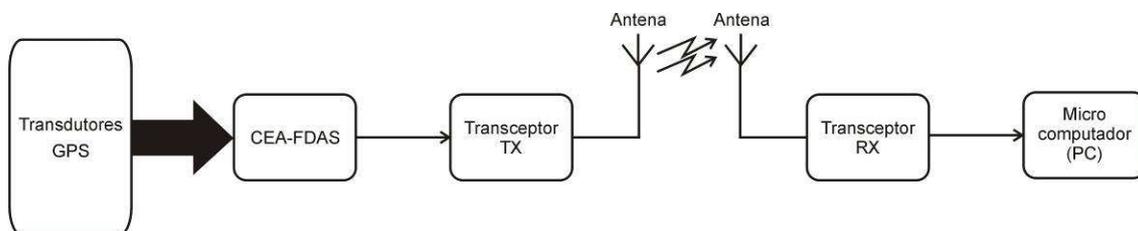


Figura 3.1. Visão geral do sistema

Ainda em relação à Figura 3.1, é importante ressaltar que os transdutores, responsáveis por converter em sinais elétricos vários parâmetros da aeronave e do meio, o GPS e o CEA-FDAS são instalados na aeronave, neste caso o CB-9 “Curumim”, juntamente com o transceptor, atuando como transmissor. Desta forma, obtêm-se o conjunto móvel do sistema. Na outra extremidade, temos a estação de solo composta por outro transceptor, agora atuando como receptor, os circuitos de condicionamento de sinais necessários para a transmissão dos mesmos por meio de cabos, o circuito de amostragem do sinal de RSSI e o microcomputador responsável pelo processamento das informações, análise e apresentação dos dados provenientes da aeronave. Ainda na estação de solo, temos o apontador de antena autônomo que tem por objetivo manter a antena direcional apontada para a aeronave durante todo o voo visando garantir desta forma um maior alcance e melhor qualidade na comunicação.

Sobre os equipamentos desenvolvidos e já disponíveis para realização deste trabalho, é preciso dizer que todos os equipamentos que compõem a parte móvel do sistema, que serão

apresentados posteriormente, já estavam prontos sendo então apenas utilizados. Em contrapartida em relação à estação de solo, muitos equipamentos precisaram ser desenvolvidos, como os conversores seriais, fontes de alimentação, circuito para transmissão balanceada do sinal além de todo o apontador de antena. O desenvolvimento de tais equipamentos foi necessário devido às particularidades dos locais de instalação da torre de telemetria e da sala, principalmente pela distância entre estes dois.

A seguir são apresentadas maiores informações sobre a aeronave os elementos presentes na mesma e na estação de solo.

3.1.1 A AERONAVE

Para realização dos ensaios propostos neste trabalho, foi utilizada a aeronave CB-9 “Curumim”. Esta aeronave foi projetada pelo Eng. Claudio Pinto de Barros sendo que a sua construção foi concluída no ano de 1992 pelo CEA (Centro de Estudos Aeronáuticos) da escola de engenharia de UFMG (Homepage do CEA¹).

Esta aeronave possui dois lugares e se enquadra na categoria ultraleve. É construída em madeira e utiliza motor Limbach L2000 EB1 (Homepage do CEA²). Na Figura 3.2 são apresentadas as três vistas desta aeronave.

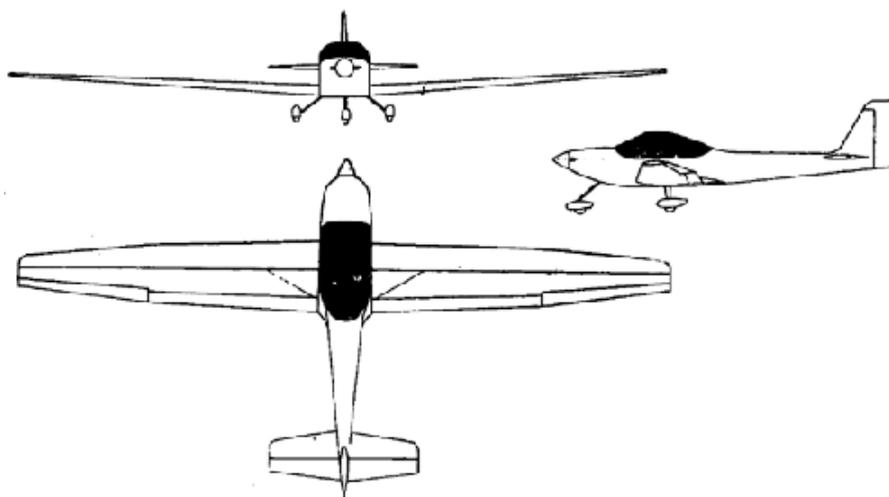


Figura 3.2. Três vistas do CB-9 “Curumim”

As características desta aeronave são apresentadas na Tabela 3.1.

¹ Fonte: www.demec.ufmg.br/cea (Visitado em Abril de 2009)

² Fonte: www.demec.ufmg.br/cea (Visitado em Abril de 2009)

Tabela 3.1. Características da aeronave (Barros, Ribeiro, Iscold, 2004)

Características básicas

Envergadura	14,00m	Comprimento	7,40m
Área alar	16,40m ²	Alongamento	12m
Peso vazio	325 kgf	Peso máximo	538 kgf
Carga alar	28 kgf/m ²		

Limites de carga

Peso de decolagem	Limite positivo	Limite negativo
410 kgf	+4,0	-2,0
465 kgf (1 tripulante 90 kgf + 70 litros comb.)	+3,5	-1,8
555 kgf (2 tripulante 90 kgf + 70 litros comb.)	+2,9	-1,5

Limites de velocidade

	[km/h]	[mph]
Velocidade máxima de flapes	85	53
Velocidade de manobra	120	75
VNE	160	100

Desempenho

	Peso [kgf]	[km/h]	[mph]
Velocidade de estol limpo	410	65	40
	465	69	43
	555	75	47
	580	77	48
Velocidade de estol com flapes	410	54	34
	465	58	36
	555	63	39
	580	64	40
Velocidade de aproximação limpo		100	63
Velocidade de aproximação flapes		84	52
Velocidade de pouso limpo		89	55
Velocidade de pouso com flapes		74	46
Velocidade de planeio máxima (18:1)		108	68
Velocidade de melhor razão de subida (3000 rpm)		90	56
Razão de subida máxima (300 rpm/passosubida)		4,6 m/s	900 fpm
Razão de subida máxima (300 rpm/passos cruzeiro)		3,8 m/s	746 fpm
Razão de planeio máxima			18:1
Distância de decolagem			70 m
Distância de pouso			60 m
Distância de decolagem com obstáculo 15 m			250 m
Distância de pouso com obstáculo 15 m			300 m
Consumo médio de combustível			12 l/h
Limites operacionais do motor			
		Mínimo	Máximo
Pressão de óleo (2500 rpm)		1 kg/cm ²	4 kg/cm ²
Temperatura do óleo		50°C	120°C
CHT			250°C

Em relação às questões de segurança que devem ser consideradas para a realização dos ensaios, o conceito do cone de segurança é de fundamental importância e diretamente aplicável aos ensaios propostos neste trabalho.

O cone de segurança é um conceito utilizado em vôo à vela e é definido como a altura mínima que a aeronave deve permanecer para permitir o retorno em segurança ao aeródromo, sendo que esta altura é função da distância em que se encontra a aeronave e a razão de planeio da mesma. Desta forma quanto maior a distância da aeronave maior será a altura em que esta deve permanecer (Comando da Aeronáutica, 2003).

3.1.2 OS EQUIPAMENTOS PRESENTES NA AERONAVE

Na figura abaixo é apresentado o diagrama em blocos dos equipamentos instalados na aeronave:

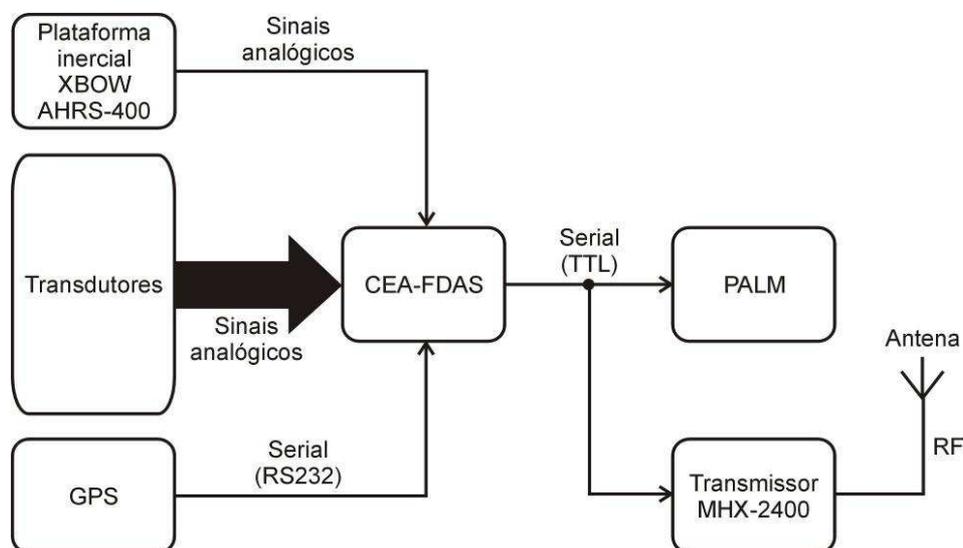


Figura 3.3. Diagrama em blocos do sistema presente na aeronave

Como transdutores foram instalados os seguintes equipamentos na aeronave:

- Potenciômetros lineares, modelo PZ12 produzidos pela GERFRAN. Desta forma obtêm-se informações sobre a posição das superfícies de comando e do manete de potência (Oliveira, 2008);
- Tacômetro ótico, desenvolvido pelo CEA-UFGM, para medir a velocidade de rotação da hélice;
- Sensor de pressão de admissão, MAP (“Mainfold Absolute Pressure”);

-
- Célula de carga para medir a força exercida no manche;
 - Tubo de Pitot dotado de duas “bandeiras” para medição da velocidade aerodinâmica, ângulos de ataque (α) e glissada (β) da aeronave, desenvolvido pelo CEA-UFGM (Oliveira, 2008);
 - Plataforma inercial, modelo XBOW AHRS-400 produzida pela Crossbow, para obter as acelerações, as variações angulares e a atitude da aeronave nos três eixos (Oliveira, 2008).

O GPS utilizado modelo “Garmin GPS III”, possui porta serial padrão TIA-EIA-232 e transmite a uma taxa de 0,5Hz. Através deste são obtidos a posição da aeronave, o curso, e a velocidade em relação ao solo (Oliveira, 2008).

O principal elemento do sistema presente na aeronave é o CEA-FDAS que recebe os sinais de todos os transceptores, do GPS e da plataforma inercial, organiza estas informações, através da amostragem dos sinais analógicos, sincroniza com o sinal digital (serial) do GPS e disponibiliza em sua porta serial pacotes contendo todas estas informações. Este sistema, desenvolvido pelo CEA-UFGM, atende aos requisitos de portabilidade, facilidade de operação, baixo custo e adaptabilidade e, em conjunto com os transdutores também desenvolvidos, atende a normas internacionais de ensaios em voo, a saber, FAA 8130.2F e ASTM F2245-04 (Oliveira, 2008).

O PDA modelo Palm TX, produzido pela PalmOne, é utilizado como interface para apresentação dos dados e também como unidade de armazenamento local dos mesmos. A escolha por este tipo de equipamento foi feita devido as suas pequenas dimensões, portabilidade, presença de um display colorido de alta definição, elevada capacidade de armazenamento, possibilidade de uso de cartões de memória para elevar ainda mais a sua capacidade, processamento adequado a taxa de transmissão de dados necessária e presença de uma porta

serial, que embora não possua o padrão elétrico da TIA-EIA-232, pode ser facilmente adaptada para tal.

O transceptor utilizado MHX-2400 de fabricação da “Microhard System”, foi escolhido devido à disponibilidade deste no CEA-UFMG. As principais características deste transceptor são, de acordo com o manual de operação do mesmo (Microhard Systems Inc., 2002):

- Frequência de operação na faixa livre ISM (“Industrial Scientific and Medical”), 2,4000 a 2,4835 GHz, não sendo necessária a requisição de licença para uso frente aos órgãos reguladores;
- Técnica de modulação FHSS (“Frequency-hopping spread-spectrum”) com 49 conjuntos de padrões de salto em frequência selecionáveis pelo usuário, promovendo uma menor susceptibilidade a ruído e um maior número de transceptores em uso sem que ocorra interferência entre os mesmos;
- Detecção de erro CRC-16 (“*Cyclic redundancy check*”) com retransmissão automática provendo maior confiabilidade na transmissão dos dados;
- Chave de criptografia com 65536 valores selecionáveis pelo usuário garantindo maior segurança na comunicação;
- Porta serial TTL assíncrona, com taxa de transmissão ajustável entre 2.400 a 115.200 bps. Padrão TIA-EIA-232 quando utilizado juntamente com a placa de desenvolvimento;
- Presença do sinal de RSSI, que permite avaliar a intensidade do sinal que chega ao receptor;
- Potência de saída ajustável em 10, 50, 100, 250, 500, 750 e 1000 mW;
- Dimensões e peso reduzidos;
- Baixo consumo, 700 mA no modo de transmissão e 200 mA no modo de recepção, valores máximos;

-
- Fácil configuração, através da utilização de comandos AT.

Deve-se ressaltar que a faixa de frequência utilizada por este transceptor 2,4 GHz, apresenta deficiências, considerando a presente aplicação, relacionadas à propagação de ondas na atmosfera, em contrapartida as reduzidas dimensões da antena acabam por facilitar a instalação da mesma na aeronave. Portanto, em aplicações aeronáuticas tem-se uma relação de compromisso entre as dimensões das antenas, inversamente proporcional a frequência de operação, e as características de propagação das ondas no meio, a atmosfera. Como dito anteriormente, a utilização deste transceptor se deve a disponibilidade do mesmo durante o desenvolvimento deste trabalho.

A antena utilizada na aeronave faz parte do transceptor utilizado e é do tipo omnidirecional com ganho igual 2,2 dBi.

Na Figura 3.4 e Figura 3.5 são apresentados os equipamentos instalados na aeronave.

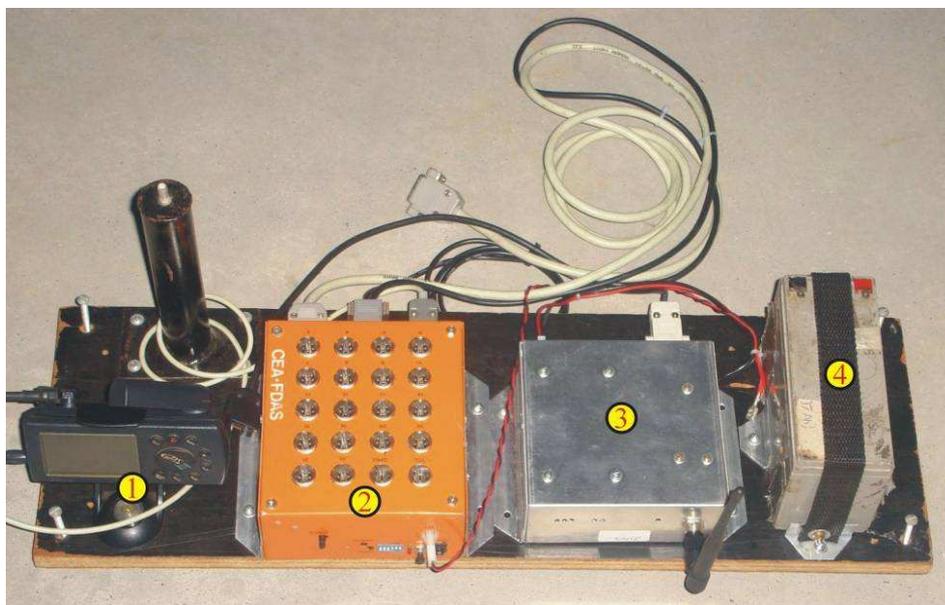


Figura 3.4. Alguns equipamentos instalados na aeronave: 1 – GPS; 2 – CEA-FDAS; 3 – Transceptor; 4 – Bateria

Na figura anterior é apresentada a disposição dos equipamentos durante os primeiros testes com o sistema, resalta-se que esta disposição preliminar foi adotada apenas por facilitar a

remoção de todo o conjunto simultaneamente. Posteriormente foi adotada de forma definitiva a disposição apresentada na Figura 3.5, na qual o transceptor foi instalado na parte inferior da aeronave e o GPS instalado sobre o painel de instrumentos da mesma, juntamente com o suporte para o Palm TX.

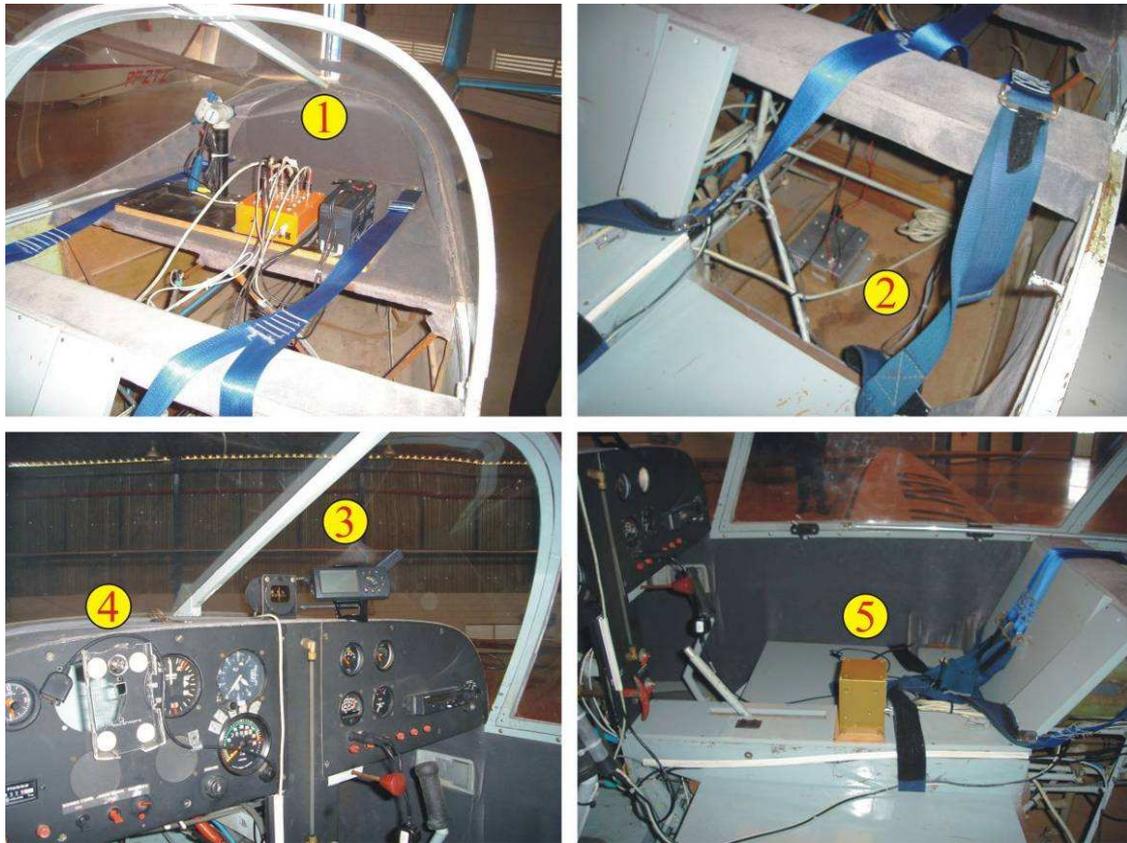


Figura 3.5. Local de instalação dos equipamentos na aeronave: 1 – CEA-FDAS; 2 – Tranceceptor; 3 – GPS; 4 – Suporte para o Palm TX; 5 – Plataforma inercial.

3.1.3 OS EQUIPAMENTOS PRESENTES NA ESTAÇÃO DE SOLO

No diagrama abaixo são apresentados os equipamentos utilizados na estação de solo:

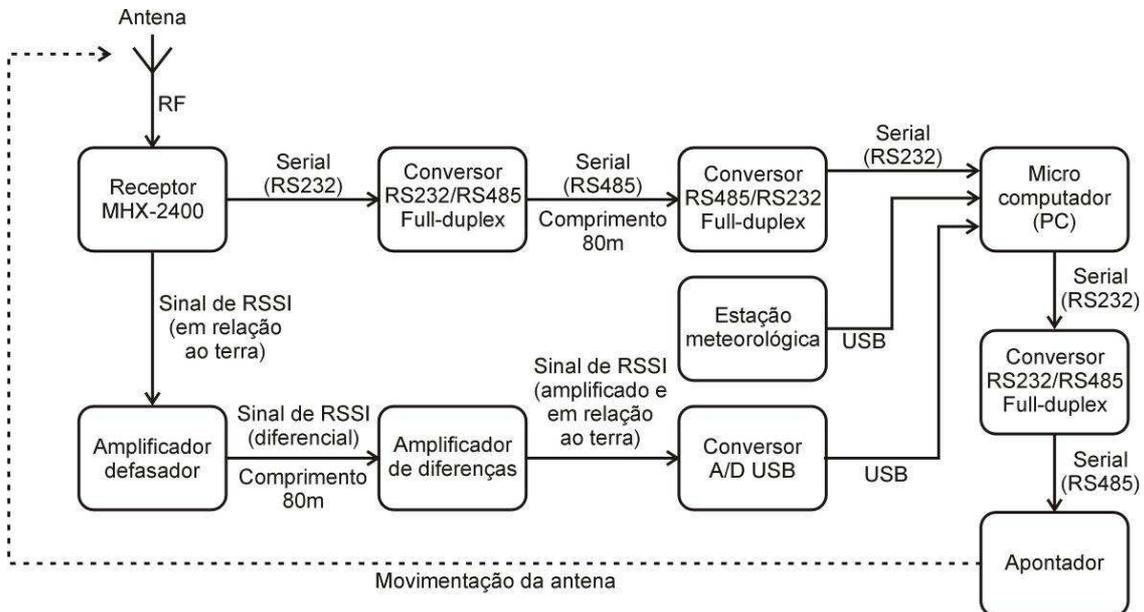


Figura 3.6. Diagrama em blocos da estação de solo

Para a estação de solo foram escolhidos três modelos de antenas, com isto pretende-se avaliar o alcance do enlace de rádio para cada uma delas, sendo:

- Antena omnidirecional, com ganho de 8 dBi e largura de feixe de 18° no plano vertical (Hyperlink Technologies. Data sheet. 2.4 GHz 8 dBi Omnidirecional Wireless LAN Antena.);
- Pannel setorial, com ganho de 14 dBi e largura de feixe de 15° e 90° nos planos vertical e horizontal, respectivamente (Hyperlink Technologies. Data sheet. 2.4 GHz 14 dBi 90 Degree Vertical Polarized Sector Panel Wireless LAN Antena.);
- Antena direcional, com ganho de 24 dBi e largura de feixe de 8° em ambos os planos (Hyperlink Technologies. Data sheet. 2.4 GHz 24 dBi High Performance Die Cast Reflector Grid Wireless LAN Antena.);

Todas as antenas são produzidas pela HyperLink Technologies, trabalham na mesma faixa de frequências que o transceptor, faixa ISM 2,4 GHz, possuem polarização vertical e impedância de 50 Ω . Além disto, todos os componentes, a saber, cabos, conectores e

centelhadores, utilizados para conectar a antena ao transceptor também possuem impedância de 50Ω , portanto todo o sistema de RF está operando em casamento de impedância sendo, desta forma, desprezíveis as perdas por reflexão de onda nestes componentes.

Assim como na aeronave, o transceptor utilizado na estação de solo é o MHX-2400, portanto considera-se que maiores informações sobre o mesmo são desnecessárias, uma vez que foram apresentadas no item anterior.



Figura 3.7. Foto aérea do hangar mostrando os locais da sala e da torre de telemetria

Para a transmissão do sinal recebido pela interface sem fio do transceptor, localizado na torre, Figura 3.7, e disponibilizado na porta serial do mesmo, até a sala de telemetria foi necessário converter este sinal serial padrão TIA-EIA-232 (RS-232) para TIA-EIA-485 (RS-485). Isto se deve ao elevado comprimento do cabo necessário para interligar estes dois pontos e também a passagem deste juntamente com os cabos de energia do hangar, utilizando a mesma eletrocalha.

O padrão de transmissão serial de dados TIA-EIA-232, largamente utilizado para comunicação entre micro-computadores e dispositivos, como impressoras, modems, e

equipamentos industriais, possui características elétricas que limitam a transmissão do sinal a curta distância, até 15m. Para superar tal limitação foi criado o padrão TIA-EIA-485 possuindo características elétricas que permitem a comunicação à longa distância, até 1200m. As principais características elétricas dos dois padrões são apresentadas a seguir:

TIA-EIA-232¹ (Maxim Integrated Products, Application Note 83, 2001)

- Nível lógico 1 representado por um valor negativo de tensão;
- Nível lógico 0 representado por um valor positivo de tensão;
- Tensão máxima, em circuito aberto, de 25 V em módulo. Valores típicos são ± 5 V, ± 10 V, ± 12 V e ± 15 V dependendo da fonte de alimentação disponível no equipamento;
- Sinais referenciados ao terra, o que causa limitações de distancia, principalmente quando interligando equipamentos onde existe diferença de potencial entre o terra dos mesmos;

TIA-EIA-485² (Maxim Integrated Products, Application Note 763, 2001)

- Transmissão diferencial do sinal, através de dois condutores não referenciados ao terra, proporcionando maiores distâncias e menor susceptibilidade ao ruído
- Nível lógico 1 representado pela diferença de tensão negativa entre dois condutores;
- Nível lógico 0 representado pela diferença de tensão positiva entre dois condutores;

¹ Fonte: <http://newton.ex.ac.uk/teaching/CDHW/Interfaces/> (Visitado em Abril de 2009)

<http://en.wikipedia.org/wiki/RS-232> (Visitado em Abril de 2009)

² Fonte: <http://newton.ex.ac.uk/teaching/CDHW/Interfaces/> (Visitado em Abril de 2009)

<http://en.wikipedia.org/wiki/RS-485> (Visitado em Abril de 2009)

-
- Tensão diferencial entre -1,5 V e -6 V para nível lógico 1;
 - Tensão diferencial entre 1,5 V e 6 V para nível lógico 0;

De acordo com o apresentado acima, foi projetado o circuito de conversão que possui as seguintes características:

- Conversão serial padrão TIA-EIA-232 em TIA-EIA-485, full duplex;
- Utilização de 2 pares de cabos (UTP), sendo cada um para transmissão em um sentido;
- Utilização de cabos de par trançado, não sendo necessária a utilização de cabos blindados;
- Tensão de alimentação de 9 V a 25 V;

Portanto, para interligação do transceptor até o micro computador na sala de telemetria, o sinal proveniente do rádio, originalmente TIA-EIA-232, é convertido para TIA-EIA-485, atravessa todo o comprimento necessário, 80 m, é convertido novamente para TIA-EIA-232 sendo então conectado ao micro através da porta serial do mesmo. Ressalta-se que a conversão do sinal TIA-EIA-485 para TIA-EIA-232 para interligação com o micro é necessária, uma vez que este último não possui porta padrão TIA-EIA-485, Figura 3.8.

Na Figura 3.8, ressalta-se que o cabo de interligação entre os equipamentos na torre e na sala de telemetria foi instalado no interior do hangar, dentro da eletrocalha que abriga os cabos de energia e de dados, e não na parte externa como pode sugerir a figura. A apresentação do caminho para o cabo pelo lado externo se deve a melhor compreensão proporcionada.



Figura 3.8. Distância percorrida pelo cabo do sinal de telemetria

Para avaliação da qualidade da comunicação entre a aeronave e a estação de solo foi utilizado o sinal de RSSI disponibilizado pelo transceptor. Este sinal contém a informação da potência do sinal que chega ao receptor e no caso do MHX-2400, originalmente, pode ser visualizado através de três LEDs situados na placa de desenvolvimento. Uma limitação da maneira com que este sinal é originalmente disponibilizado está na discretização da informação disponibilizada pelos LEDs em apenas seis níveis de sinal recebido, não sendo possível avaliar valores entre dois níveis consecutivos, o que diminui a resolução da medição realizada. Na tabela abaixo são apresentados os níveis de potência recebida e o comportamento dos LEDs.

Tabela 3.2. Indicação da RSSI

Potência recebida (dBm)	LED RSSI 1	LED RSSI 2	LED RSSI 3
-108	Piscando	Apagado	Apagado
-101	Acesa	Apagado	Apagado
-93	Acesa	Piscando	Apagado
-86	Acesa	Acesa	Apagado
-79	Acesa	Acesa	Piscando
-71	Acesa	Acesa	Acesa

Conforme pode ser verificado pela Tabela 3.2 os valores de potência são discretizados em níveis bem distantes, variando entre 7 dBm e 8 dBm, o que torna o uso de tal medição inapropriado para utilização com o sistema proposto.

Para contornar este problema, o sinal de RSSI foi obtido antes do circuito de controle dos LEDs. Inicialmente foram realizadas medições através de um osciloscópio para visualizar o comportamento do sinal obtido. Para isto, durante a medição deste sinal a antena do receptor era removida e posteriormente reinstalada, permitindo observar a variação do sinal medido. Após algumas tentativas foi constatado que a variação obtida era condizente com o comportamento dos LEDs de RSSI. Além disto, foi verificado que para o mesmo comportamento dos LEDs era possível variar este sinal através do afastamento dos transceptores, garantindo desta forma que este sinal fornecia a informação perdida através da discretização proporcionada pelos LEDs, ou seja, apresentava maior resolução.

O sinal obtido, a partir de agora considerado como sinal de RSSI, consiste em pulsos de duração fixa de, aproximadamente, 3 ms espaçados de 27 ms, totalizando um período de 30 ms, sendo que a amplitude destes pulsos é proporcional a intensidade do sinal recebido. Na Figura 3.9 é apresentada a forma original deste sinal, ou seja, obtida diretamente do transceptor.

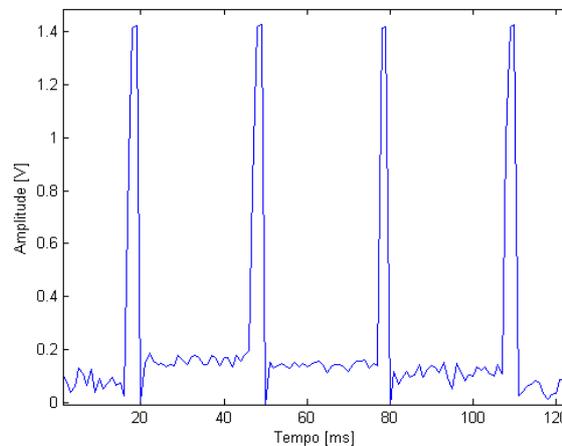


Figura 3.9. Sinal de RSSI original

Em relação à figura anterior, ressalta-se que o valor de amplitude máxima dos pulsos de 1,4 V foi obtido em bancada, portanto em uma situação ideal, com os dois equipamentos transceptores distanciados em um metro e com as antenas instaladas. Em nenhuma outra situação foi observado um valor superior a este. Portanto, considera-se que este seja o valor máximo possível para este sinal.

Uma vez que o sinal de RSSI possui amplitude máxima de baixo valor, 1,4 V, e é referenciado ao terra, foi necessário projetar um circuito de condicionamento para que o mesmo fosse transmitido, assim como o sinal serial, até a sala de telemetria, ou seja a uma longa distância e com a menor susceptibilidade ao ruído eletromagnético induzido por outros condutores próximos. Uma particularidade inerente a esta tarefa é o fato de que durante a transmissão deste sinal deve-se preservar a variação de amplitude dos pulsos, uma vez que é esta variação que contém a informação de interesse.

Para alcançar tal objetivo, foi utilizada a transmissão diferencial do sinal, ou em outras palavras, transmissão balanceada, que consiste em transmitir o sinal não em relação ao terra, mas através de dois condutores onde a diferença de tensão entre os mesmos reflete a amplitude do sinal original. Além disto, foi necessário amplificar este sinal. Desta forma foi possível obter na sala de telemetria o sinal de RSSI com amplitude suficientemente elevada e livre de ruídos para que fosse amostrado através de um conversor A/D, modelo Ni USB6009, produzido pela National Instruments, e disponibilizado ao micro computador através de uma conexão USB, Figura 3.10.



Figura 3.10. Conversor A/D utilizado para amostrar o sinal de RSSI

O processo de transmissão diferencial do sinal merece destaque e a seguir são apresentados maiores detalhes sobre o mesmo.

Na transmissão diferencial, o sinal de interesse é transmitido, não em relação ao terra comum ao transmissor e receptor, mas através de dois condutores onde o sinal em cada um está defasado em 180°, um em relação ao outro, esta conversão do sinal em diferencial é realizada através de um amplificador defasador, apresentado na Figura 3.11.

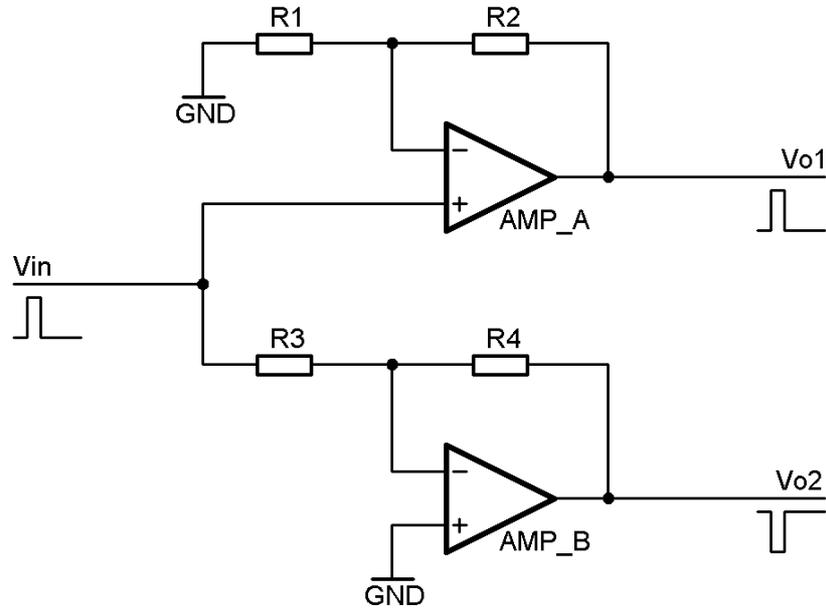


Figura 3.11. Amplificador defasador

Na figura anterior pode ser observado que o sinal de entrada V_{in} é aplicado a dois estágios amplificadores, um na configuração não-inversora (AMP_A) e o outro na configuração inversora (AMP_B). As relações entre o sinal de entrada e cada uma das saídas são apresentadas a seguir:

- Para o estágio não-inversor (Sedra e Smith, 2000):

$$V_{o_1} = V_{in} \cdot \left(1 + \frac{R_2}{R_1} \right); \quad (3.1)$$

- Para o estágio inversor (Sedra e Smith, 2000):

$$V_{o_2} = V_{in} \cdot \left(-\frac{R_4}{R_3} \right); \quad (3.2)$$

As quantidades entre parêntesis nas equações (3.1) e (3.2) expressam o ganho de cada estágio que deve ser calculado de forma a obter, no caso ideal, amplitudes iguais para os sinais de saída. Ressalta-se que embora as medições de cada um destes sinais seja realizada em relação ao terra, para fins de ajustes dos ganhos, interessa, para transmissão e recuperação do sinal original, V_{in} , a diferença entre estes dois sinais, V_{o1} e V_{o2} .

Para se recuperar a informação de interesse, utiliza-se o amplificador de diferenças, apresentado na Figura 3.12.

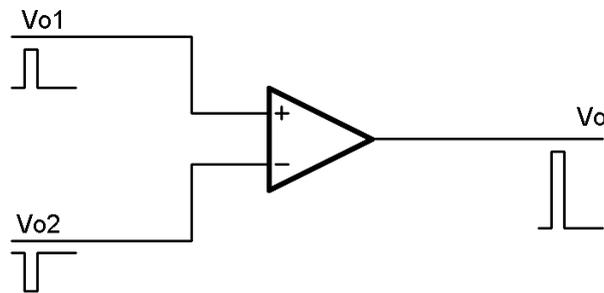


Figura 3.12. Amplificador de diferenças

Nesta configuração, os sinais provenientes do amplificador defasador são subtraídos e a diferença entre os mesmos expressa, com exceção de um ganho intencional, exatamente o sinal de entrada V_{in} . Portanto, toda a informação de interesse, neste caso a variação da amplitude dos pulsos, está preservada e disponível no sinal V_o . Isto pode ser verificado através das equações seguintes (Nilson e Reidel, 1999):

$$V_o = V_{o1} - V_{o2}. \quad (3.3)$$

Substituindo as equações (3.1) e (3.2).

$$V_o = V_{in} \cdot \left(1 + \frac{R_2}{R_1}\right) - V_{in} \cdot \left(-\frac{R_4}{R_3}\right); \quad (3.4)$$

$$V_o = V_{in} \cdot \left[\left(1 + \frac{R_2}{R_1}\right) + \left(\frac{R_4}{R_3}\right)\right]. \quad (3.5)$$

Considerando que os ganhos são iguais, tem-se:

$$\left(1 + \frac{R_2}{R_1}\right) = \left(\frac{R_4}{R_3}\right) = G. \quad (3.6)$$

Portando:

$$V_o = 2 \cdot G \cdot V_{in}, \quad (3.7)$$

assim, observa-se que o sinal de saída, V_o , consiste no sinal de entrada, V_{in} , multiplicado por um ganho, $2G$, proveniente dos estágios não-inversor e inversor do circuito defasador. Ressalta-se que tanto o sinal V_{in} quanto o V_o são medidos em relação ao terra. Logo, o sinal diferencial é utilizado apenas para interligação dos circuitos defasador e amplificador de diferenças, ou seja, para transmissão sinal.

Uma consequência importante da relação expressa pela Equação (3.3) é o fato de que se os sinais presentes na entrada do amplificador de diferenças forem iguais, a saída será nula, ou seja, qualquer sinal que seja comum aos dois condutores será rejeitado (Boylestad e Nashelsky, 1994). Isto é especialmente útil quando se considera que o ruído induzido nos condutores que interligam o circuito defasador com o amplificador de diferenças não apresenta diferença entre os condutores. Portanto, a alta rejeição ao ruído é uma característica inerente do amplificador de diferenças. Assim,

$$V_{o1} = V_{o2} = V \therefore V_o = V - V = 0. \quad (3.8)$$

Na Figura 3.13 é apresentado o percurso do sinal de RSSI, até o micro computador na sala de telemetria, onde pode ser visualizada a forma de interligação dos sinais, em relação ao terra e diferencial.

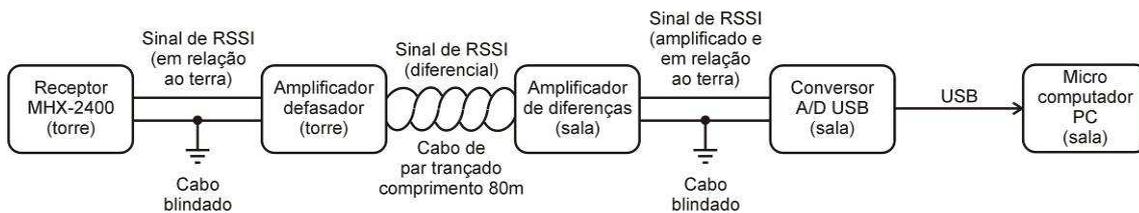


Figura 3.13. Percurso do sinal de RSSI

Ressalta-se que na Figura 3.11 e na Figura 3.12 são apresentados apenas os diagramas simplificados dos circuitos defasador e diferenciador, para fins didáticos. Estes não representam de forma fiel o circuito real projetado e montado. Na prática, o ganho de cada um dos estágios do circuito amplificador defasador não são exatamente iguais e também existe um ganho no circuito amplificador de diferenças. Em ambos os circuitos, estes ganhos são ajustáveis e foram obtidos através de medições em bancada do sinal de saída, V_o . Na prática o sinal de saída apresenta um valor máximo de 10 V, quando V_{in} é 1,4 V, totalizando um ganho no sistema de aproximadamente sete vezes, visando compatibilizar com o limite máximo da entrada do conversor A/D utilizado.

Na Figura 3.14 e Figura 3.15 são apresentadas as fotos dos amplificadores defasador e de diferenças implementados e em uso.

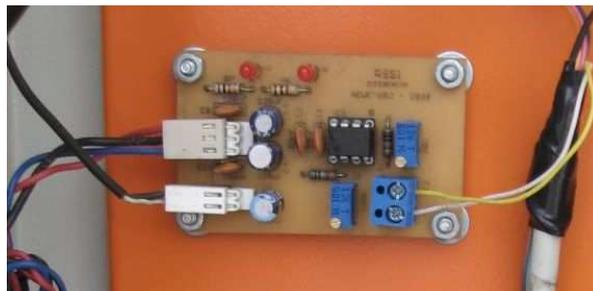


Figura 3.14. Amplificador defasador implementado



Figura 3.15. Amplificador de diferenças implementado

Os dados de meteorologia (pressão, umidade e temperatura) na estação de solo são obtidos por meio da estação meteorológica, modelo USB Weather Board SEN-08311 produzida pela Sparkfun electronics, Figura 3.16.

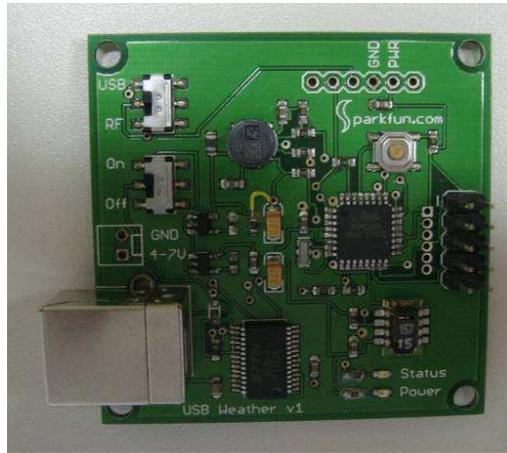


Figura 3.16. Estação meteorológica

Finalmente, nas Figuras 3.17, 3.18 e 3.19 a seguir são apresentadas algumas fotos de todo o sistema instalado no hangar.



Figura 3.17. Antena omnidirecional instalada



Figura 3.18. Antena painel setorial instalada



Figura 3.19. Caixa hermética

Na Figura 3.17 e Figura 3.18 são apresentadas as antenas omnidirecional e painel setorial instaladas na torre de telemetria, sendo estas instaladas de forma definitiva. Ressalta-se que a antena direcional foi instalada na torre apenas para o ensaio estático da mesma, uma vez que está será utilizada de forma definitiva com o apontador de antena descrito posteriormente. As principais características de cada uma destas antenas são apresentadas a seguir:

- Antena omnidirecional;

Na Figura 3.20, é apresentada a antena omnidirecional utilizada.



Figura 3.20. Antena omnidirecional¹

As principais características da antena omnidirecional são apresentadas na Tabela 3.3.

Tabela 3.3. Principais características da antena omnidirecional

Frequência de operação	2,4 a 2,5 GHz
Ganho	8 dBi
Impedância	50 Ohm
Largura feixe horizontal	360°
Largura feixe vertical	

Os diagramas de radiação nos planos vertical e horizontal são apresentados na Figura 3.21.

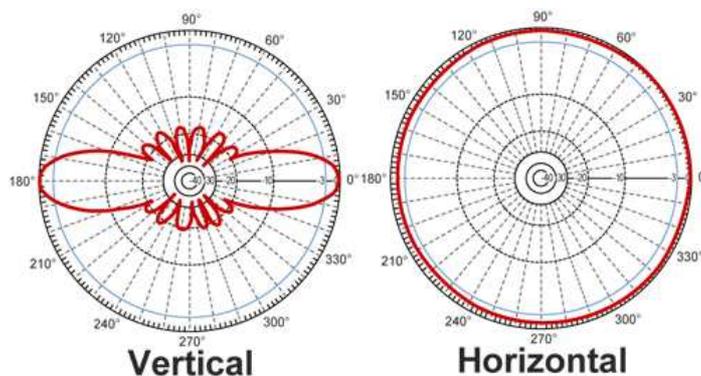


Figura 3.21. Diagrama de radiação da antena omnidirecional

¹ Fonte: <http://www.l-com.com/home.aspx> (Visitado em Abril de 2009)

- Painel setorial;

Na Figura 3.22, é apresentada a antena painel setorial.



Figura 3.22. Antena painel setorial¹

As principais características do painel setorial são apresentadas na Tabela 3.4.

Tabela 3.4. Principais características do painel setorial

Frequência de operação	2,4 a 2,5 GHz
Ganho	14 dBi
Impedância	50 Ohm
Largura feixe horizontal	90°
Largura feixe vertical	15°
Polarização	Vertical

Os diagramas de radiação nos planos vertical e horizontal são apresentados na Figura 3.23.

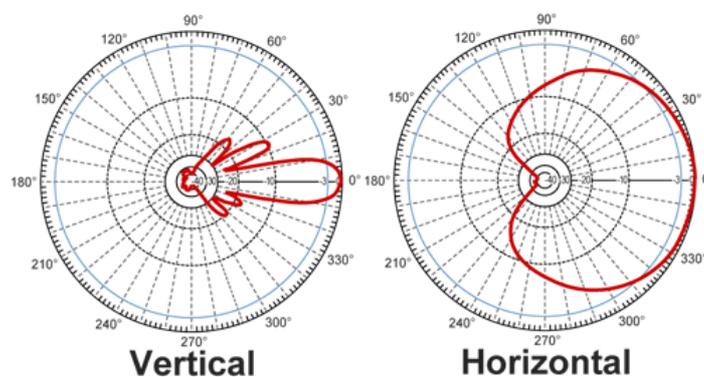


Figura 3.23. Diagrama de radiação do painel setorial

¹ Fonte: <http://www.l-com.com/home.aspx> (Visitado em Abril de 2009)

- Antena direcional;

Na Figura 3.24, é apresentada a antena direcional.



Figura 3.24. Antena direcional¹

As principais características do direcional são apresentadas na Tabela 3.5.

Tabela 3.5. Principais características da antena direcional

Frequência de operação	2,4 a 2,5 GHz
Ganho	24 dBi
Impedância	50 Ohm
Largura feixe horizontal	8°
Largura feixe vertical	8°
Polarização	Linear

Os diagramas de radiação nos planos vertical e horizontal são apresentados na Figura 3.25.

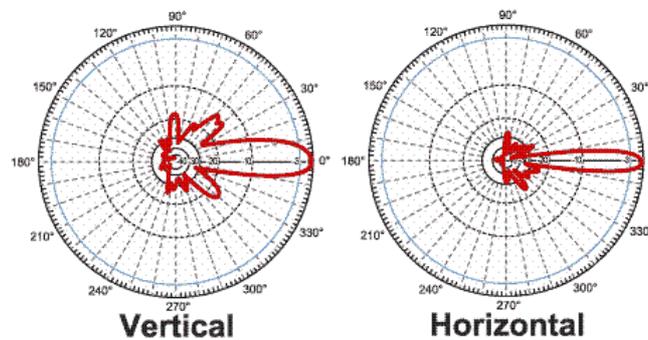


Figura 3.25. Diagrama de radiação da antena direcional

¹ Fonte: <http://www.l-com.com/home.aspx> (Visitado em Abril de 2009)

Na Figura 3.26 são apresentados os equipamentos instalados na torre de telemetria, no interior da caixa hermética apresentada na Figura 3.19. Ainda em relação à Figura 3.26 é importante dizer que os centelhadores apresentados são utilizados para proteger o transceptor e o receptor de vídeo de sobretensões induzidas nas antenas e nos cabos de interligação com estas. Sobre o sistema de vídeo observado, ressalta-se que o mesmo, embora esteja instalado juntamente com o sistema de telemetria, não será tratado neste trabalho uma vez que sua implementação já havia ocorrido e apresentou funcionamento, preliminar, satisfatório.

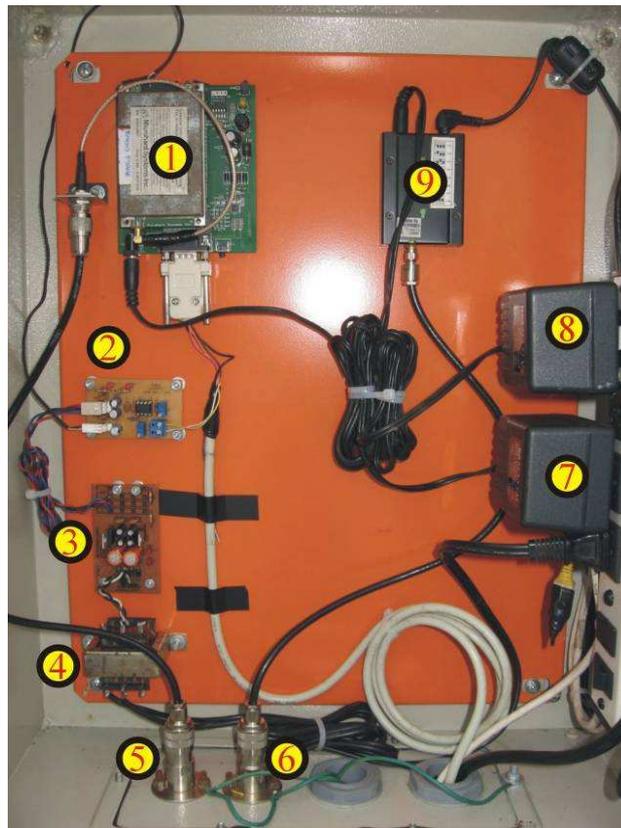


Figura 3.26. Equipamentos instalados na torre: 1 – Transceptor; 2 – Amplificador defasador; 3 - Circuito da fonte de alimentação; 4 – Transformador; 5 – Centelhador para o cabo da antena de telemetria; 6 – Centelhador para o cabo da antena de vídeo; 7 e 8 – Fontes de alimentação; 9 – Receptor de vídeo

A seguir, na Figura 3.27 são apresentados os equipamentos instalados dentro do hangar na região mais próxima da torre de telemetria. Na Figura 3.28 é apresentado o local de instalação do disjuntor que controla a alimentação dos equipamentos instalados na torre e na Figura 3.29 o conversor de TIA-EIA-232 para TIA-EIA-485.



Figura 3.27. Local de instalação dos equipamentos



Figura 3.28. Disjuntor da torre de telemetria



Figura 3.29. Detalhe dos equipamentos instalados: 1 – Conversor; 2 – Fonte de alimentação

Os equipamentos instalados na sala de telemetria são apresentados nas Figuras 3.30, 3.31 e 3.32.



Figura 3.30. Caixa de telemetria: 1 – Conector de telemetria; 2 – Saída de vídeo; 3 – Conector para o sinal de RSSI; 4 – Chave para ligar e desligar o equipamento

Na figura anterior podem ser observadas as conexões para interligação com o microcomputador. Sendo que o conector de telemetria obedece ao padrão serial TIA-EIA-232 e o conector para o sinal de RSSI padrão USB. O conector de vídeo apresentado disponibiliza o sinal no padrão de vídeo composto.

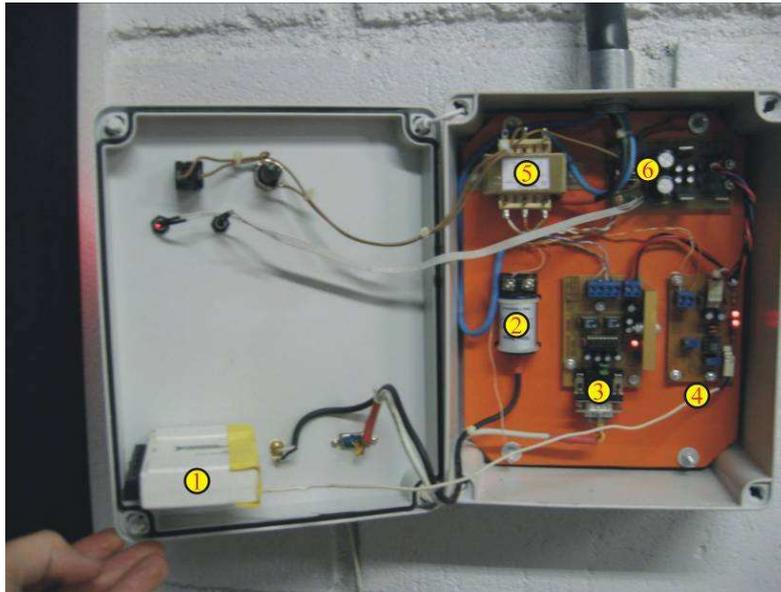


Figura 3.31. Interior da caixa de telemetria: 1 – Conversor A/D USB6009; 2 – Conversor de vídeo; 3 – Conversor TIA-EIA-485; 4 – Amplificador de diferenças; 5 – Transformador; 6 – Fonte de alimentação

Na Figura 3.31, o conversor de vídeo observado tem a função de fazer o casamento de impedância entre o cabo de par trançado utilizado para a transmissão do sinal de vídeo até a sala de telemetria com o cabo blindado, utilizado a partir deste ponto, para levar este sinal até o receptor de vídeo instalado no microcomputador.

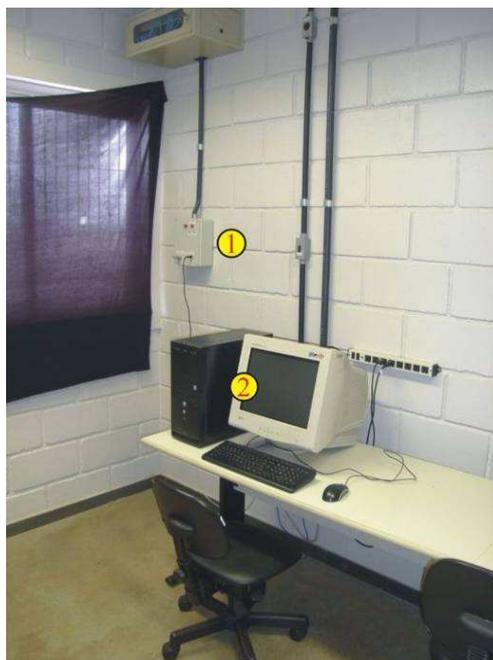


Figura 3.32. Visão geral da sala de telemetria: 1 – Caixa de telemetria; 2 - Microcomputador

3.1.3.1 O APONTADOR DE ANTENA

Com o objetivo de manter a antena direcional da estação de solo sempre apontada para a aeronave durante o voo, foi desenvolvido um sistema de apontamento automático que a partir dos dados de posição da aeronave, provenientes do GPS, calcula a direção desta em relação à posição geográfica do apontador e direciona a antena para a aeronave. Este direcionamento é realizado nos planos horizontal e vertical. Portanto, além dos dados de posição geográfica (latitude e longitude) da aeronave também se considera a altura desta em relação ao local de instalação do apontador.

O desenvolvimento deste apontador é justificado pela possibilidade de se utilizar a antena de maior ganho para a comunicação com a aeronave, o que permite um maior alcance do sistema e também uma maior qualidade na comunicação quando se considera as eventuais perdas de sinal. Em contrapartida, o uso de uma antena de elevado ganho implica no fato de que o lóbulo principal da mesma, onde se concentra a maior parte da energia transmitida e a maior sensibilidade à energia recebida, possui pequenas dimensões quando comparado a uma antena de ganho inferior. Sendo assim, para se obter o maior aproveitamento desta antena, esta deve estar direcionada, durante todo o tempo, para a aeronave.

O diagrama de radiação de uma antena fornece a resposta da antena em função da direção ao redor da mesma, sendo que este diagrama, de acordo com o teorema da reciprocidade (Kraus e Carver, 1978), é o mesmo, independentemente de a antena estar operando como transmissora ou receptora. Este diagrama é geralmente formado por lóbulos, sendo que o maior deles é denominado principal e os demais secundários, laterais ou traseiros. Na Figura 3.33 são apresentados estes conceitos (Kraus e Carver, 1978).

Ressalta-se que o diagrama de radiação é aplicado aos planos horizontal e vertical fornecendo a informação completa das características de radiação da antena. Para a antena

utilizada no apontador, a largura do lóbulo principal, também conhecido como largura de feixe, é de oito graus nos dois planos.

O conceito de largura de feixe, também conhecido como ângulo de meia potência, é definido como o ângulo em que a partir dele tem-se no máximo metade da potência transmitida ou recebida, portando considerando a antena em questão tem-se que um desvio de quatro graus em qualquer uma das direções faz com que se receba no máximo metade da potência transmitida pela aeronave, Figura 3.34 (Kraus e Carver, 1978).

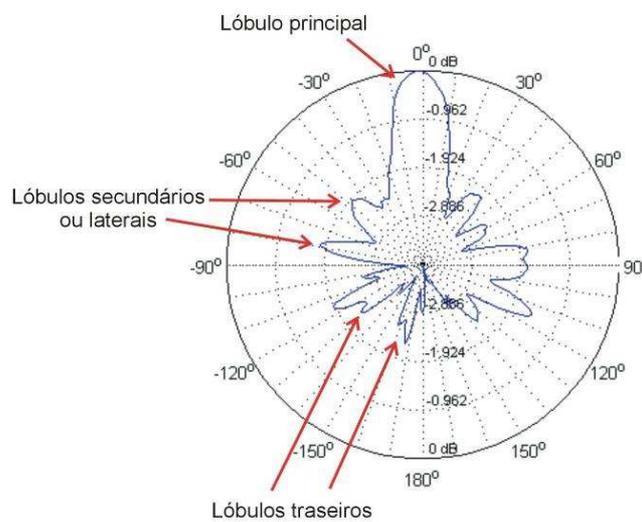


Figura 3.33. Exemplo de diagrama de radiação e o conceito de lóbulos

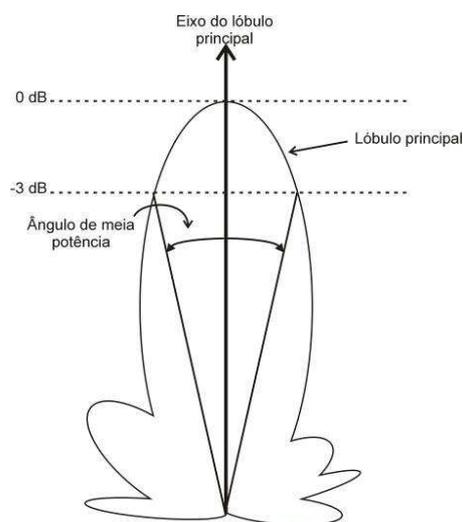


Figura 3.34. Conceito de ângulo de meia potência

Para a movimentação da antena nos dois planos, vertical (elevação) e horizontal (azimute), foram utilizados dois motores de limpador de pára-brisa automotivos, modelo CHP-24V produzidos pela Bosch, ver Tabela 3.6, modificados para trabalhar como servos. Ou seja, após a modificação, foi possível controlar a posição de cada motor de forma precisa. Para tanto, foram utilizados os circuitos de controle de polar-rotores, Figura 3.35, utilizados em antenas parabólicas domésticas, juntamente com os circuitos de acionamento desenvolvidos para os motores de pára-brisa.

Tabela 3.6. Características do motor de limpador de pára-brisa

Corrente nominal	4 A
Tensão de alimentação	24 V
Torque contínuo	0,80 Nm

A escolha pelo motor de limpador de pára-brisa se justifica pelo grande torque desenvolvido pelo mesmo, seu baixo custo e grande disponibilidade deste no mercado. Estas características acabam justificando todo o trabalho eletrônico e mecânico de adaptação. Vale ressaltar que inicialmente foram realizadas tentativas de utilização de motores de passo para a movimentação da antena, mas a baixa velocidade e torque dos motores disponíveis acabou por inviabilizar a sua utilização, aliado a isto o alto custo dos motores de passo que atenderiam a esta aplicação acabaram por tornar sua adoção desvantajosa em relação à solução adotada.

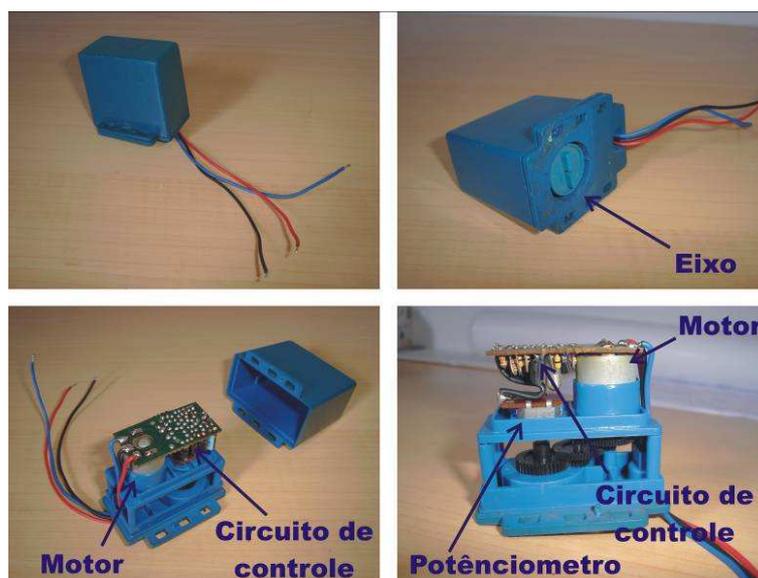


Figura 3.35. Aspectos externo e interno de um polar-rotor

Para a adaptação dos motores de limpador de pára-brisa, que são essencialmente motores DC dotados de uma de redução do tipo cremalheira, foi necessário acoplar um potenciômetro, cuja função é prover a realimentação para o circuito de controle, ao corpo do mesmo de forma a fazer com que este potenciômetro fosse solidário ao eixo do motor. Para tal foram adotadas duas soluções distintas, uma para o motor de elevação e outra para o motor de azimute, Figura 3.36.

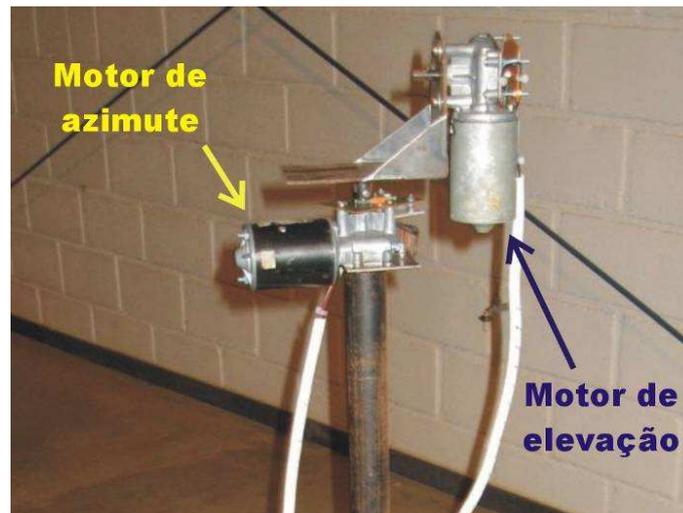


Figura 3.36. Motores de elevação e azimute

Ressalta-se que neste trabalho será considerado como eixo do motor o eixo de saída do sistema de redução e disponível para realização de trabalho, ou seja, considera-se como motor todo o sistema, motor DC mais a cremalheira de redução.

Para o motor de elevação, devido a características mecânicas do sistema, foi possível acoplar o potenciômetro diretamente ao eixo do motor. Para tanto, foi feito um furo na porção traseira de sua carcaça, concêntrico com o seu eixo, e então o eixo do potenciômetro foi fixado ao eixo do motor. O corpo do potenciômetro foi fixado ao corpo do motor por meio de um suporte confeccionado para esta finalidade, na Figura 3.37 são apresentados detalhes desta montagem.

Para o motor de azimute, a solução foi um pouco mais complexa devido ao fato de que não havia possibilidade de se acoplar o potenciômetro diretamente ao seu eixo. Desta forma, foi

necessário fazer uso de um conjunto de engrenagens para permitir a fixação do potenciômetro de forma que seu eixo fosse paralelo ao do motor. Para isto foram utilizadas três engrenagens que em conjunto possuem uma relação de redução de 1:1 e preservam o sentido de rotação original. Para fixação do potenciômetro e o conjunto de engrenagens foi confeccionado um suporte que é fixado ao corpo do motor, Figura 3.38.

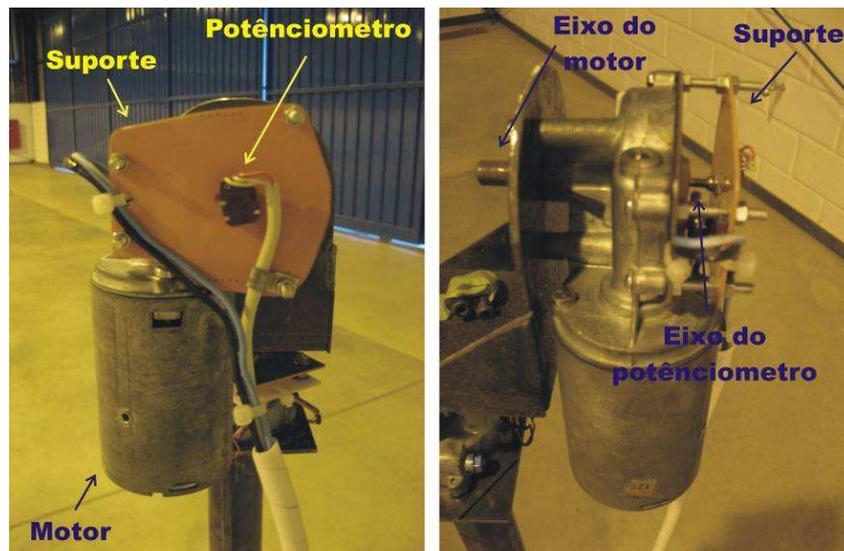


Figura 3.37. Detalhes do motor de elevação

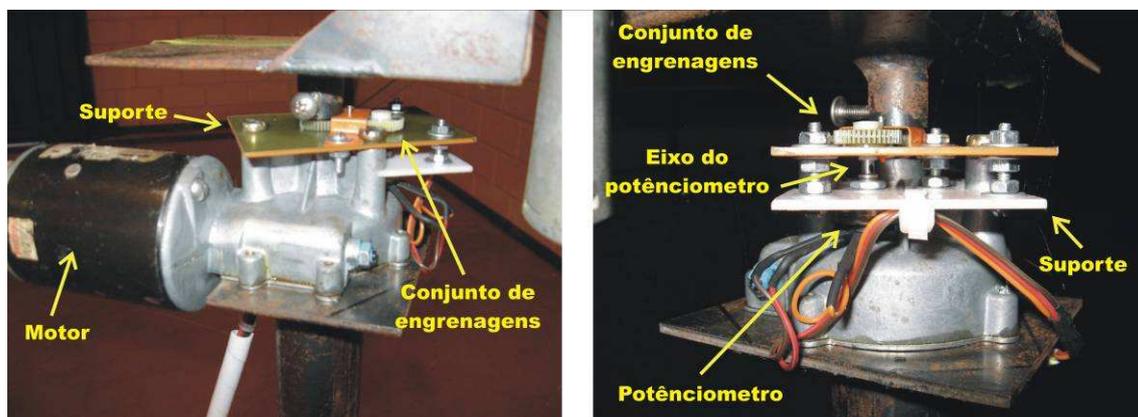


Figura 3.38. Detalhes do motor de azimute

O circuito de controle dos motores consiste da junção do circuito de controle original de um polar-rotor, Figura 3.35, com um circuito de acionamento desenvolvido para esta finalidade. A necessidade de se desenvolver um circuito de acionamento específico se justifica pela elevada corrente necessária para acionar os motores de limpador de pára-brisa quando comparados com

os pequenos motores DC originais do polar-rotor. Este circuito de acionamento consiste num circuito conhecido como Ponte H, largamente utilizado para acionamento de motores DC e também de passo. Os sinais que controlam a Ponte H são provenientes do circuito de controle originais do polar-rotor.

A Ponte H é composta por quatro transistores interligados de forma a permitir o controle da velocidade e do sentido de rotação do motor. O controle do sentido de rotação é obtido através de dois sinais que podem assumir os valores lógicos de zero ou um. E o controle de velocidade é obtido através da aplicação de uma modulação PWM sobre estes dois sinais. Na Figura 3.39 é apresentado o diagrama esquemático de uma Ponte H.

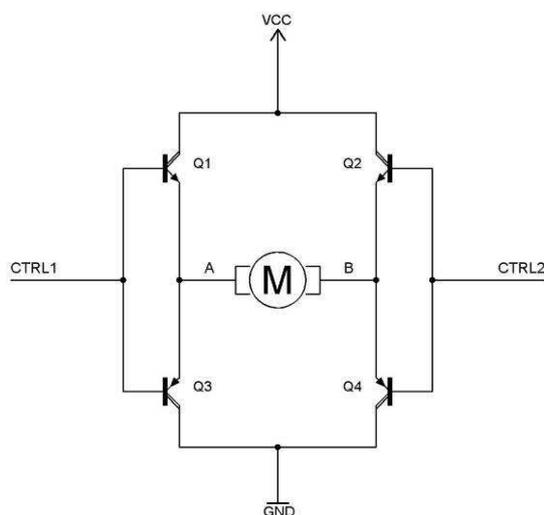


Figura 3.39. Diagrama esquemático de uma Ponte H

Os dois sinais de controle, CTRL1 e CTRL2, podem assumir os valores lógicos apresentados na Tabela 3.7.

Tabela 3.7. Comandos para controle da Ponte H

Sinal de controle		Função
CTRL1	CTRL2	
0	0	Desliga o motor
0	1	Gira o motor em um sentido
1	0	Gira o motor em sentido contrário ao caso anterior
1	1	Condição inválida

Conforme pode-se observar, um nível lógico igual à zero nas duas entradas de controle faz com que o motor permaneça desligado, pois os transistores Q1 e Q2 estão em corte, não havendo circulação de corrente entre os pontos A e B da Figura 3.39. Fazendo CTRL1 igual a zero e CTRL2 igual a um os transistores Q2 e Q3 ficam saturados, Q1 e Q4 permanecem em corte, desta forma existe circulação de corrente no sentido de B para A através do motor e este gira em um sentido. Quando CTRL1 é igual a um e CTRL2 é igual a zero os transistores Q1 e Q4 são saturados e os demais, Q2 e Q3, entram em corte, desta forma a corrente circula no sentido de A para B no motor e o mesmo gira em sentido contrário à condição anterior.

O nível lógico igual a um nas duas entradas é uma condição inválida e é evitada na prática, pois em alguns casos, pode levar a danos no circuito da ponte.

Polar-rotores são motores utilizados em antenas parabólicas domésticas para ajuste da posição do dipolo de acoplamento dentro do alimentador destas antenas, conhecido como ajuste de polarização, Figura 3.40. O controle desta posição é realizado por meio de um sinal PWM (“Pulse-Width Modulation”), ou seja, com modulação em largura de pulso. Originalmente o receptor de satélite envia, continuamente, um conjunto de pulsos de largura determinada para o polar-rotor e este gira até uma posição especificada pela duração, largura, destes pulsos. Um exemplo de sinal PWM é apresentado na Figura 3.41. A amplitude destes pulsos não é crítica e pode assumir valores entre 1,85 V e 5 V.



Figura 3.40. Alimentador utilizado em antenas parabólicas

Considerando que os sinais de controle do apontador são provenientes do microcomputador através de uma conexão serial é necessário a utilização de um circuito de conversão do sinal serial em PWM, o que é realizado por meio de um microcontrolador. Além disto, a distância entre o apontador e microcomputador força a utilização do padrão de comunicação EIA-TIA-485 para este fim.

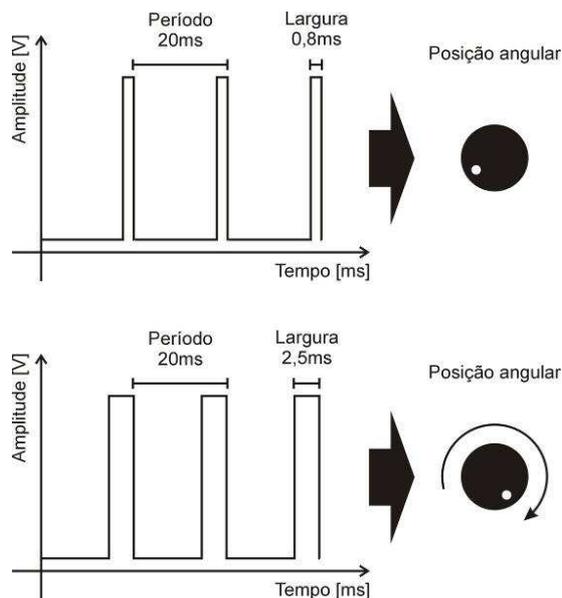


Figura 3.41. Sinal PWM para controle dos servos (polar rotor)

Um diagrama em blocos do sistema de controle e acionamento do apontador é apresentado a seguir:

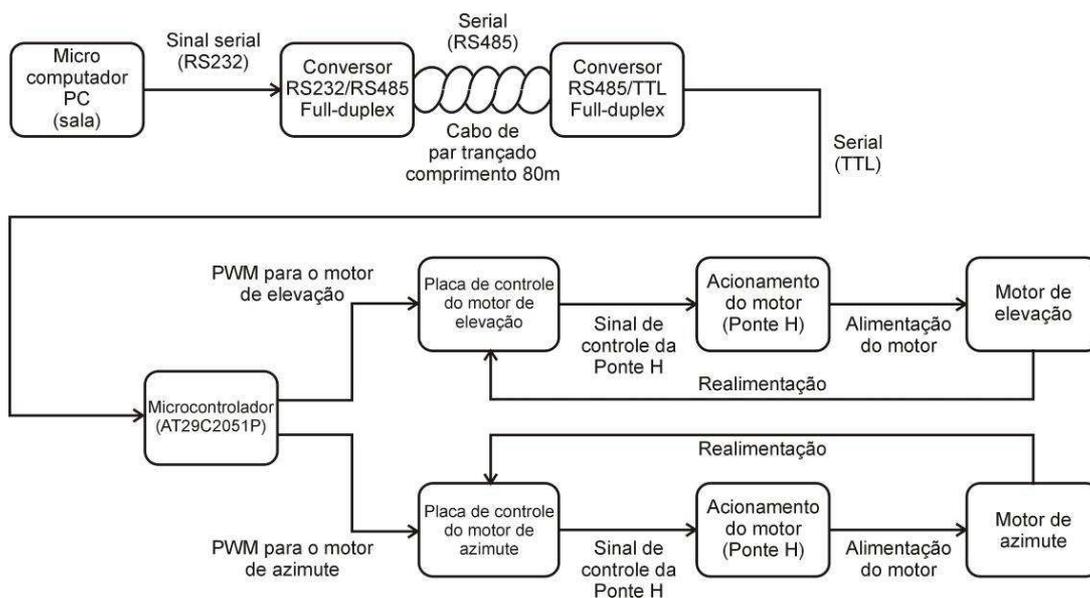


Figura 3.42. Diagrama em blocos do sistema de controle e acionamento do apontador

A seguir são apresentados maiores detalhes referentes aos blocos presentes na Figura 3.42.

O microcomputador instalado na sala de telemetria recebe a informação de posição da aeronave, realiza os cálculos necessários para direcionar o apontador e envia os dados através de uma de suas portas seriais, padrão TIA-EIA-232, para o apontador. Uma vez que a distancia entre este microcomputador e o apontador é elevada, este sinal serial é convertido para o padrão TIA-EIA-485, utilizando um conversor específico, assim como no caso da comunicação entre o transceptor MHX-2400 e este mesmo microcomputador, como apresentado anteriormente. Todos os cálculos para o apontamento são realizados pelo “software” desenvolvido da seguinte maneira:

Inicialmente é calculada a distância em que a aeronave se encontra do apontador de acordo com a Equação (3.9).

$$D = \sqrt{[(Latitude_{Base} - Latitude_{Aeronave}) \cdot K]^2 + [(Longitude_{Base} - Longitude_{Aeronave}) \cdot K]^2}, \quad (3.9)$$

onde K denota o valor, em quilômetros, correspondente a um grau sobre a superfície da terra; $Latitude_{Base}$ e $Longitude_{Base}$ representam os valores de latitude e longitude, em graus, do local onde se encontra o apontador; $Latitude_{Aeronave}$ e $Longitude_{Aeronave}$ são as coordenadas geográficas da posição atual da aeronave, em graus, e D representa a distância, em quilômetros. Ressalutando que a Equação (3.9) é válida apenas para latitudes próximas ao Equador, para outras latitudes deve-se realizar a compensação de K em função da mesma.

A seguir para o cálculo da elevação, utiliza-se a equação:

$$Elevação = \text{atan} \left(\frac{Altitude_{Aeronave} - Altitude_{Base}}{D} \right). \quad (3.10)$$

Nesta equação $Altitude_{Aeronave}$ é a altitude da aeronave em relação ao nível do mar, em metros; $Altitude_{Base}$ representa a altitude do local de instalação do apontador, em relação ao

nível do mar, em metros; D é a distância entre o apontador e a aeronave, Equação (3.9), convertida para metros e *Elevação* denota o valor obtido para o posicionamento no plano vertical para o apontador, em graus.

Na equação anterior, o valor de elevação obtido tem como referência para zero grau o apontamento da antena na direção paralela com a horizontal, Figura 3.43.

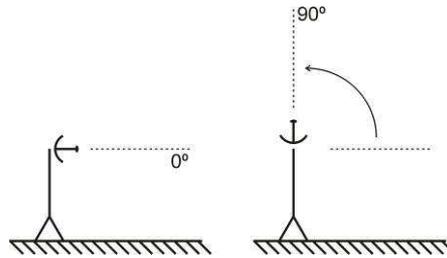


Figura 3.43. Referência para o movimento de elevação

Para obter o valor de azimute utiliza-se a seguinte equação:

$$Azimute = - \left[\text{atan} \left(\frac{Latitude_{Aeronave} - Latitude_{Base}}{Longitude_{Aeronave} - Longitude_{Base}} \right) \right] + 90, \quad (3.11)$$

na qual as variáveis no argumento da função arco-tangente possuem os mesmos significados que na Equação (3.9) e *Azimute* é o valor em graus obtido para o posicionamento horizontal do apontador. A constante de valor noventa somada ao conteúdo dos colchetes possui dimensão de graus e representa um ajuste de posição de forma a fazer com que o valor de zero grau para a direção de apontamento corresponda ao norte geográfico, Figura 3.44. Desta forma, são obtidos os valores de elevação e azimute, em graus.

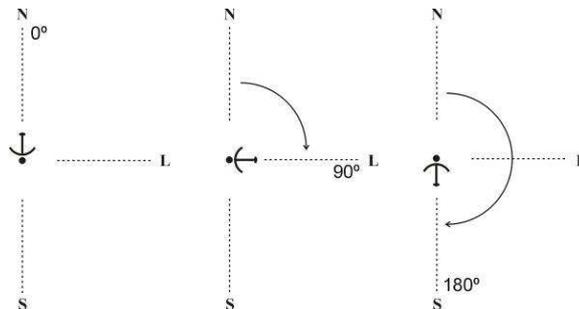


Figura 3.44. Referência para o movimento de azimute

No apontador, o sinal recebido via TIA-EIA-485 é convertido para padrão TTL (“Transistor Transistor Logic”). Neste padrão o bit um é representado por um valor de tensão de 5 V e o bit zero através de um valor de tensão 0 V, ambos em relação ao terra. O sinal TTL obtido é enviado ao microcontrolador programado para converter o valor de posição recebido num sinal PWM para controlar os motores. Neste ponto, é importante apresentar o protocolo de comunicação entre o microcontrolador e o microcomputador.

A posição desejada para o apontador é enviada por meio de uma “string” pela porta serial do microcomputador. Esta “string” contém um caractere identificador do motor (elevação ou azimute) seguida da posição desejada para um destes motores em dígitos e o caractere “carriage return”. Os valores para o posicionamento podem variar entre zero e mil quinhentos e sessenta e sete, que correspondem a largura mínima, 0,8 ms, e máxima, 2,5 ms, para o pulso do sinal PWM. Para o motor de elevação, o caractere de identificação é o ponto de exclamação e para o motor de azimute, o caractere arroba. Exemplos de “strings” de controle são apresentados na Tabela 3.8.

Tabela 3.8. Comandos para controle do apontador

“String”	Descrição
!90	Eleva a antena para a posição 90
!1450	Eleva a antena para a posição 1450
@125	Gira a antena para a posição 125
@340	Gira a antena para a posição 340

Portanto, é necessário realizar a conversão dos valores de elevação e azimute em graus para valores em dígitos compreendidos pelo microcontrolador antes de enviar as “strings” para o mesmo, esta conversão é realizada de acordo com as equações (3.12) e (3.13):

$$Azimute_{DIGITO} = 7 \cdot Azimute_{GRAU} + 50; \quad (3.12)$$

$$Elevação_{DIGITO} = 7 \cdot Elevação_{GRAUS} + 190. \quad (3.13)$$

Nas duas equações anteriores $Azimute_{DIGITO}$ significa o valor do azimute em dígitos a ser enviado ao apontador; $Azimute_{GRAU}$ denota o valor em graus obtido para a posição do apontador no plano horizontal, Equação (3.11); $Elevação_{DIGITO}$ é o valor da elevação em dígitos a ser enviado ao apontador e $Elevação_{GRAU}$ representa o valor, em graus, obtido para a posição do apontador no plano vertical, Equação (3.10).

Após todos os cálculos, o deslocamento nos dois planos é realizado em relação a um ponto de origem, ou seja, elevação e azimute de zero grau e são sempre contados a partir desta origem, Figura 3.43 e Figura 3.44. Os limites máximos de deslocamento nos dois eixos são de zero a setenta graus para a elevação e de zero a cento e oitenta graus para o azimute, estes limites foram estabelecidos por fatores mecânicos, ou seja, para evitar interferência mecânica entre as partes do sistema.

Uma vez recebida a “string” de posicionamento, o microcontrolador processa esta informação, identificando o motor de interesse e a posição desejada para o mesmo, convertendo esta posição em dígitos para um sinal PWM de largura específica. A seguir este sinal PWM é enviado para a placa de controle do motor de elevação ou azimute e esta gera os sinais necessários para o acionamento dos motores através da ponte H.

O microcontrolador utilizado pertence à família 8051, modelo AT89C2051P fabricado pela ATMEL, permite o controle de até 4 servos e sua programação é feita em linguagem C. Sendo que tal “software” é composto por duas rotinas:

- A rotina principal (“main”) que opera num “loop” infinito e gera seqüencialmente os pulsos relativos a cada um dos canais.
- Uma rotina de interrupção para tratamento dos caracteres recebidos pela porta serial.

A rotina principal inicializa as variáveis e configura os periféricos do microcontrolador (porta serial, temporizador e pinos de saída). Em seguida o programa entra no “loop” infinito de geração de pulsos.

Este “loop” inicia atribuindo a uma variável o valor de temporização correspondente ao período de 20 ms, ou seja, o período do sinal de acionamento do servomotor.

Para cada canal, o microcontrolador ativa o pino de saída correspondente e aguarda por um tempo equivalente à largura de pulso para este canal. Esta temporização é feita utilizando um temporizador (Timer) do microcontrolador. Ao término do tempo do pulso, o microcontrolador desativa a saída do canal atual e subtrai o tempo do canal atual da variável que armazena o tempo total do ciclo a seguir faz o mesmo para o canal seguinte. Após temporizar todos os canais, o microcontrolador aguarda até que se completem 20 ms e então repete o ciclo, de acordo com o exemplo a seguir.

```
T = Período

loop
  ativa saída 1
  aguarda X contagens
  desativa saída 1
  ativa saída 2
  aguarda Y contagens
  desativa saída 2
  ativa saída 3
  aguarda Z contagens
  desativa saída 3
  ativa saída 4
  aguarda M contagens
  desativa saída 4

  aguarda (T - X - Y - Z - M) contagens.
goto loop
```

A rotina de interrupção processa o caractere recebido pela porta serial. Se for recebido um código de controle, algarismo identificador do motor, ela atualiza a variável que armazena o número do canal desejado e então retorna. Se for recebido um caractere entre [0..9], a rotina desloca para a esquerda os caracteres de um “buffer” de 4 posições e coloca o caractere na posição mais à direita deste “buffer”, e em seguida retorna. Se for recebido um caractere

“carriage return” a rotina converte o “buffer” para um valor inteiro e coloca este valor na posição correspondente ao canal desejado. Em seguida o “buffer” é reinicializado e a rotina termina.

Ainda em relação ao diagrama de controle e acionamento do apontador, Figura 3.42, ressalta-se o caminho de realimentação entre cada motor e a placa de controle do mesmo. Esta realimentação, conforme apresentado anteriormente, é realizada através dos potenciômetros acoplados ao eixo de cada um dos motores. Observa-se que esta realimentação é levada à placa de controle dos motores e a informação contida nesta realimentação tratada por esta placa, não sendo em momento algum disponibilizada ao microcontrolador ou microcomputador. Portanto, estes, após enviarem a posição desejada para a placa de controle não têm nenhuma informação sobre o posicionamento real do motor.

Na Figura 3.45 são apresentados os circuitos eletrônicos do apontador, nos retângulos marcados tem-se os circuitos de controles originais dos polar-rotores. As duas Pontes H podem ser visualizadas através dos quatro transistores na parte superior das placas 2 e 3. Na placa 1 se encontram a fonte de alimentação, regulador de tensão, conversor serial e o microcontrolador.

Nas Figura 3.46 tem-se o apontador durante os ensaios ao lado do CB-9 “Curumim” e na Figura 3.47 pode ser observado a antena direcional utilizada com o apontador.

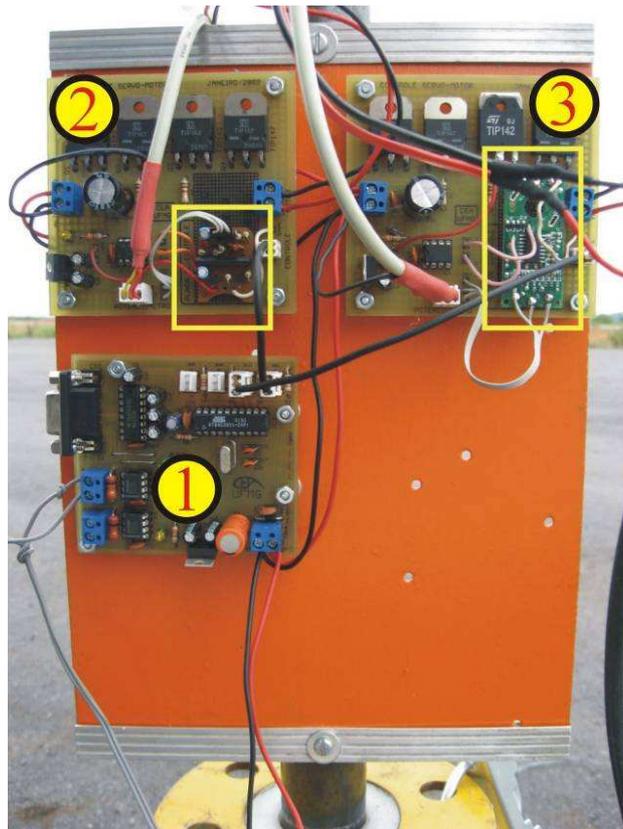


Figura 3.45. Circuitos eletrônicos do apontador: 1 – Circuito de geração do PWM; 2 – Controle de elevação; 3 – Controle de azimute



Figura 3.46. Apontador durante o ensaio



Figura 3.47. Detalhe da antena direcional fixada ao apontador

3.2 O “SOFTWARE” DA ESTAÇÃO DE SOLO

Para apresentação dos dados de telemetria provenientes da aeronave foi desenvolvida uma interface, em ambiente Matlab®/Simulink® juntamente com o pacote AeroSim, sendo este último um conjunto de ferramentas para simulação de uso aeronáutico. Este “toolbox” disponibiliza, por exemplo, os modelos responsáveis pela apresentação dos instrumentos virtuais da aeronave.

Na Figura 3.48 é apresentado o diagrama em blocos do “software Ground Station”.

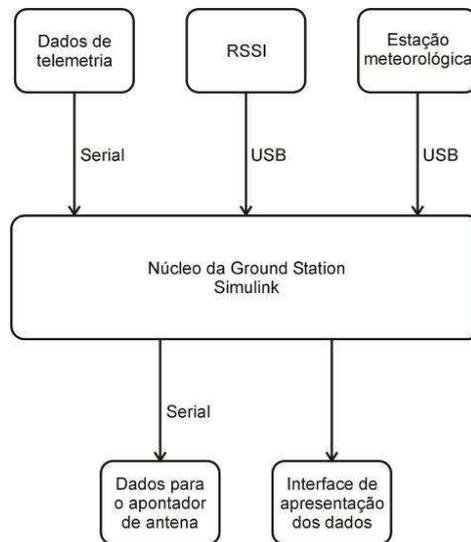


Figura 3.48. Diagrama em blocos da “Ground Station”

Pelo apresentado na figura acima, observa-se que a “Ground Station” tem como entrada os dados de telemetria, de RSSI e da estação meteorológica, processa estas informações e tem como saída a posição do apontador e os dados apresentados pela interface de instrumentos virtuais. Ressalta-se que o usuário, durante a operação do sistema, não realiza qualquer tipo intervenção no “software”.

Os dados de telemetria, recebidos via porta serial, são processados e as informações referentes a cada instrumento são então apresentadas. Este processamento consiste na leitura dos pacotes de dados, “strings”, montados pelo CEA-FDAS e transmitidos até a estação de solo, separação das informações referentes a cada instrumento, realização de algum tipo conversão,

quando necessário, e finalmente apresentação dos dados através dos instrumentos virtuais. Além disto, através do “software” FlightGear, um simulador de voo de código aberto, tem-se um modelo tridimensional da aeronave que apresenta em tempo real a atitude da mesma e seu deslocamento sobre a superfície.

O sinal de RSSI, após ser amostrado, é enviado ao micro através de uma conexão USB sendo então processado e o valor da RSSI, em volts, apresentado.

Também utilizando uma comunicação USB, são obtidos os dados de meteorologia, como temperatura, pressão e umidade, na estação de solo. Assim, como nos outros casos, estes dados são separados e processados para que possam ser apresentados.

O diagrama em blocos usado em ambiente Simulink[®] é apresentado na Figura 3.49, onde são observados os blocos responsáveis pelo processamento dos dados de entrada.

Em relação ao cálculo da distância entre a aeronave e a estação de solo, o mesmo é realizado de acordo com a Equação (3.9) com base nos dados de posição geográfica da aeronave e da torre de telemetria. Ressaltando que devido à proximidade da torre e do local de instalação do apontador de antena, a posição geográfica destes dois elementos é considerada a mesma devida à limitação de resolução do GPS utilizado. Desta forma é obtida a distância sobre a superfície em que se encontra a aeronave.

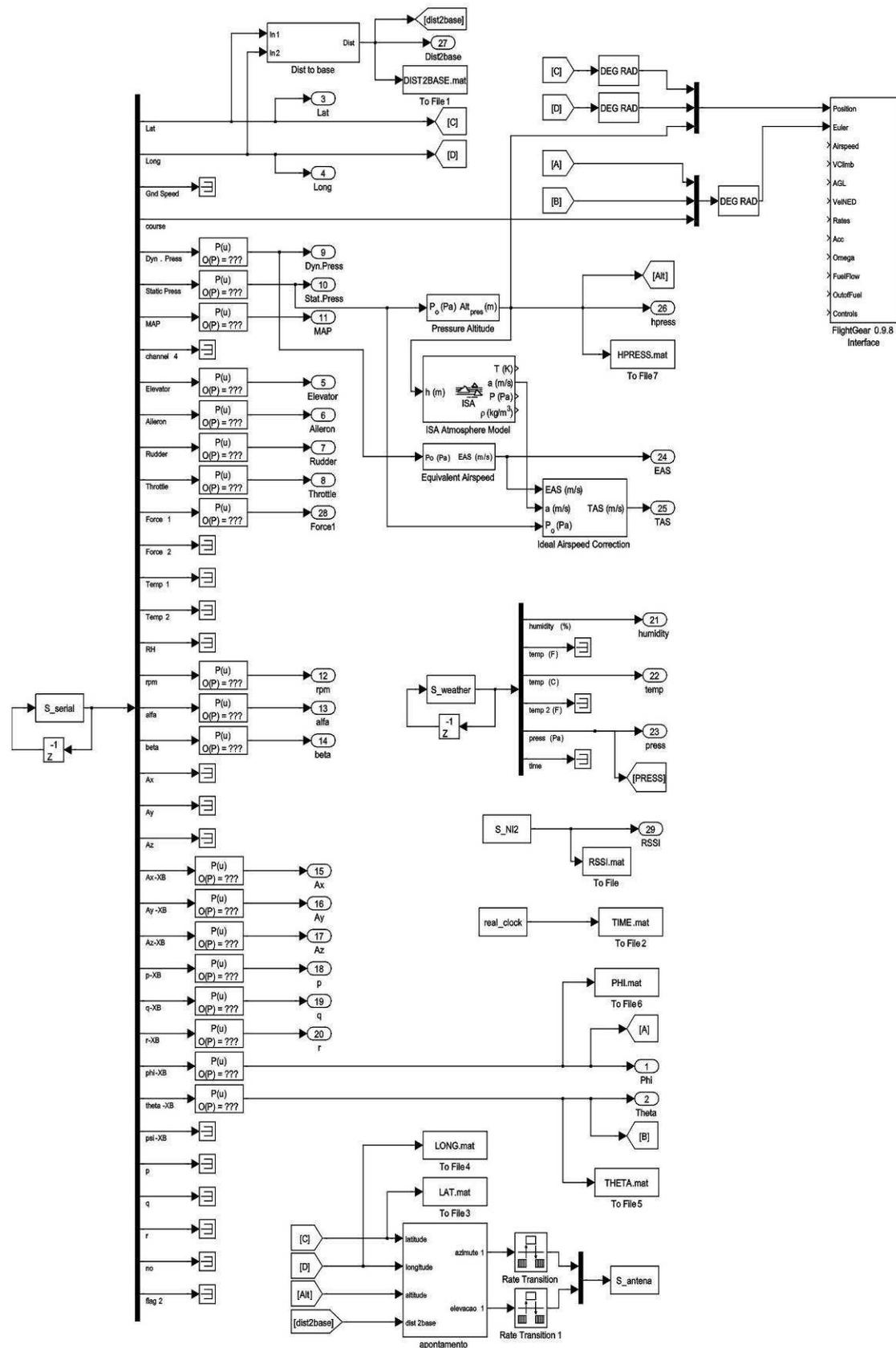


Figura 3.49. Diagrama em Simulink® da “Ground Station”

Os cálculos referentes ao posicionamento do apontador foram apresentados na seção anterior, equações (3.9) a (3.13). Apenas será acrescentado que a atualização da posição é realizada a uma taxa de 0,5 Hz, ou seja, a cada 2 segundos tem-se uma nova posição. Esta taxa foi estabelecida com base na frequência do envio de dados pelo GPS que é de 0,5 Hz. Portanto, não existe a necessidade de enviar continuamente a posição requerida para o apontador, pois durante os próximos dois segundos a partir do envio, esta posição será a mesma, desta forma é reduzida a taxa de processamento requerida do microcomputador.

Os dados meteorológicos disponibilizados pela estação USB Weather Board, Figura 3.16, são obtidos através uma comunicação serial, emulada via conexão USB, e são tratados pela função *S_weather* que separa os dados de temperatura, pressão e umidade que compõem a “string” enviada por este equipamento. Esta separação é realizada através do conhecimento prévio da quantidade de caracteres que compõem a informação referente a cada grandeza dentro desta “string”.

Da mesma forma, a função *S_serial* separa os dados provenientes da aeronave, através das “strings” montadas pelo CEA-FDAS e enviadas pelo enlace de telemetria, ou seja, através do conhecimento prévio da quantidade de caracteres referentes a cada grandeza e também pelo reconhecimento dos caracteres de início da “string”. Estes caracteres de marcação de início, no caso dois asteriscos, são importantes, pois permitem a sincronização dos dados para correta separação das grandezas.

Em relação à comunicação com o FlightGear, os dados de longitude, latitude e atitude, ângulos de rolamento e arfagem, passam por uma conversão de valores de graus para radianos e são a seguir disponibilizados via protocolo UDP, através de uma conexão de rede, para outro micro que executa o FlightGear.

A obtenção dos dados do nível do sinal, RSSI, é realizada pela função *S_NI2* que é responsável pela inicialização/configuração do conversor A/D USB6009, Figura 3.10. Nesta

função, a taxa de amostragem do sinal é estabelecida juntamente com a quantidade de amostras, sendo que são realizadas seiscentas amostras numa frequência de 3333 Hz, o que corresponde a um período de 180 ms, permitindo obter seis pulsos do sinal de RSSI, uma vez que o período deste sinal é de 30 ms, como os apresentados na Figura 3.9. Ressalta-se que este conjunto de amostras é obtido a cada cinco segundos. A adoção por esta discretização da amostragem do sinal de RSSI vem do fato de se considerar uma relação de compromisso entre a frequência de obtenção deste conjunto de amostras e a capacidade de processamento disponível. Durante os testes foi observado que, à medida que a complexidade do “software” foi aumentando, o tempo de processamento dos dados também aumentou a ponto de inviabilizar o uso do mesmo. Este problema era agravado principalmente nas operações de escrita e leitura nas portas de comunicação, portas seriais e USB.

Os demais elementos do diagrama realizam as funções de envio das informações para os instrumentos virtuais da interface de apresentação dos dados. Além da gravação dos dados de posição geográfica (latitude e longitude), distância da base, ângulos de arfagem e rolamento, valores de azimute e elevação enviados para o apontador, altitude da aeronave, valor da RSSI e o tempo real.

A interface de apresentação dos dados disponibiliza para o usuário a informação de vários parâmetros da aeronave na forma de instrumentos comuns ao meio aeronáutico. Conforme pode ser observado na Figura 3.50, estes instrumentos são semelhantes aos encontrados em aeronaves reais o que proporciona a maior familiaridade com os mesmos. Isto é de grande importância quando se considera a aplicação deste sistema nas aulas de ensaios em voo, permitindo um primeiro contato de alguns alunos com estes instrumentos e com a interpretação dos mesmos.

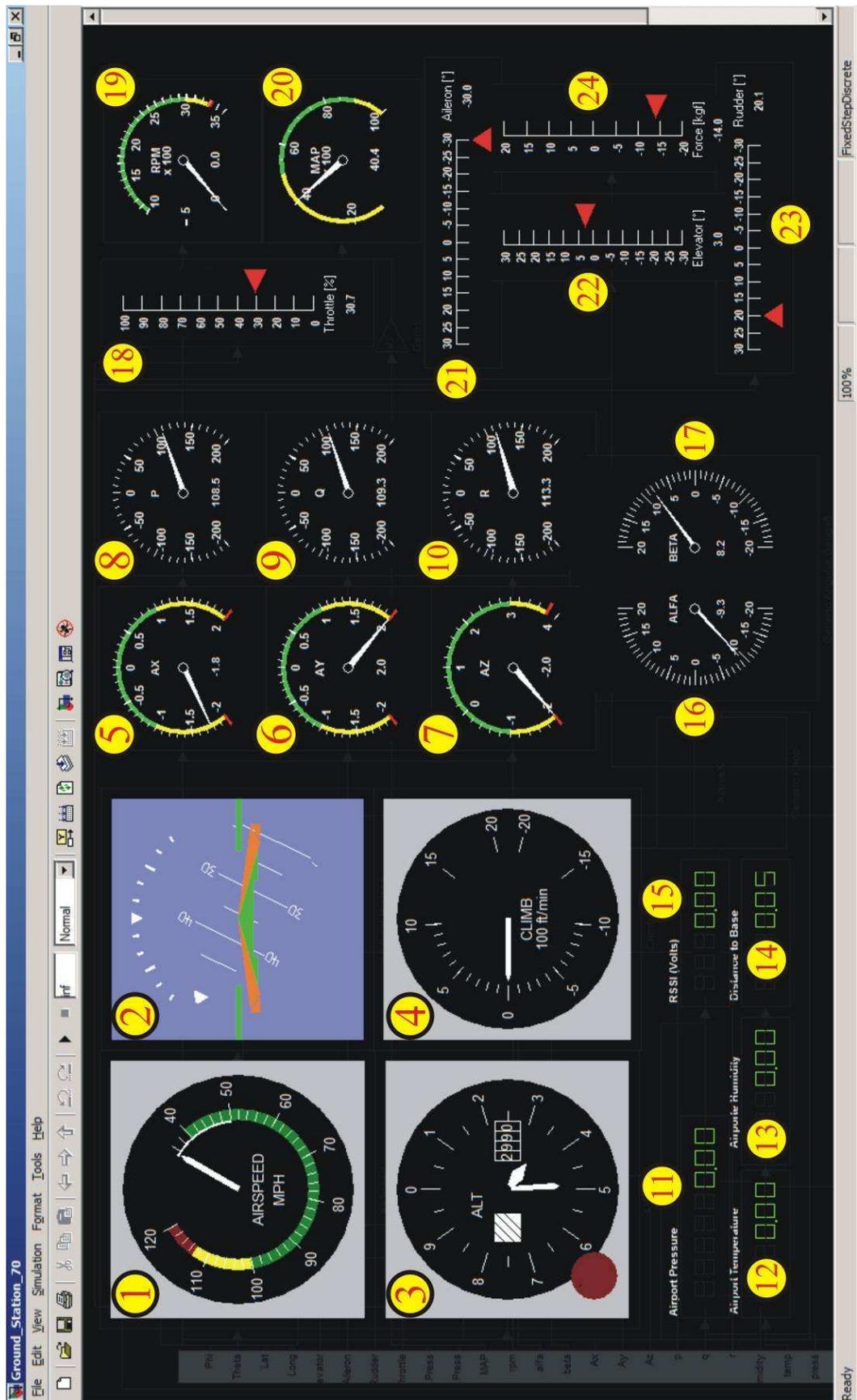


Figura 3.50. Interface de apresentação dos dados

Na tabela a seguir é apresentada a descrição dos instrumentos da Figura 3.50:

Tabela 3.9. Descrição dos instrumentos

Instrumento	Descrição	Unidade
1	Velocímetro	mph
2	Horizonte artificial	
3	Altímetro	ft
4	Indicador de velocidade vertical	ft/min
5	Aceleração no eixo X	g
6	Aceleração no eixo Y	g
7	Aceleração no eixo Z	g
8	Inclinação no eixo X	Graus
9	Inclinação no eixo Y	Graus
10	Inclinação no eixo Z	Graus
11	Pressão atmosférica na estação de solo	Pa
12	Temperatura na estação de solo	°C
13	Humidade relativa na estação de solo	%
14	Distância da aeronave até a estação de solo	km
15	Sinal de RSSI	V
16	Ângulo de ataque (α)	Graus
17	Ângulo de glissada (β)	Graus
18	Posição do manete de potência	%
19	Tacômetro	RPM
20	Pressão do ar de admissão	kPa
21	Posição do aileron	Graus
22	Posição do profundor	Graus
23	Posição do leme	Graus
24	Força exercida no manche	kgf

4 METODOLOGIA DE CARACTERIZAÇÃO DO SISTEMA PROPOSTO

4.1 INTRODUÇÃO

Para caracterizar o sistema proposto foram elaborados e realizados vários tipos de ensaios em bancada, nas instalações do CEA no campus da UFMG, e em vôo, no hangar em Conselheiro Lafaiete. Os ensaios realizados em bancada foram importantes para mostrar e, conseqüentemente, encontrar soluções para problemas que poderiam vir a ser detectados apenas nos ensaios realizados em vôo. Desta forma os circuitos desenvolvidos, conversores de comunicação serial, amplificador defasador e de diferenças, além do controle do apontador, foram testados antes de serem instalados de forma definitiva no hangar.

Neste capítulo são apresentadas as metodologias de ensaio desenvolvidas e aplicadas para caracterização do sistema de telemetria proposto. Para tanto são apresentados os ensaios realizados nos circuitos projetados e os resultados obtidos com os mesmos. A seguir, são apresentados os ensaios para caracterização do sistema propriamente dito, ensaios em vôo, como o objetivo de avaliar o comportamento da aeronave em relação às características de radiação da antena instalada na mesma, as características de radiação das antenas na estação de solo, os ensaios de alcance do sistema e, finalmente, o ensaio de desempenho do apontador de antena. Ressalta-se que os ensaios em vôo permitem validar o sistema de medição de RSSI, através da comparação com resultados esperados, portanto também são utilizados com tal finalidade. Os resultados obtidos com os ensaios em vôo são apresentados no capítulo seguinte.

4.2 ENSAIOS EM BANCADA

Conforme apresentado no capítulo anterior, o primeiro desafio encontrado durante a realização deste trabalho foi o de contornar o problema da baixa resolução na apresentação da informação de intensidade do sinal recebido (RSSI), originalmente feita por 3 LEDs no transceptor utilizado. Para tal, o sinal de RSSI foi obtido antes do circuito de controle dos LEDs, como apresentado no capítulo anterior. Desta forma, visando avaliar o comportamento do sinal de RSSI obtido, foram realizadas medições no mesmo, enquanto se promovia a variação do sinal recebido, variação obtida através da remoção e reinstalação das antenas dos transceptores. Na Figura 4.1 são apresentados dois valores de amplitude para o sinal de RSSI medido, em vermelho temos o sinal com a antena instalada e em azul a amplitude do mesmo com a antena removida.

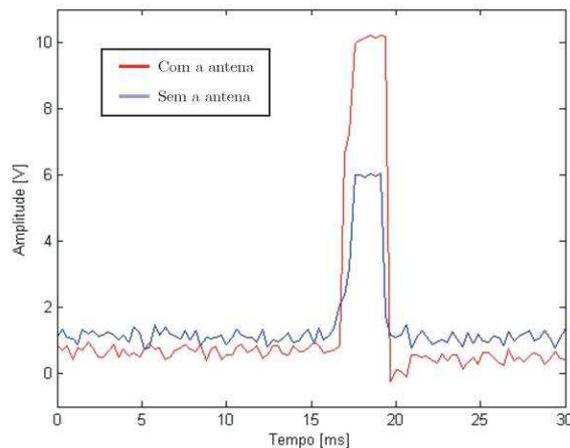


Figura 4.1. Variação do sinal de RSSI

Portando, observa-se que existe uma queda de aproximadamente 4 V quando a antena do receptor é removida, permanecendo a do transmissor. O que também é confirmado pela variação nos LEDs de indicação de RSSI. Este teste foi realizado várias vezes, inclusive com a remoção da antena do transmissor, permanecendo a do receptor, e também com a remoção das duas antenas. Durante todos os testes os resultados foram condizentes com o esperado e apresentaram repetitividade. Ressalta-se que para os resultados obtidos na Figura 4.1 o circuito

de transmissão diferencial do sinal de RSSI estava em uso, o que justifica o ganho observado em relação à Figura 3.9.

Ainda em relação à medição do sinal de RSSI, foi necessária a realização de testes onde a distância entre o transmissor e o receptor fosse aumentada de forma constante para que se pudesse avaliar a variação deste sinal em função da distância. Conforme será apresentado no próximo capítulo os ensaios em voo realizados permitiram tais análises, confirmando o comportamento esperado do sinal de RSSI. Sendo assim, o sinal de RSSI obtido foi considerado apto a fornecer a informação de interesse sendo, desta forma, utilizado para tal em todos os ensaios.

Outro sistema no qual foram realizados ensaios em bancada foi o de transmissão diferencial do sinal de RSSI, ou seja, o amplificador defasador e o amplificador de diferenças. Para este ensaio, o sinal de RSSI foi aplicado ao amplificador defasador através da entrada V_{in} e as saídas do mesmo V_{o1} e V_{o2} (Figura 3.11 no capítulo anterior) foram medidas, em relação ao terra com o uso de um osciloscópio, o que permitiu verificar que as mesmas eram defasadas entre si. Além disto, foi realizado um ajuste de ganho preliminar (ajustes em R4 e R5, ver diagrama nos anexos) de forma a ter-se amplitudes, em módulo, iguais para este dois sinais de saída.

A seguir, o amplificador de diferenças foi instalado e o sinal de saída do mesmo, que consiste no sinal de RSSI, foi observado. A partir daí, foi realizada uma medição comparativa entre o sinal de RSSI original, aplicado ao amplificador defasador, e o sinal de saída do amplificador de diferenças. Foi então feito um ajuste de ganho e polarização de forma a obter-se um valor máximo na saída do sistema de 10 V e mínimo de 0 V. Para isso, foi realizado o ajuste de ganho atuando sobre o trimpot R4 e para ajuste de polarização sobre R3 do amplificador de diferenças (ver diagrama nos anexos).

Portanto, o sinal de RSSI obtido na saída do sistema representava exatamente o sinal disponibilizado pelo transceptor, exceto pelos limites intencionalmente modificados. Sendo assim, o sistema de transmissão foi instalado de forma definitiva no hangar. Após a instalação foram realizadas medições para verificar o efeito do ruído induzido nos cabos de transmissão que interligam os amplificadores defasador e de diferenças e foi verificado que a presença do mesmo era imperceptível. Este sistema foi, então, considerado adequado para a finalidade a que se propõe.

Outro sistema que também foi testado em bancada foi o conversor serial para transmissão dos dados de telemetria, conversor TIA-EIA-232 para TIA-EIA-485 e vice-versa. Para este ensaio dois microcomputadores foram interligados por meio de suas portas seriais e utilizando um programa de emulação de terminal, Hyper Terminal[®], foram trocadas informações entre estes micros. Num primeiro momento, foram trocadas as informações de texto digitadas pelo usuário num terminal e observado se as mesmas apareciam de forma correta no outro. A seguir, foram realizadas transferências de arquivos de texto e também binários entre terminais. Após estas transferências, os arquivos foram abertos sendo verificado que não haviam erros nos mesmos. Ressalta-se que estes testes foram realizados em ambos os sentidos de comunicação e em várias velocidades, sendo que o limite máximo alcançado de 115.200 bps foi limitado pelos microcomputadores envolvidos na comunicação. Uma vez confirmado o funcionamento destes conversores em bancada, os mesmos foram instalados no hangar e interligados por meio de dois pares disponíveis em um cabo do tipo UTP, Figura 4.2, de aproximadamente 80 m de comprimento, quando foram repetidos todos os testes e obtidos os mesmos resultados e, portanto, confirmando o funcionamento do mesmo em condições reais de uso. Ainda considerando o cabo UTP utilizado nesta interligação, os dois pares restantes foram utilizados para transmissão do sinal de RSSI e o sinal de vídeo.

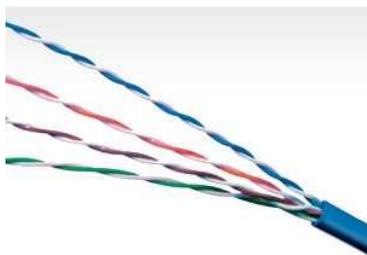


Figura 4.2. Exemplo de cabo UTP

Para o apontador de antena, foram realizados os testes de comunicação com o sistema de controle do mesmo. Nestes testes eram enviados através do micro, utilizando o Hyper Terminal®, as “strings” de controle para posicionamento da antena e medido, através de um osciloscópio, o sinal PWM obtido e a variação do mesmo de acordo com a posição desejada. Este teste foi realizado para as duas saídas PWM utilizadas, uma para o posicionamento do motor de azimute e a outra para o motor de elevação, confirmando o funcionamento dos circuitos de conversão TIA-EIA-232 para nível TTL e também do “software” presente no microcontrolador.

Uma vez realizado o teste anterior, as placas de controle dos servos, juntamente com os mesmos, foram instaladas, sendo então enviadas novas “strings” de posicionamento o que permitiu verificar o posicionamento dos servos. A seguir, todo o sistema foi montado, considerando a mecânica do mesmo e a antena direcional, sendo então repetidos os testes, o que permitiu concluir que o sistema apresentava funcionamento adequado.

O próximo passo consistiu na instalação do apontador no hangar para a integração do mesmo com a “Ground Station” e também verificar seu funcionamento quando ligado ao micro através de um cabo de elevado comprimento. Para esta interligação, foi utilizado um cabo telefônico, tipo FI, Figura 4.3, de comprimento igual a 100 m. O uso deste cabo, diferentemente do utilizado para interligação do sinal de telemetria, se deve à necessidade de apenas um par de fios para esta comunicação o que torna o uso de mais um cabo UTP, uma vez que o instalado está com todos os pares ocupados, uma alternativa não muito atraente, pois o mesmo possui quatro pares de fios, o que acarretaria em um desperdício de três pares. Além disto, o uso de um

cabo diferente confirma a robustez do sistema, uma vez que permite o uso de mais de um tipo de cabo.



Figura 4.3. Exemplo de cabo FI

Os testes iniciais de direcionamento do apontador foram realizados através da remoção do sistema de telemetria da aeronave e instalação dos mesmos em um automóvel. Isto se justifica pela necessidade de repetição deste teste para ajuste do “software” de controle, módulo de interligação com a “Ground Station”, o que torna o uso da aeronave dispendioso e também, principalmente, por questões de segurança. Em contrapartida, a realização deste teste no solo limita o apontamento apenas em relação ao plano horizontal, azimute, sendo que esta desvantagem é superada pelos motivos apresentados anteriormente.

Na Figura 4.4 é apresentada a trajetória realizada com o automóvel para este teste.



Figura 4.4. Trajetória para ensaio do apontador

Partindo do ponto marcado pelo triângulo, local onde foi instalado o apontador, seguia-se sobre a trajetória em amarelo no sentido horário e um observador localizado ao lado do apontador verificava se o apontamento do mesmo era condizente com a posição do veículo. Vale ressaltar, que para este ensaio, a antena instalada no apontador não recebia os dados de telemetria, estes dados eram recebidos através de outra antena fixa instalada na torre de telemetria que os enviava ao microcomputador e este retornava a posição para o apontador. A adoção, inicial, por este tipo de comunicação se deve as incertezas envolvidas neste estágio em

relação ao funcionamento do sistema de apontamento, sendo possível a perda de comunicação caso o apontamento não fosse realizado, garantindo desta forma que o enlace de telemetria permaneceria ativo durante a movimentação do veículo.

Durantes os primeiros testes, foram observados dois problemas, o primeiro deles era a ocorrência de um erro de apontamento sistematizado, ou seja, a antena sempre apontava para uma direção um pouco atrás do veículo quando este se movimentava em direção ao ponto B na Figura 4.4 e um pouco a frente do mesmo quando este se movimentava em direção ao ponto A. Este problema foi resolvido através de um pequeno ajuste na base da antena, que consistiu uma vez com o veículo parado girar a base da antena até que a mesma apontasse corretamente para o mesmo.

O segundo problema foi a verificação da ocorrência de um atraso elevado no posicionamento da antena, atraso que fazia com que a mesma nunca conseguisse apontar para o veículo em movimento. Como este problema já era conhecido, pois, havia ocorrido em outras ocasiões, através do atraso na apresentação dos dados nos instrumentos virtuais da “Ground Station”, foi relativamente fácil contornar o mesmo. Para isto foi implementada uma discretização temporal no envio da informação de posição da antena, ou seja, este envio que antes era realizado de forma contínua, mesmo que não houvesse atualização na posição, passou a ser realizado a uma taxa de 0,5 Hz, ou seja, a cada 2 segundos, mesma frequência de recebimento dos dados de posição pelo GPS. Este problema de lentidão, que foi observado durante alguns momentos do desenvolvimento deste trabalho, se deve ao limite alcançado na capacidade de processamento das informações da “Ground Station”. Sendo sua ocorrência, sempre confirmada através do aumento do buffer que recebe os dados presente neste “software”. Este problema é acentuado todas as vezes que são realizadas operações de entrada e saída de dados, como amostragem do sinal de RSSI e envio da posição para o apontador.

Uma vez identificados e resolvidos os problemas apresentados, e confirmada a ausência de problemas de comunicação, considerando o tipo e o comprimento do cabo utilizado, foram

realizados os testes com a aeronave o que comprovou o funcionamento do mesmo nos dois planos de apontamento, elevação e azimute, conforme será apresentado posteriormente.

4.3 ENSAIOS EM VÔO

Visando caracterizar o sistema completo, foram realizados três tipos de ensaios em vôo que permitem avaliar o desempenho da antena instalada na aeronave, das antenas instaladas na estação de solo e o alcance obtido através de cada uma destas. Além disto, foi realizado o ensaio específico para avaliação do desempenho do apontador.

4.3.1 ENSAIO DE DESEMPENHO DA ANTENA INSTALADA NA AERONAVE (ENSAIO TIPO BORBOLETA)

Este ensaio tem por objetivo avaliar a isotropia da aeronave, ou seja, verificar se a transmissão ocorre igualmente em todas as direções. Este ensaio é o primeiro a ser realizado, pois o conhecimento da característica de radiação da aeronave é importante para permitir a correta análise dos resultados obtidos com os demais.

Embora a antena instalada seja do tipo omnidirecional, a presença da estrutura e demais componentes da aeronave, faz com que ocorra o acoplamento das ondas eletromagnéticas com estes fazendo com que o diagrama de radiação seja alterado, levando ao surgimento de regiões com maior nível de radiação em detrimento de outras. Por este motivo, o termo radiação pode ser aplicado à aeronave e não apenas a antena instalada na mesma.

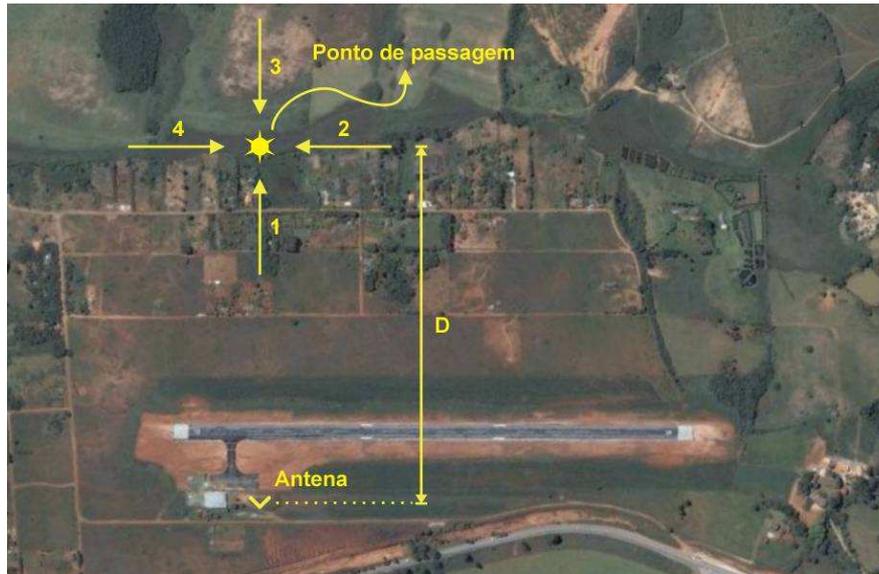


Figura 4.5. Procedimento para o ensaio de isotropia da aeronave

Como pode ser observado na Figura 4.5, o procedimento aplicado a este ensaio consiste em realizar quatro passagens sobre um ponto situado em frente à antena instalada na torre de telemetria a uma altura e distância que permitam manter a aeronave dentro do lóbulo principal desta antena. Estas passagens devem ser realizadas em duas direções perpendiculares e em cada uma destas nos dois sentidos.

A distância D é definida com base em critérios de segurança em voo para permitir manter a aeronave em uma altura mínima e segura, ou seja, acima do cone de segurança, mas também dentro do lóbulo principal da antena na torre de telemetria. Sendo D uma função da largura de feixe, ou ângulo de meia potência, no plano vertical desta antena e da altura mínima permitida para a aeronave que por sua vez depende da razão de planeio desta, Figura 4.6.

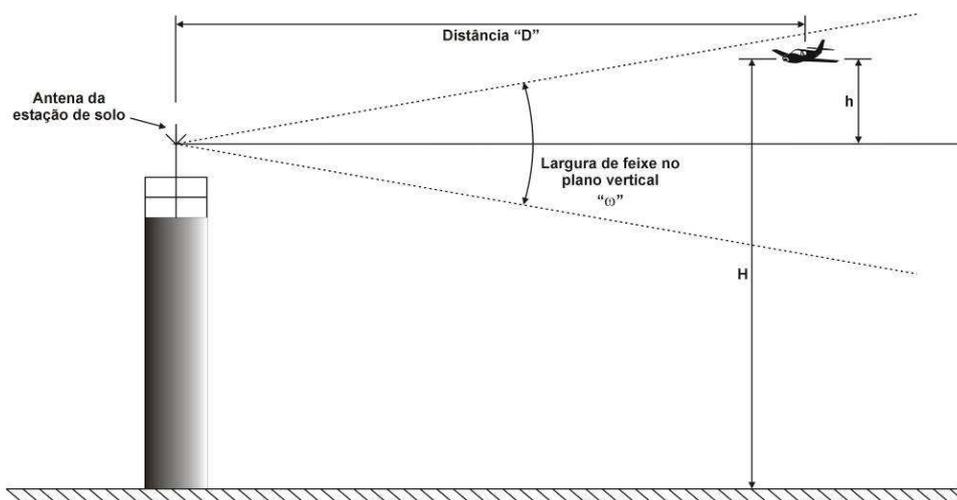


Figura 4.6. Definição da distância e altura da aeronave, e largura de feixe da antena

Neste ensaio a diferença entre a altura da aeronave em relação ao solo, H , e a altura da mesma em relação à antena, h , é desprezível, uma vez que a altura de instalação da antena em relação ao solo é muito menor que H e h , sendo esta última desconsiderada no cálculo de obtenção de D sem levar a um erro apreciável. Sendo D obtido de acordo com a seguinte relação:

$$D = \frac{H}{\operatorname{tg}\left(\frac{\omega}{2}\right)}. \quad (4.1)$$

Nesta equação D representa a distância entre a aeronave e a antena receptora, em metros; H é a altura da aeronave em relação ao solo, em metros e ω significa o ângulo de meia potência da antena, em graus.

Durante todo o ensaio, os dados de posição geográfica da aeronave (latitude e longitude), nível do sinal de RSSI, e o tempo decorrido são armazenados para análise. Através dos dados de posição geográfica, é traçada a trajetória da mesma permitindo verificar se o ponto de passagem foi alcançado em cada tentativa. Os dados de RSSI são utilizados para avaliar a intensidade do sinal recebido em função da direção da aeronave. A informação da duração do ensaio é obtida com base no registro de tempo decorrido desde o início do mesmo.

Portanto, a partir deste ensaio é possível obter os valores de radiação nas quatro direções: frente, costas, lateral esquerda e direita da aeronave. Nas demais direções não são obtidas informações de radiação uma vez que para tal seriam necessários um número muito maior de passagens, aumentando consideravelmente o tempo de voo.

4.3.2 ENSAIO DE DESEMPENHO DA ANTENA INSTALADA NA ESTAÇÃO DE SOLO (ENSAIO TIPO CÍRCULO)

Este ensaio tem por objetivo obter o diagrama de radiação da antena instalada na torre de telemetria. Assim como apresentado no ensaio anterior, o diagrama de radiação original da antena é alterado devido à presença de outros elementos na proximidade da mesma, neste caso a estrutura da torre (caixa d'água), haste de fixação, a proximidade do hangar e outros. Com relação ao hangar é importante citar que o fato deste ser construído completamente com material condutor faz com que os efeitos de reflexão de ondas eletromagnéticas sejam bastante acentuados.

O procedimento aplicado a este ensaio consiste na realização de uma trajetória circular, de raio constante, ao redor da antena mantendo esta no centro deste círculo. A altura necessária para realização deste ensaio é obtida da mesma forma que no ensaio anterior, apenas considerando que a distância D , neste caso, é o raio do círculo. Desta forma, os critérios de segurança em voo e passagem da aeronave dentro do lóbulo principal da antena são atendidos.

Para este ensaio, as informações de posição geográfica, nível do sinal de RSSI, distância da base e tempo são armazenados e trazem as mesmas informações que o ensaio anterior, a diferença está na utilização da informação de distância em relação à base para avaliar o desvio em relação ao raio ideal.



Figura 4.7. Procedimento para obtenção do diagrama de radiação da antena instalada na estação de solo

Em relação à Figura 4.7 é importante ressaltar que o ponto inicial da trajetória, ponto A, não precisa ser exatamente o apresentado, a escolha do mesmo fica a critério do piloto no momento de realização do ensaio, o mesmo podendo ser aplicado ao sentido em que o círculo é realizado.

Uma informação importante obtida com este ensaio é a obtenção do diagrama de radiação da antena considerando a influência do meio ao redor da mesma, este diagrama é obtido através dos dados de posição geográfica da aeronave e do nível do sinal de RSSI. Desta forma, é possível comparar o diagrama da antena disponibilizado pelo fabricante, obtido através de ensaios em câmara anecóica, com o obtido para esta aplicação.

4.3.3 ENSAIO DE ATENUAÇÃO DO SINAL EM FUNÇÃO DA DISTÂNCIA (ENSAIO TIPO DISTÂNCIA)

Neste ensaio é avaliada a atenuação do sinal recebido na estação de solo em função da distância em que se encontra a aeronave. Desta forma, tem-se uma estimativa do alcance obtido com o sistema de telemetria.

O procedimento adotado consiste em manter uma trajetória retilínea alinhada com a direção de máxima propagação da antena receptora instalada na torre de telemetria, ou seja, deve-se procurar manter a aeronave no centro do lóbulo principal desta antena. Além disto, é desejável que a aeronave permaneça nivelada para evitar perdas por polarização e também o recobrimento da antena instalada na mesma.

Esta trajetória retilínea deve ser seguida durante o afastamento e a aproximação da aeronave, ou seja, nos dois sentidos, Figura 4.8. O afastamento máximo da aeronave deve ser escolhido com base na perda de comunicação, considerando o enlace de telemetria, ou definido previamente.

Através dos dados de posição geográfica da aeronave, é traçada a trajetória realizada e verificada qualquer irregularidade na mesma, como por exemplo, discrepância elevada entre o afastamento e a aproximação. Os dados de RSSI e distancia da base permitem traçar um gráfico do nível de RSSI em função desta distância, o que é importante para comparação com a curva teórica de variação de ondas eletromagnéticas no espaço livre. Finalmente a duração do ensaio é obtida através dos dados de tempo decorrido.



Figura 4.8. Procedimento para o ensaio de atenuação em função da distância

4.3.4 ENSAIO DO APONTADOR DA ANTENA DIRECIONAL

Com este ensaio pretende-se avaliar a eficiência do apontador desenvolvido para a antena direcional. Para tanto, deve-se realizar o vôo seguindo uma trajetória que permita ao apontador movimentar a antena nos planos de azimute e elevação. Desta forma, além da posição geográfica da aeronave a altura da mesma deve ser variada, considerando os limites estabelecidos de segurança em vôo e de atuação do apontador.

Conforme apresentado na Figura 4.9, para este ensaio são realizadas trajetórias semicirculares, semicírculos *A*, *B*, *C* e *D*, em frente ao apontador, cada trajetória possui raio, R_a , R_b , R_c e R_d , e altura específicos, a altura não varia durante uma determinada trajetória, mas apenas entre estas, de forma permitir a variação da direção de apontamento nos dois planos.

As alturas para realização de cada semicírculo são obtidas com base nos mesmos critérios de segurança dos ensaios anteriores, considerando apenas que, para obtenção destas alturas, o ângulo de meia potência da antena não tem importância, pois, idealmente, a mesma

estará sempre apontando para a aeronave, ou seja, a aeronave estará sempre no interior do lóbulo principal da antena receptora, desde que respeitados os limites de atuação do apontador no plano vertical.



Figura 4.9. Procedimento para o ensaio do apontador

Através dos dados de posição geográfica da aeronave, é possível traçar as trajetórias realizadas e sobre estas, juntamente com a informação de intensidade do sinal de RSSI, expressar o nível de sinal recebido. Os dados de azimute e elevação permitem reconstruir a trajetória de apontamento realizada. O tempo para realização do ensaio é obtido através da informação de tempo decorrido.

É importante ressaltar que as trajetórias semicirculares apresentadas na Figura 4.9 podem sofrer variações durante a realização dos ensaios, mas, o que importa é realização de uma trajetória que proporcione ao apontador movimentar a antena nos planos vertical e horizontal, dentro da maior faixa de posições possível.

4.4 OUTRAS CONSIDERAÇÕES SOBRE OS ENSAIOS

Os ensaios em vôo apresentados foram idealizados com base nas características das antenas utilizadas, tanto na estação de solo como na aeronave, no desenvolvimento do sistema de telemetria. Além disto, foram consideradas as características operacionais da aeronave e conseqüentemente os fatores de segurança que recaem sobre a operação da mesma.

Em relação às antenas instaladas na estação de solo, conforme citado em capítulo anterior, foram utilizados três modelos de antenas, omnidirecional, painel setorial e antena direcional.

Desta forma através do ensaio do tipo Círculo é possível obter o diagrama de radiação das três antenas citadas no parágrafo anterior no plano horizontal, o que permite a comparação dos diagramas obtidos com os fornecidos pelo fabricante e apresentados na Figura 3.21, Figura 3.23 e Figura 3.25, sendo estes obtidos através de ensaios em câmara anecóica, que consistem, resumidamente, em colocar a antena em teste, atuando como receptora, sobre um suporte que permita girar a mesma nos planos horizontal e vertical. Em a frente antena receptora é instalada uma antena transmissora e então, através do uso de equipamentos específicos, é obtida a potência recebida na antena em teste em função da posição da mesma nos dois planos. Os ensaios são realizados para cada plano separadamente.

A necessidade de se realizar tal ensaio no interior de uma câmara anecóica vem do fato desta praticamente eliminar a possibilidade de reflexão de onda em seu interior, e também não permitir que interferências externas alterem o resultado das medições realizadas.

Desta forma, fica claro que a obtenção do diagrama de radiação das antenas instaladas no hangar, considerando o meio ao redor das mesmas, é uma tarefa complicada e permite trazer resultados apenas qualitativos, uma vez que componentes refletidas das ondas emitidas estão

presentes e também existe a presença de interferências externas, como por exemplo, enlaces de rede sem fio, como a própria rede de dados que serve ao hangar.

Outro fator de dificuldade é a impossibilidade de girar as antenas nos dois planos, como realizado na câmara anecóica. Sendo assim, com o objetivo de obter o mesmo efeito do giro da antena no plano horizontal, foi realizada a trajetória circular da aeronave ao redor da mesma. Sendo a movimentação no plano vertical não realizada. Desta forma foi possível obter o diagrama de radiação para as três antenas no plano horizontal.

Para o ensaio do tipo Borboleta, que tem como objetivo obter o diagrama de radiação da aeronave, o uso de uma câmara anecóica implicaria em colocar a aeronave no interior da mesma e girar a aeronave nos dois planos no interior desta. Alternativamente, poder-se-ia movimentar a antena ao redor da aeronave nos planos horizontal e vertical, enquanto os valores de potência são obtidos em função da posição da aeronave ou da antena transmissora. Fica claro a partir do apresentado, que tal ensaio é inviável uma vez que a câmara para tal deveria ter dimensões compatíveis com a da aeronave e ainda permitir a movimentação desta, ou das antenas, em seu interior. Além disto, haveria todo o trabalho de desmanche da aeronave para transporte até o local do ensaio e montagem da mesma no interior da câmara. Isso considerando que haveria tal câmara disponível, o que não é caso.

Desta forma para obter as características de radiação da aeronave, ressaltando que são obtidos apenas os valores de radiação em quatro direções, foi idealizado o ensaio do tipo Borboleta, no qual a aeronave cruza um determinado ponto em frente à antena, quatro vezes, de forma a permitir a medição do sinal irradiado na frente, atrás e nas laterais da mesma.

Em relação ao ensaio de Distância, é importante dizer que a distância máxima desejada foi definida em 30 km, esta escolha foi realizada com base na duração dos vôos necessários para este ensaio e principalmente por questões de segurança, uma vez que devido à distância alcançada, em caso de alguma pane, não haveria possibilidade de retorno da aeronave para o

aeroporto de Conselheiro Lafaiete, e possivelmente para nenhum outro aeroporto na região, o que levaria a aterrissagem da mesma em algum local de escape, se possível. Neste sentido a direção do voo para este ensaio foi escolhida de forma a manter a aeronave sobre uma região mais segura, ou seja, que aumentasse as possibilidades de escolha de um local para aterrissagem.

Com relação às distâncias e alturas definidas em todos os ensaios, considerou-se a razão de planeio da aeronave CB-9 “Curumim” de forma a manter, com exceção do ensaio de Distância, a aeronave acima do cone de segurança e conseqüentemente em condições de retorno ao aeroporto de Conselheiro Lafaiete, no caso de alguma pane no sistema moto-propulsor.

Em todos os ensaios, foi utilizado pelo piloto o pára-quedas para o caso de alguma falha que impossibilitasse o controle da aeronave. Foi considerada também nos ensaios a altura mínima necessária para permitir este salto.

Ainda em relação ao ensaio de Distância, mais especificamente, as informações de intensidade do sinal recebido na torre de telemetria obtidas através do mesmo, é apresentado a seguir o modelo teórico de variação do sinal em função da distância. Neste modelo considera-se que a antena transmissora é isotrópica, ou seja, irradia igualmente em todas as direções e também que a potência máxima é normalizada em 0 dB (Dhein, 1987).

$$I = -[92,4 + 20 \cdot \log(r) + 20 \cdot \log(f)], \quad (4.2)$$

onde se considera I a intensidade do sinal recebido, em dB; r a distância, em quilômetros e f representa a frequência, em GHz;

A partir da Equação (4.2) é obtida a curva de variação do sinal, em 2.4 GHz, em função da distância, Figura 4.10.

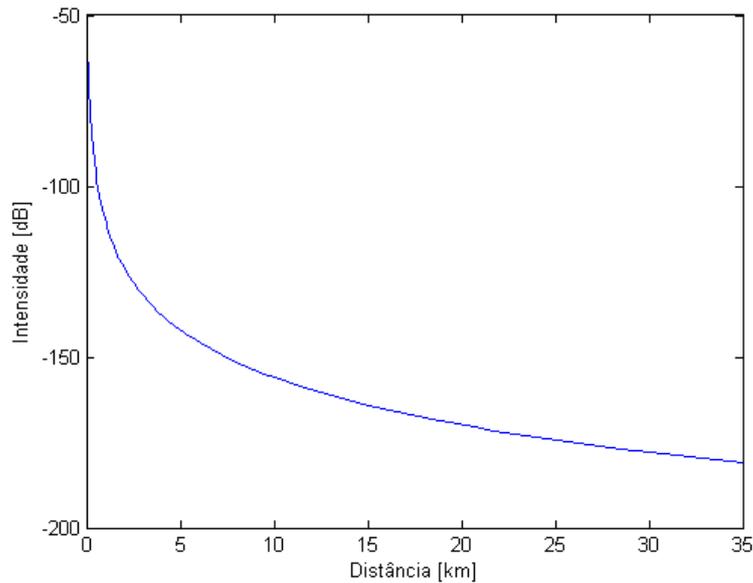


Figura 4.10. Variação do sinal em função da distância

A Figura 4.10 é útil para comparação com a variação do sinal em função da distância obtida através do ensaio. Observa-se que a curva obtida durante os ensaios pode diferir quantitativamente da apresentada acima devido a fatores diversos, como as condições climáticas no momento do ensaio, componentes de onda refletida, polarização da onda transmitida, geografia da região, nível de potência transmitida e ganhos das antenas. Sendo, portanto utilizada apenas para uma comparação qualitativa com os resultados obtidos.

Em relação às perdas por polarização da onda, isto se deve ao fato que a antena instalada na aeronave possui polarização vertical, ou seja, esta emite a componente de campo elétrico da onda na direção vertical. Para uma maior captação desta onda a antena receptora precisa estar alinhada com a antena da aeronave, ou seja, precisa estar com sua polarização na mesma direção que a antena da aeronave. Um problema que surge devido a esta característica é que a aeronave, durante o voo, pode fazer com que a direção de polarização da onda seja alterada devido à sua atitude, variação dos ângulos de rolamento e/ou arfagem.

Aliado ao apresentado no parágrafo anterior, as turbulências que afetam a aeronave durante grande parte do voo variam sua atitude continuamente fazendo com que a polarização

da onda transmitida seja alterada e, conseqüentemente, recebida de forma atenuada pela antena na estação de solo, uma vez que apenas uma parcela da componente do campo elétrico é recebida. Este efeito é ainda maior durante a realização de curvas ou mudanças bruscas de altura, pois nestes casos os valores dos ângulos de rolamento e arfagem passam a ser elevados.

Além do apresentado acima, existe o recobrimento da antena pela estrutura da aeronave, principalmente durante a realização de curvas.

Sendo assim para enfatizar a variação da atitude da aeronave e conseqüentemente da polarização da onda transmitida, os dados de variação do ângulo de rolamento e arfagem foram armazenados e serão apresentados no Capítulo 5. Ressalta-se que tais dados são apresentados apenas para evidenciar a alteração de polarização sendo que a perda de sinal referente a ela não será tratada de forma aprofundada por apresentar dependência com fenômenos atmosféricos, caminhos percorrido pelas componentes de onda transmitidas, componentes refletidas, e ao fator de rejeição por polarização cruzada da antena receptora.

Para finalizar, em relação aos ensaios, é importante dizer que a ordem de realização dos mesmos foi escolhida com base em critérios de tempo disponível, condições atmosféricas e da antena instalada na torre. Além disto, todos os ensaios foram realizados para cada uma das antenas, sendo repetidos para algumas delas, apenas para aumentar a base de dados obtida e conseqüentemente permitir maior comparação de resultados.

5 APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS

5.1 INTRODUÇÃO

Neste capítulo são apresentados os resultados obtidos através dos quatro tipos de ensaios em voo realizados para a caracterização do sistema de telemetria, seguido da análise dos mesmos.

Tais ensaios foram distribuídos em quatro campanhas realizadas nas seguintes datas:

- Campanha 1 – 16 de dezembro de 2008
- Campanha 2 – 06 de fevereiro de 2009
- Campanha 3 – Dias 13 e 14 de abril de 2009
- Campanha 4 – 17 de abril de 2009

Na **Tabela 5.1** são apresentadas informações a respeito dos ensaios realizados, sendo apresentados o tipo, a antena, campanha, data, o horário de início e término, e a duração de cada ensaio. Em relação ao horário de realização e duração de cada ensaio, ressalta-se que estes se referem apenas ao período de aquisição dos dados, não levando em consideração o tempo necessário para decolagem, de voo necessário para atingir condições propícias ao ensaio, principalmente para se atingir o cone de segurança e o retorno da aeronave, incluindo a aterrissagem.

No total foram necessárias onze horas de voo, desde o início deste trabalho até a finalização do mesmo. A grande discrepância com os valores de duração apresentados na **Tabela 5.1** é justificada pelo apresentado no parágrafo anterior.

Tabela 5.1. Relação dos ensaios

Ensaio número	Tipo	Antena	Campanha	Data	Início [HH:MM]	Término [HH:MM]	Duração [minutos]
1	Borboleta	Painel setorial	1	06/12/2008	13:16	13:20	4
2	Borboleta	Painel setorial	1	06/12/2008	16:11	16:16	5
3	Borboleta	Painel setorial	1	06/12/2008	16:20	16:24	4
4	Círculo	Painel setorial	1	06/12/2008	16:26	16:33	7
5	Distância	Painel setorial	1	06/12/2008	17:31	17:41	10
6	Borboleta	Painel setorial	2	19/02/2009	15:40	15:45	5
7	Borboleta	Painel setorial	2	19/02/2009	15:48	15:54	6
8	Círculo	Painel setorial	2	19/02/2009	15:58	16:07	9
9	Distância	Painel setorial	2	19/02/2009	16:29	17:02	33
10	Distância	Omnidirecional	2	19/02/2009	17:10	17:37	27
11	Círculo	Direcional	2	19/02/2009	18:28	18:35	7
12	Borboleta	Omnidirecional	3	14/04/2009	09:57	10:02	5
13	Borboleta	Omnidirecional	3	14/04/2009	10:03	10:09	6
14	Círculo	Omnidirecional	3	14/04/2009	10:11	10:19	8
15	Borboleta	Direcional	3	14/04/2009	10:56	11:01	5
16	Borboleta	Direcional	3	14/04/2009	11:03	11:08	5
17	Distância	Direcional	3	14/04/2009	11:11	11:39	29
18	Apontador	Direcional	4	17/04/2009	10:31	10:53	22

Devido à extensão do período de ensaio, dezembro de 2008 a abril do ano seguinte, as condições climáticas encontradas foram bastante diversas, o que causa variações nos resultados uma vez que os fenômenos de propagação de onda na atmosfera são dependentes das condições da mesma. Além disto, tais variações afetam também a prática do voo, fazendo com que o comportamento da aeronave fosse alterado, o que conseqüentemente dificulta a repetição dos procedimentos para os ensaios. A partir da segunda campanha, a região para os ensaios do tipo Borboleta e Distância foi alterada por questões de segurança, pois nesta nova região há uma maior disponibilidade de áreas para um eventual pouso de emergência, principalmente nos ensaios de distância, Figura 5.1. Para os ensaios do tipo Círculo não houve alteração, uma vez que os mesmos são realizados ao redor da antena receptora.

Na próxima seção são feitas considerações gerais sobre os resultados que serão apresentados.

Na seção 5.3 são apresentados os resultados dos ensaios realizados, sendo estes apresentados em grupos de acordo com o tipo do mesmo, Borboleta, Círculo e Distância. Por último, é apresentado o ensaio do apontador de antena.

A escolha por esta forma de apresentação é justificada por facilitar a comparação entre os resultados para cada antena em um mesmo tipo de ensaio e posteriormente entre os tipos.

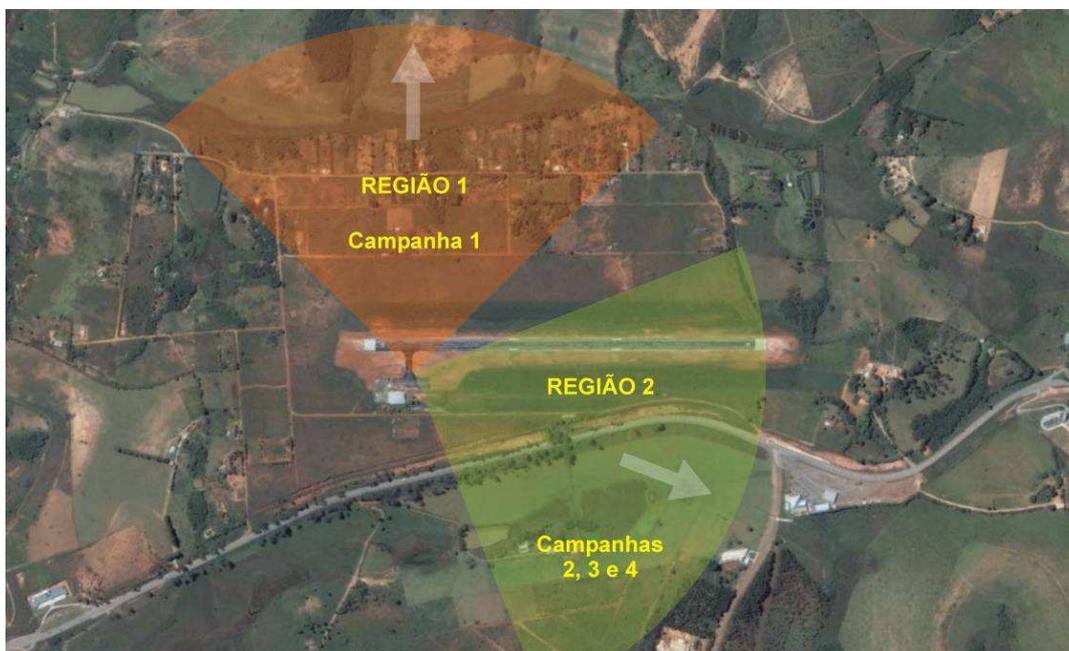


Figura 5.1. Regiões de realização dos ensaios

Para cada antena foram realizados, pelo menos, dois ensaios do tipo Borboleta em distâncias diferentes, um ensaio em Círculo e um ensaio de distância.

Em relação à primeira campanha, é importante ressaltar que o objetivo desta era a realização de testes iniciais com o sistema totalmente operacional, ou seja, verificar se o comportamento obtido era satisfatório e condizente com o esperado, principalmente em relação ao sinal de RSSI. Isto justifica a diferença nas distâncias de realização dos ensaios 4 e 5 em relação às demais campanhas e também pelo fato de que apenas a antena painel setorial foi utilizada nesta campanha.

5.2 CONSIDERAÇÕES SOBRE OS RESULTADOS APRESENTADOS

Neste item são feitas considerações sobre os resultados apresentados, tais considerações se referem à forma de obtenção, tratamento e apresentação dos dados.

As trajetórias apresentadas nas Figuras 5.4, 5.8, 5.13, 5.16, 5.19, 5.22, 5.25, 5.30 e 5.33, ensaios do tipo Borboleta, foram obtidas a partir dos dados de posição geográfica, latitude e longitude, da aeronave fornecidos pelo GPS a uma taxa de 0,5 Hz. Observa-se nestas figuras que os trechos que idealmente cruzam com o ponto de passagem em frente à antena, são marcados através de círculos. Esta marcação dos trechos foi realizada para enfatizar que os dados de radiação da aeronave, para obtenção do diagrama de radiação da mesma, são considerados apenas nestes trechos, sendo cada trecho composto por onze amostras.

As figuras que apresentam a variação do sinal de RSSI, Figuras 5.5, 5.9, 5.14, 5.17, 5.20, 5.23, 5.26, 5.31 e 5.34 foram obtidas da seguinte forma. Inicialmente, eram obtidas seis amostras do sinal de RSSI a cada 5 segundos, conforme apresentado e justificado no Capítulo 3. A seguir, o valor máximo neste conjunto de amostras era armazenado em uma posição de um vetor, sendo este vetor, portanto, composto pelos valores de RSSI de todo o ensaio. Uma vez obtido o vetor de valores de RSSI o mesmo era submetido a um filtro, através da função *filtfilt* do Matlab® que realiza a filtragem digital do sinal sem promover alteração de fase do mesmo. O uso desta filtragem é necessário devido à natureza do sinal de RSSI, ou melhor, devido ao comportamento do sinal de RF recebido pela torre de telemetria, que apresenta variações rápidas de amplitude devido às componentes multipercurso, variações na atmosfera e perdas por polarização durante o percurso das ondas eletromagnéticas que chegam até a antena receptora. Na Figura 5.2 é apresentado sinal de RSSI antes, em vermelho, e depois da aplicação do filtro, em azul.

O uso deste filtro não compromete a análise dos sinais, uma vez que o mesmo será aplicado a todos os ensaios e a análise feita de forma comparativa entre eles. Além disto, em nenhum momento deste trabalho será obtida e apresentada o valor da potência real, absoluta,

recebida na estação de solo em W ou dB. Isto é justificado pela impossibilidade de se calibrar o sistema de medição do sinal de RSSI no meio externo a uma câmara anecóica, portanto toda a análise de resultados será realizada de forma qualitativa, entre os resultados obtidos e os esperados.

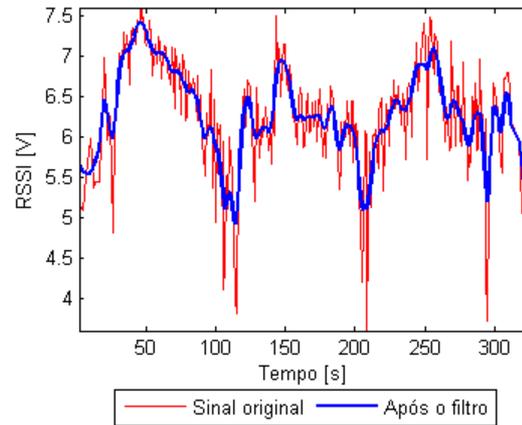


Figura 5.2. Efeito do filtro sobre o sinal de RSSI

Nas Figuras 5.10, 5.27 e 5.37 são apresentadas as variações de atitude da aeronave com o objetivo apenas de enfatizar a variação de posição da antena transmissora presente na mesma, tal variação provoca perdas de polarização. Além disto, os fenômenos de reflexão da onda também promovem alteração em sua polarização (Kraus e Carver, 1978). Nestas figuras os ângulos de rolamento (ϕ) e arfagem (θ) representam a atitude da aeronave, ver Figura 5.3, o movimento de guinada (ψ) não é tratado neste trabalho por não provocar alteração na polarização da onda transmitida.

Ainda em relação às Figuras 5.10 e 5.27 é possível observar que os círculos presentes em alguns pontos destas correspondem aos mesmos trechos presentes nas figuras de trajetória e permitem verificar a variação da atitude da aeronave exatamente nas proximidades do ponto de passagem.

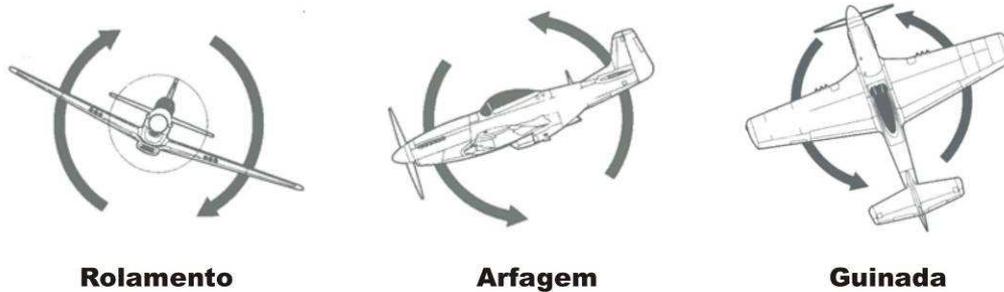


Figura 5.3. Definição dos ângulos que compõem a atitude de uma aeronave

Nas Figuras 5.6, 5.11, 5.15, 5.18, 5.21, 5.24, 5.28, 5.32 e 5.35 são apresentadas as variações do sinal de RSSI sobre a trajetória realizada. Este tipo de apresentação dos resultados é interessante, pois permite avaliar a qualidade do sinal recebido em função da posição geográfica da aeronave e também do posicionamento desta em relação à torre de telemetria.

Nas Figuras 5.7, 5.12 e 5.29 são apresentados os resultados obtidos para a radiação da aeronave, sendo que nestas figuras deve-se considerar apenas os ângulos zero, noventa, menos noventa e cento e oitenta graus, que correspondem a frente, lado direito, lado esquerdo e traseira da aeronave, respectivamente. As linhas que ligam estes pontos estão presentes apenas para permitir uma melhor leitura destes dados.

Para as figuras consideradas no parágrafo anterior os valores do vetor de RSSI, após passarem pelo filtro, correspondentes a cada trecho apresentado nas figuras de trajetória, originalmente em volts, foram convertidos para decibéis para serem usados na função *dirplot*¹ utilizada para plotar o valor do sinal recebido em função da posição angular ao redor da aeronave. Para esta conversão considera-se a média por trecho e normalizam-se estes resultados em relação à maior média obtida, ou seja, o dividem-se as médias obtidas pela maior delas. A seguir os valores encontrados são convertidos para decibel, através da seguinte relação (Nilsson e Riedel, 1999):

$$RSSI_{dB} = 10 \cdot \log(RSSI_{Volts}). \quad (5.1)$$

¹ Adaptado de “The MathWorks POLAR function” por Steve Rickman

Desta forma é obtido um vetor de quatro posições correspondentes ao valor do sinal de RSSI para cada lado da aeronave em decibéis. Ressalta-se que esta conversão em decibel representa apenas o valor relativo do sinal em consideração ao maior obtido e não expressa o valor absoluto de potência recebida, prestando-se apenas para comparações entre estes valores, evidenciando as características de radiação da aeronave.

Para os ensaios do tipo Círculo, as trajetórias apresentadas nas Figuras 5.36, 5.40, 5.43 e 5.46 são obtidas da mesma forma que no ensaio anterior exceto que neste caso não são feitas marcações em trechos específicos da trajetória uma vez que toda esta possui a mesma importância neste ensaio.

A variação do sinal de RSSI sobre as trajetórias para o ensaio do tipo Círculo é obtida de forma semelhante que para o ensaio do tipo Borboleta e pode ser visualizada nas Figuras 5.38, 5.41, 5.44 e 5.47.

Os diagramas de radiação das antenas instaladas na torre de telemetria são apresentados nas Figuras 5.39, 5.42, 5.45 e 5.48 onde os valores em decibel foram obtidos de forma semelhante que para o ensaio anterior, diferenciando apenas pelo fato de que todo o processo de normalização em relação ao valor máximo é considerado para todo o vetor de RSSI, e não apenas a trechos como no caso anterior, seguido da aplicação da Equação (5.1).

Para os ensaios do tipo Distância, as Figuras 5.49, 5.52, 5.55 e 5.58 apresentam a trajetória realizada pela aeronave e foram obtidas da mesma forma que para o ensaio do tipo Círculo.

Os gráficos de variação da RSSI em função da distância são apresentados nas Figuras 5.50, 5.53, 5.56 e 5.59, sendo que os mesmos são divididos para apresentar os valores de variação da RSSI durante o afastamento e a aproximação da aeronave. Os valores de RSSI apresentados

nestas figuras foram obtidos da mesma forma que nos ensaios anteriores e são apresentados após a aplicação do filtro digital.

Nas Figuras 5.51, 5.54, 5.57 e 5.60 são apresentadas as variações do sinal de RSSI sobre a trajetória realizada. De forma semelhante aos gráficos de variação da RSSI, comentados no parágrafo anterior, os dados referentes ao afastamento e a aproximação da aeronave são separados para evitar a sobreposição dos mesmos e permitir uma melhor visualização.

Finalmente, para o ensaio do apontador de antena a trajetória realizada é apresentada na Figura 5.61 com a diferença em relação aos ensaios anteriores que os trechos que compõem os semi-círculos de interesse são mostrados através dos trechos destacados por cores na figura em questão.

Na Figura 5.62 é apresentada a variação da RSSI durante o ensaio, sendo que tais valores, assim como no caso dos ensaios anteriores, foram obtidos após a aplicação do filtro digital. Observa-se nesta figura, que os trechos correspondentes aos semi-círculos da Figura 5.61 são destacados com a mesma correspondência de cores.

A Figura 5.63 apresenta a variação do sinal de RSSI considerando apenas os trechos correspondentes aos semi-círculos, nesta figura é também observada a distância média da aeronave em cada trecho e a linha (em azul) que representa o valor de RSSI para aquela distância no ensaio 17, ensaio do tipo Distância para a antena direcional. Desta forma, é possível comparar os resultados obtidos com o apontador de antena com os previamente obtidos com a antena direcional estática.

A variação do sinal de RSSI sobre a trajetória é apresentada na Figura 5.64 onde a obtenção deste gráfico foi feita exatamente como nos ensaios anteriores, sendo, portanto desnecessárias maiores explicações.

5.3 APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS

5.3.1 ENSAIOS DO TIPO BORBOLETA

Aqui são apresentados os resultados dos ensaios que visam fornecer as características de radiação da aeronave em quatro direções, dianteira, traseira, lado esquerdo e direito. São apresentados para cada ensaio, a trajetória realizada, a variação do sinal de RSSI durante o ensaio, a atitude da aeronave, a variação da RSSI sobre a trajetória e finalmente um esboço das características de radiação da aeronave, nesta ordem.

Em relação aos resultados apresentados para as características de radiação da aeronave, é importante reforçar, que só existe informação nas direções de zero, noventa, menos noventa e cento e oitenta graus, as linhas que interligam os pontos nestas direções são apresentadas apenas para auxiliar na interpretação dos dados.

Para os ensaios 1, 2 e 13 são apresentados todos os gráficos obtidos, para os demais alguns gráficos são omitidos por apresentarem a mesma tendência, ou seja, apenas confirmarem o apresentado para os três citados anteriormente. Para o ensaio 13 os gráficos são apresentados, pois este foi realizado na região 2, diferentemente dos ensaios 1 e 2, e desta forma pretende-se mostrar que os resultados obtidos independem da região de realização do ensaio.

5.3.1.1 ENSAIO 1, ANTENA PAINEL SETORIAL, DISTÂNCIA 2,3 KM, REGIÃO 1;

Na Figura 5.4 é apresentada a trajetória da aeronave durante o ensaio. Na Figura 5.5 apresenta-se a variação do sinal de RSSI. A variação da RSSI sobre a trajetória realizada é apresentada na Figura 5.6 e o diagrama de radiação da aeronave é apresentado na Figura 5.7.

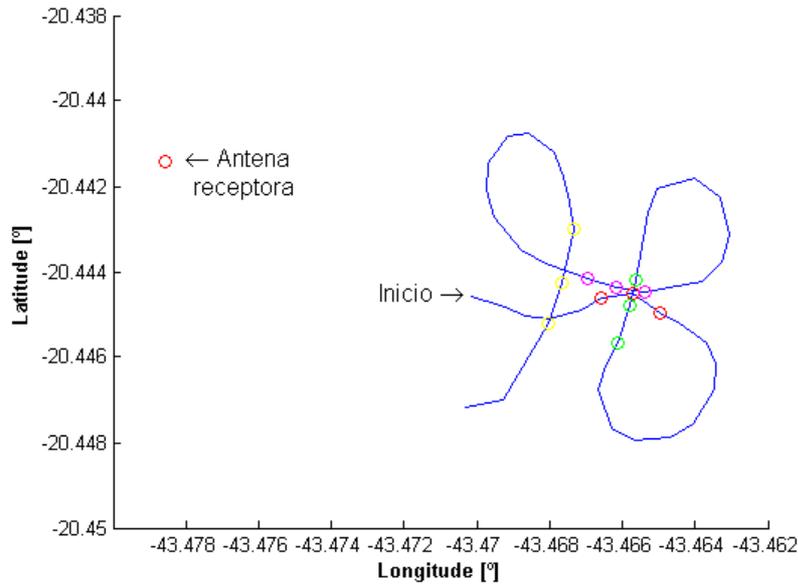


Figura 5.4. Trajetória realizada (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

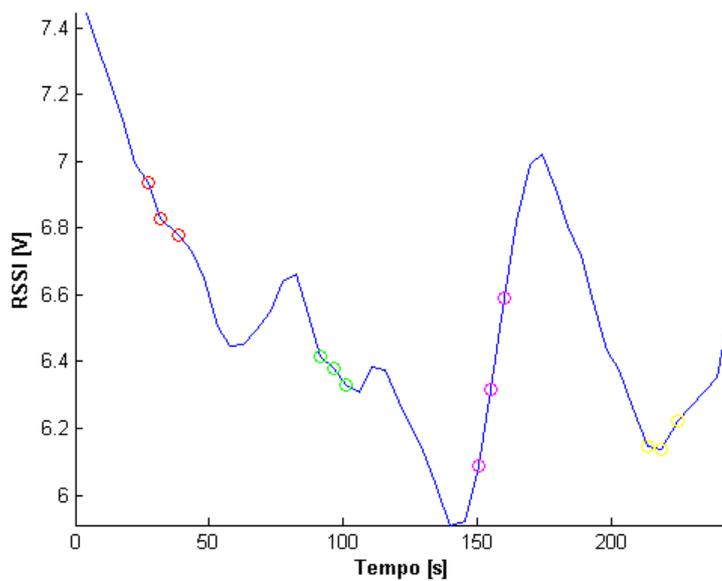


Figura 5.5. Variação da RSSI (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

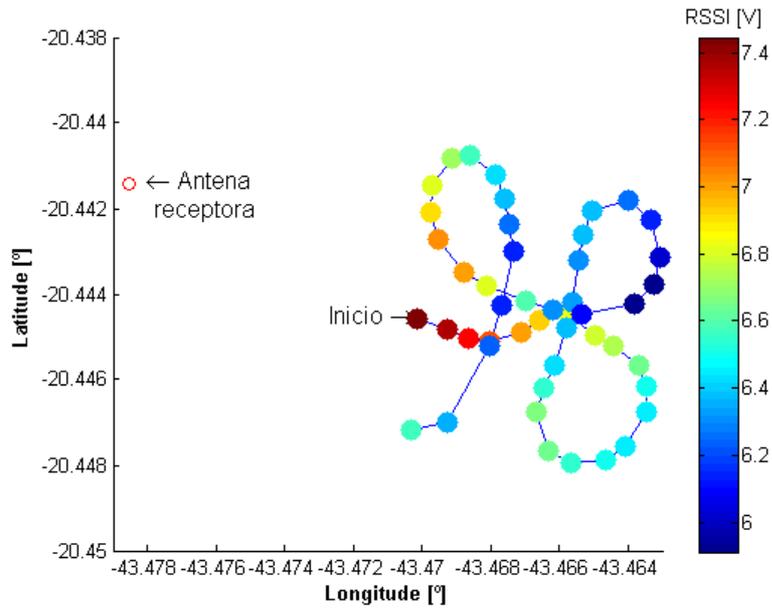


Figura 5.6. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

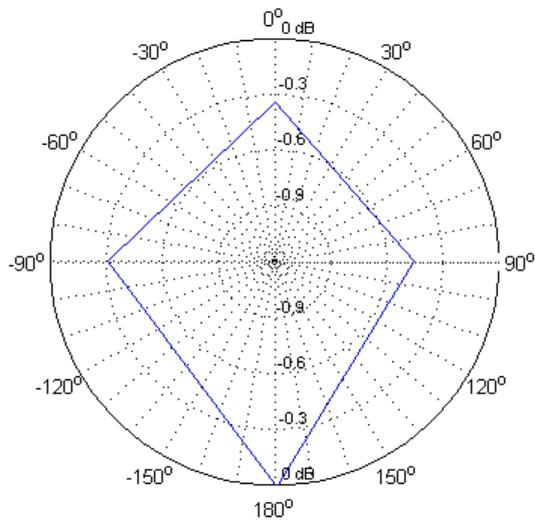


Figura 5.7. Característica de radiação obtida para a aeronave (Ensaio 1 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

Para este primeiro ensaio os dados de atitude da aeronave não foram obtidos, uma vez que tal ensaio foi realizado a princípio como um primeiro teste para o sistema de telemetria e também para a “Ground Station”. A partir deste ensaio foi realizada a implementação neste “software” visando obter tais dados.

5.3.1.2 ENSAIO 2, ANTENA PAINEL SETORIAL, DISTÂNCIA 2,3 KM, REGIÃO 1;

Na Figura 5.8 é apresentada a trajetória da aeronave durante o ensaio. Na Figura 5.9 apresenta-se a variação do sinal de RSSI. A variação de atitude da aeronave pode ser verificada na Figura 5.10, a variação da RSSI sobre a trajetória realizada é apresentada na Figura 5.11 e o diagrama de radiação da aeronave é apresentado na Figura 5.12.

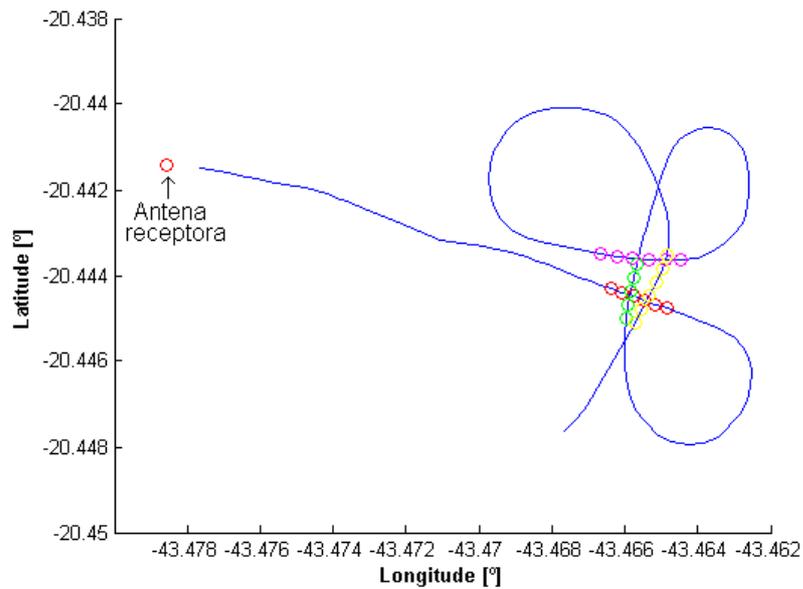


Figura 5.8. Trajetória realizada (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

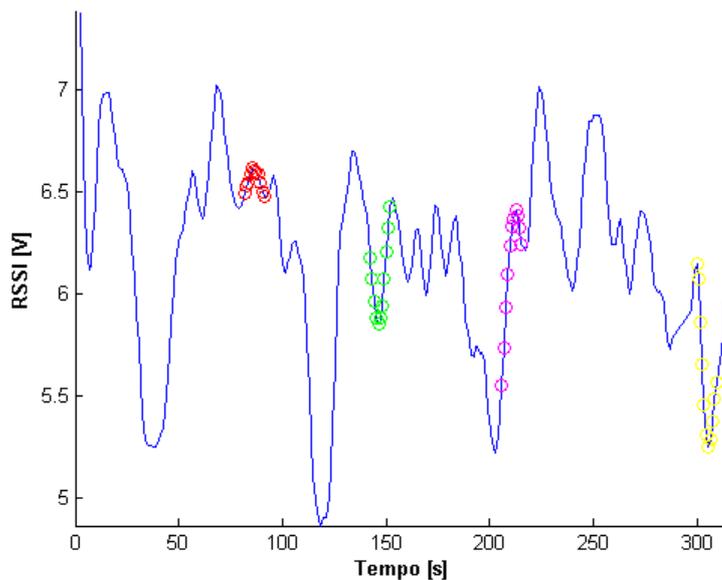


Figura 5.9. Variação da RSSI (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

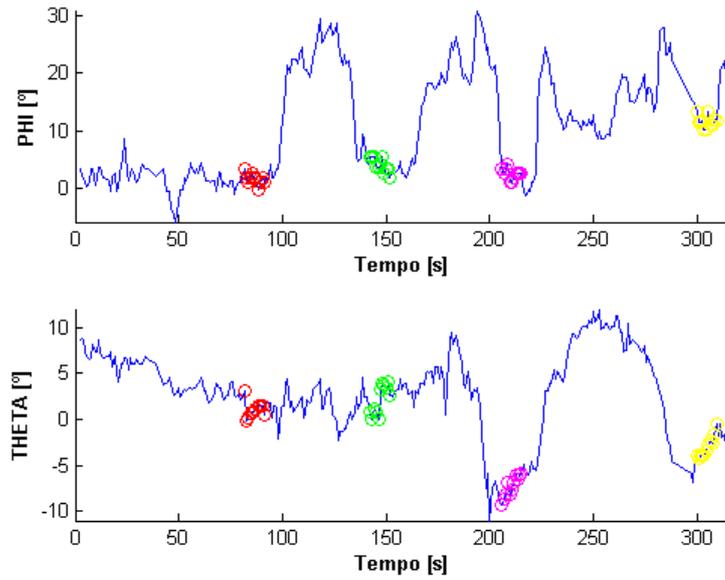


Figura 5.10. Variação de atitude da aeronave (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

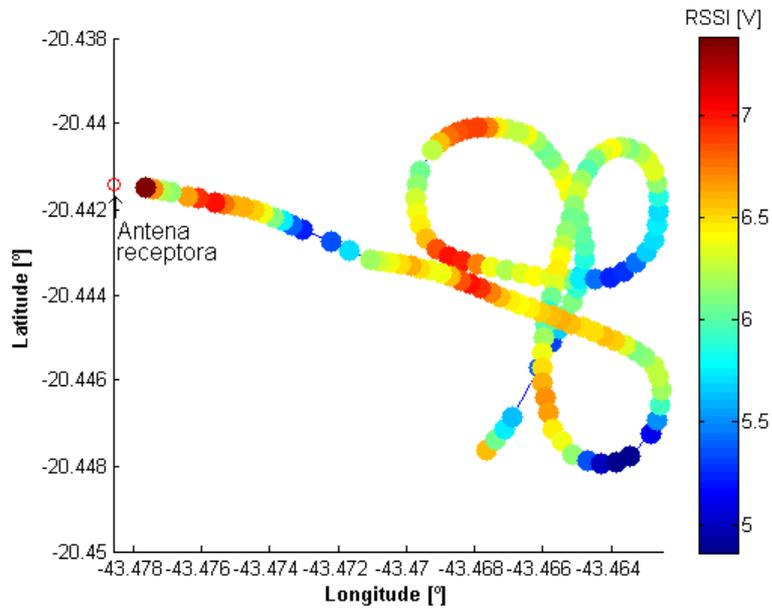


Figura 5.11. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

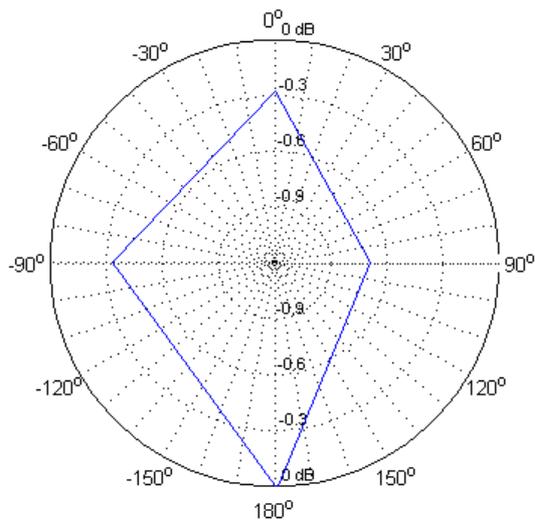


Figura 5.12. Característica de radiação obtida para a aeronave (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 1)

5.3.1.3 ENSAIO 3, ANTENA PAINEL SETORIAL, DISTÂNCIA 4,0 KM, REGIÃO 1;

Na Figura 5.13 é apresentada a trajetória da aeronave durante o ensaio. Na Figura 5.14 apresenta-se a variação do sinal de RSSI, sendo que a variação da RSSI sobre a trajetória realizada é apresentada na Figura 5.15.

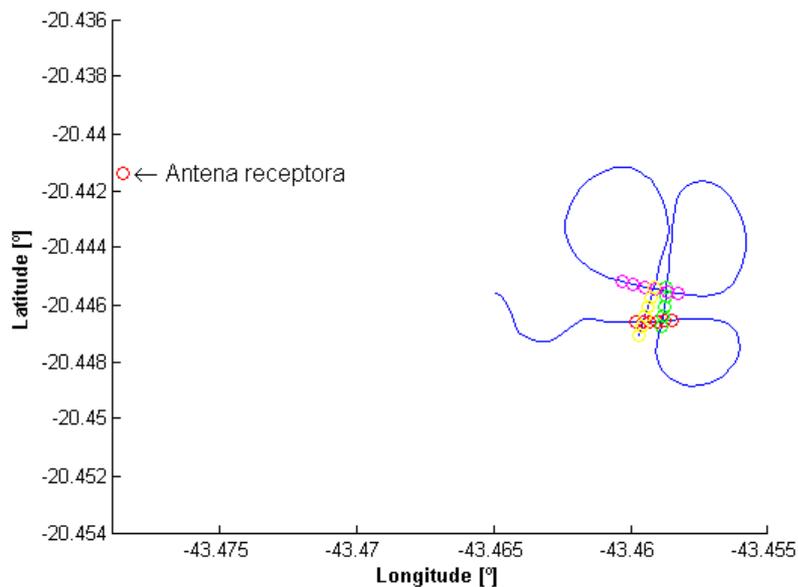


Figura 5.13. Trajetória realizada (Ensaio 3 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 1)

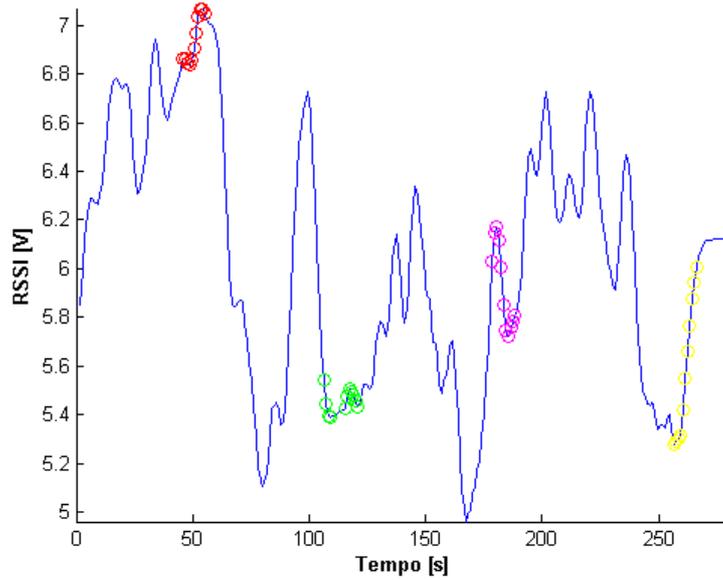


Figura 5.14. Variação da RSSI (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 1)

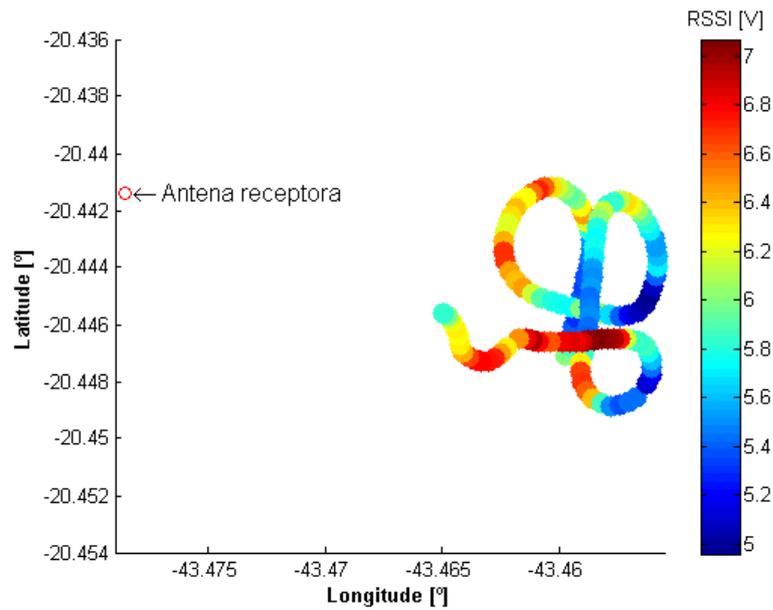


Figura 5.15. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 2 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 1)

5.3.1.4 ENSAIO 6, ANTENA PAINEL SETORIAL, DISTÂNCIA 2,3 KM, REGIÃO 2;

Na Figura 5.16 é apresentada a trajetória da aeronave durante o ensaio. Na Figura 5.17 apresenta-se a variação do sinal de RSSI e a variação deste sinal sobre a trajetória realizada apresentada na Figura 5.18.

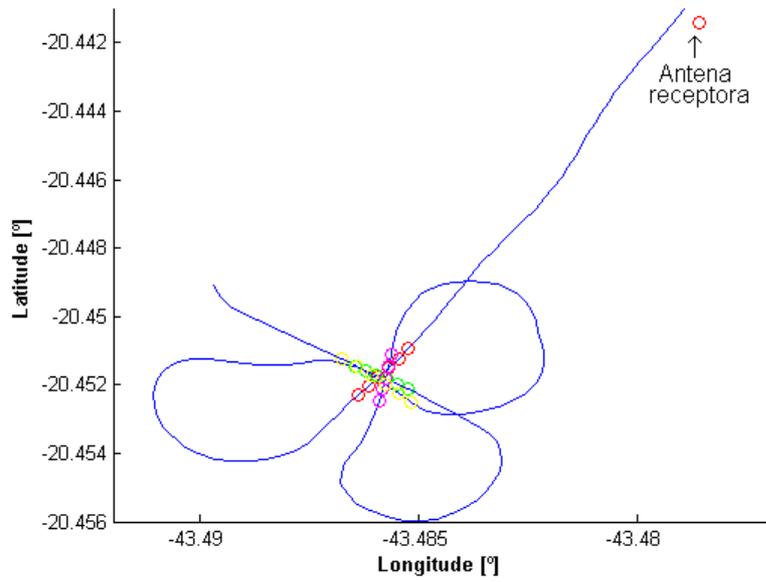


Figura 5.16. Trajetória realizada (Ensaio 6 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 2)

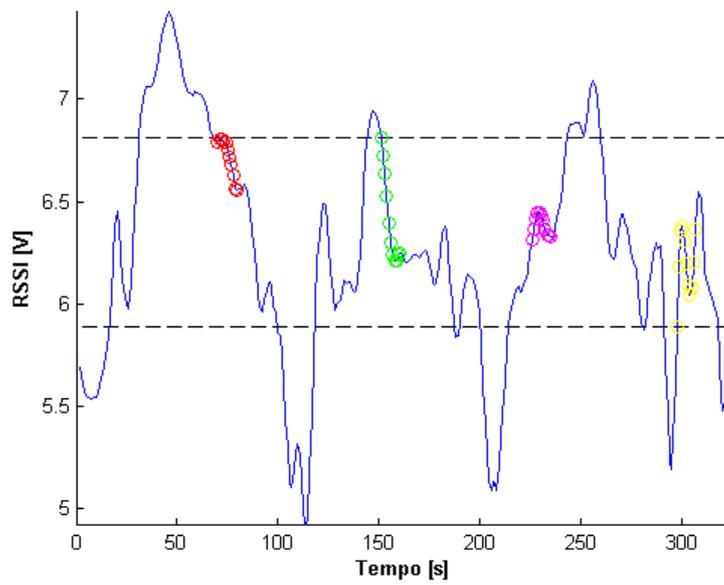


Figura 5.17. Variação da RSSI (Ensaio 6 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 2)

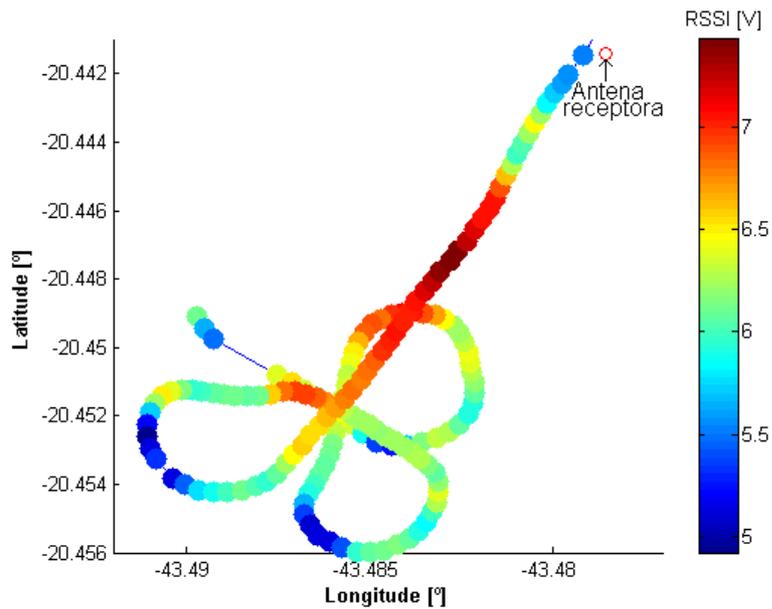


Figura 5.18. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 6 – Painel Setorial – Distância 2,3 km – Região 2)

5.3.1.5 ENSAIO 7, ANTENA PAINEL SETORIAL, DISTÂNCIA 4,0 KM, REGIÃO 2;

Na Figura 5.19 é apresentada a trajetória da aeronave durante o ensaio. Na Figura 5.20 é apresentada a variação do sinal de RSSI sendo a variação deste mesmo sinal sobre a trajetória realizada é apresentada na Figura 5.21.

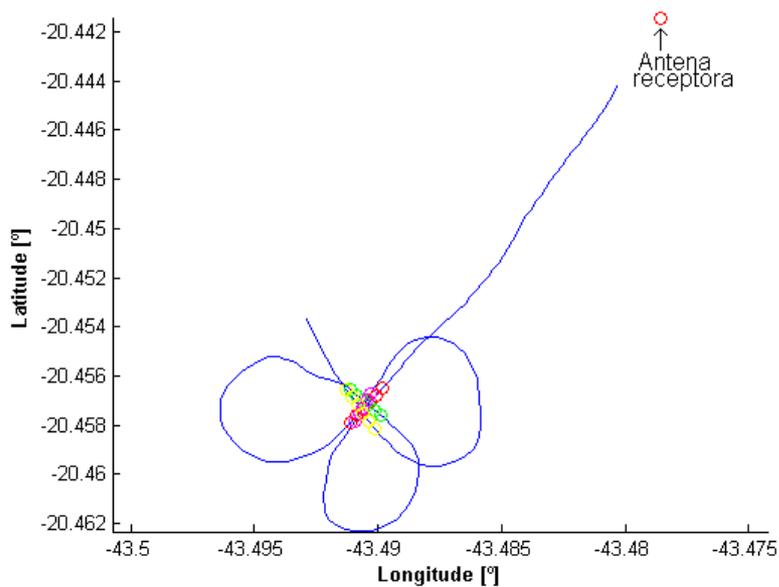


Figura 5.19. Trajetória realizada (Ensaio 7 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 2)

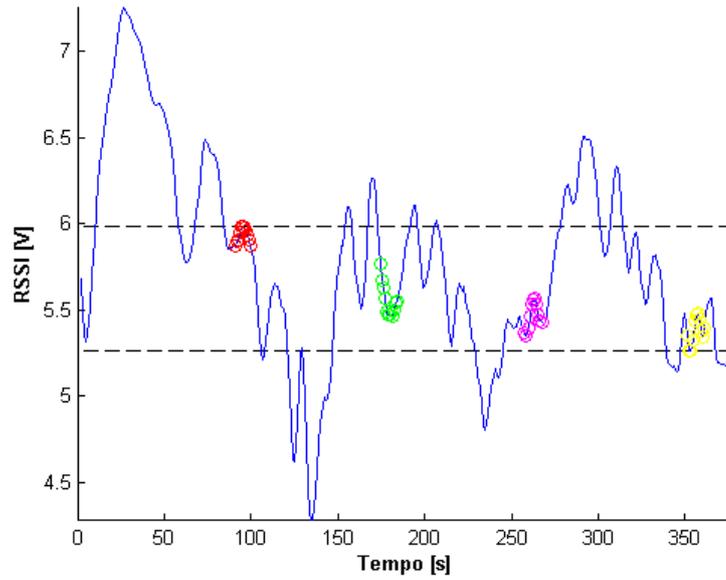


Figura 5.20. Variação da RSSI (Ensaio 7 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 2)

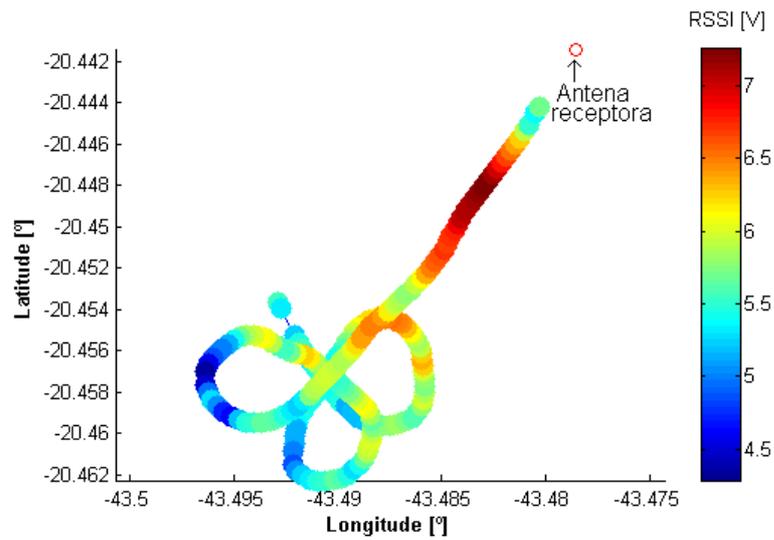


Figura 5.21. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 7 – Painel Setorial – Distância 4,0 km – Região 2)

5.3.1.6 ENSAIO 12, ANTENA OMNIDIRECIONAL, DISTÂNCIA 2,3 KM, REGIÃO 2;

A trajetória da aeronave durante o ensaio é apresentada na Figura 5.22. Na Figura 5.23 apresenta-se a variação do sinal de RSSI durante o ensaio, sendo, a variação da RSSI sobre a trajetória é apresentada na Figura 5.24.

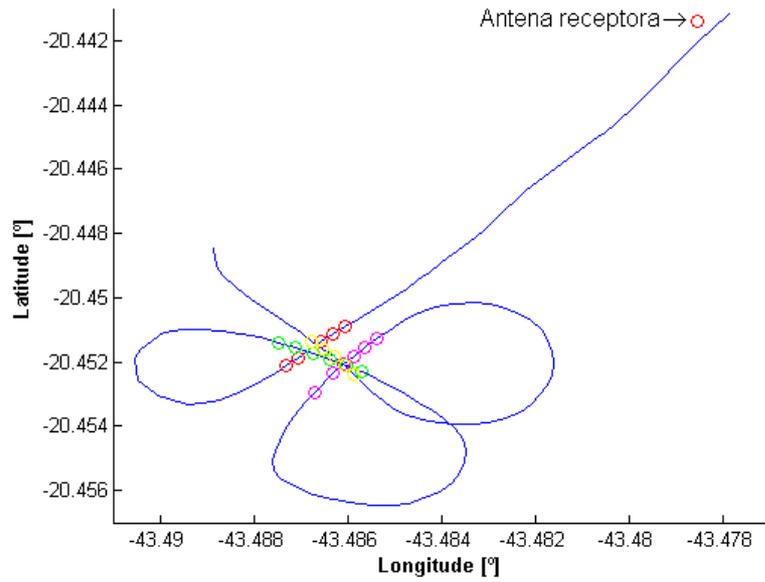


Figura 5.22. Trajetória realizada (Ensaio 12 – Omnidirecional – Distância 2,3 km – Região 2)

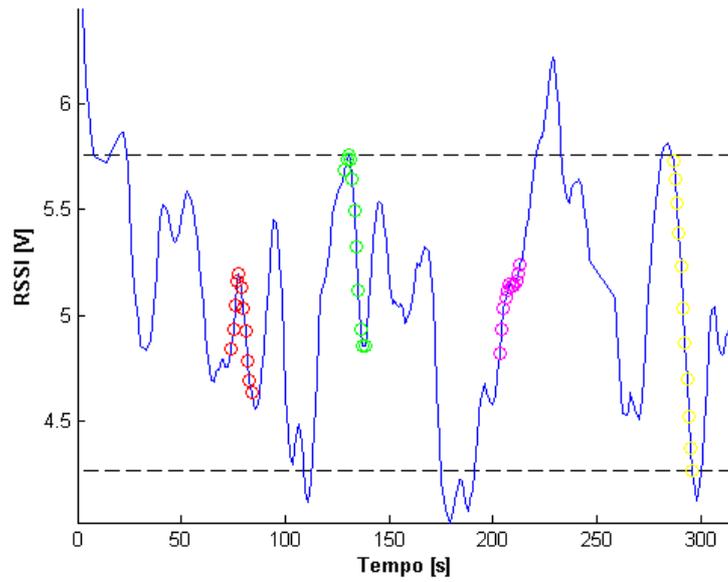


Figura 5.23. Variação da RSSI (Ensaio 12 – Omnidirecional – Distância 2,3 km – Região 2)

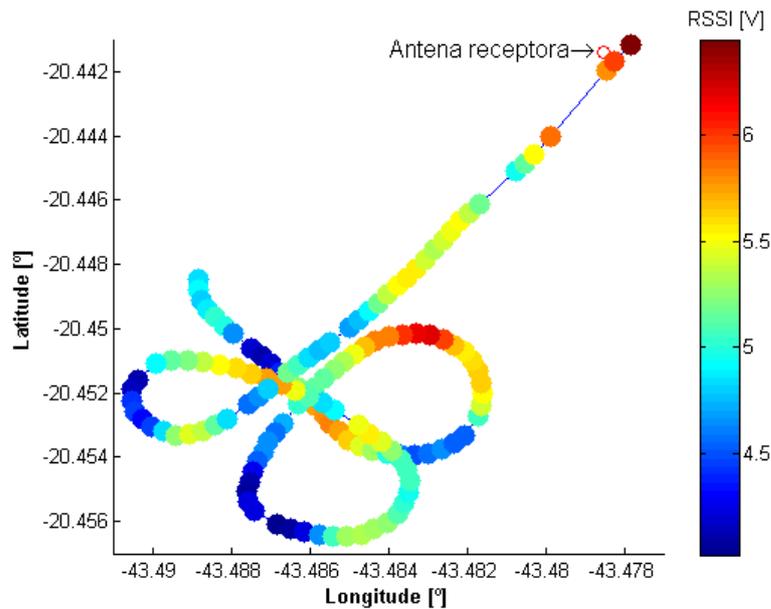


Figura 5.24. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 12 – Omnidirecional – Distância 2,3 km – Região 2)

5.3.1.7 ENSAIO 13, ANTENA OMNIDIRECIONAL, DISTÂNCIA 4,0 KM, REGIÃO 2;

Na Figura 5.25 é apresentada a trajetória da aeronave durante o ensaio. Na Figura 5.26 apresenta-se a variação do sinal de RSSI, a atitude da aeronave pode ser verificada na Figura 5.27. A variação da RSSI sobre a trajetória realizada é apresentada na Figura 5.28 sendo diagrama de radiação da aeronave é apresentado na Figura 5.29.

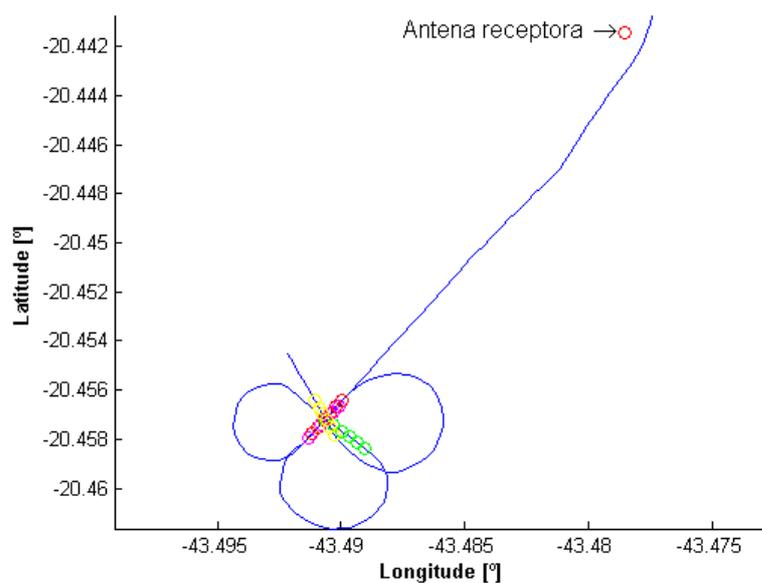


Figura 5.25. Trajetória realizada (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)

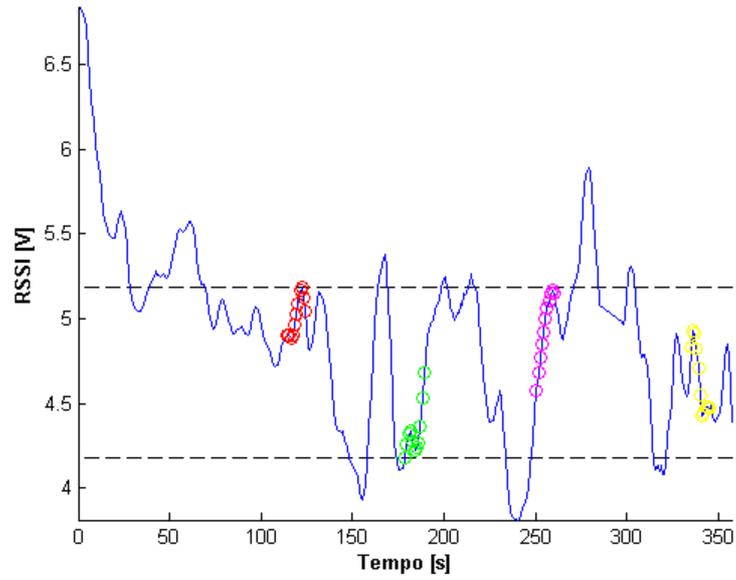


Figura 5.26. Variação da RSSI (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)

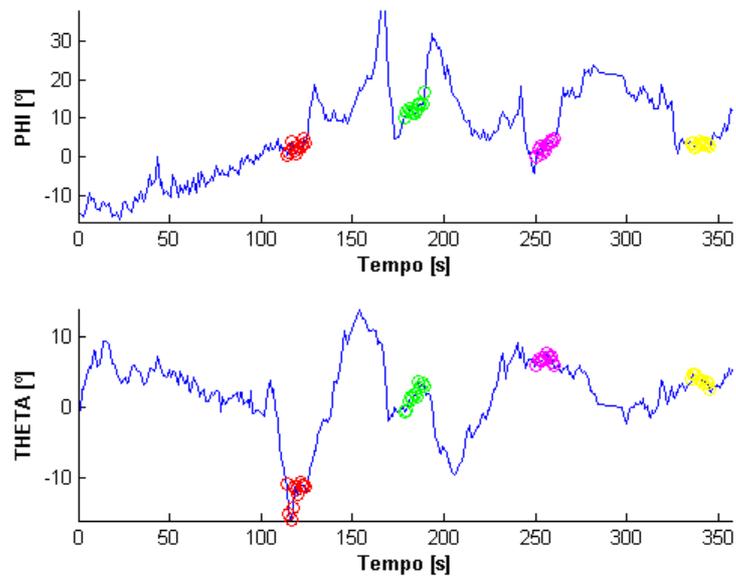


Figura 5.27. Variação da atitude da aeronave (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)

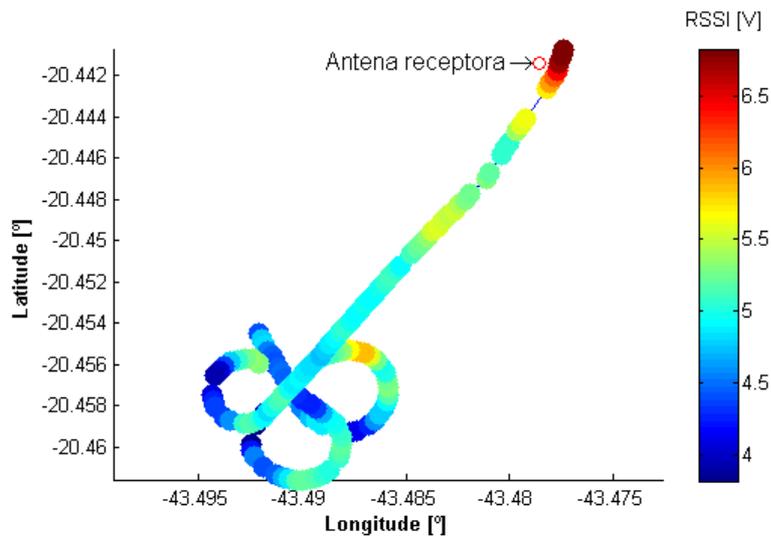


Figura 5.28. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)

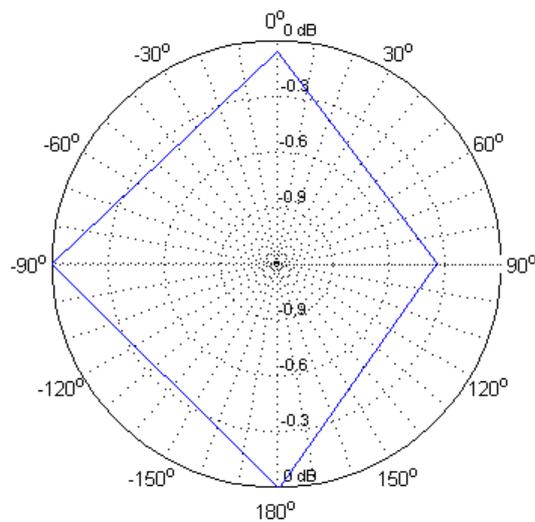


Figura 5.29. Características de radiação obtida para a aeronave (Ensaio 13 – Omnidirecional – Distância 4,0 km – Região 2)

5.3.1.8 ENSAIO 15, ANTENA DIRECIONAL, DISTÂNCIA 2,3 KM, REGIÃO 2;

Na Figura 5.30 é apresentada a trajetória da aeronave, a variação do sinal de RSSI durante o ensaio é apresentada na Figura 5.31 sendo que a variação deste mesmo sinal sobre a trajetória é apresentada na Figura 5.32.

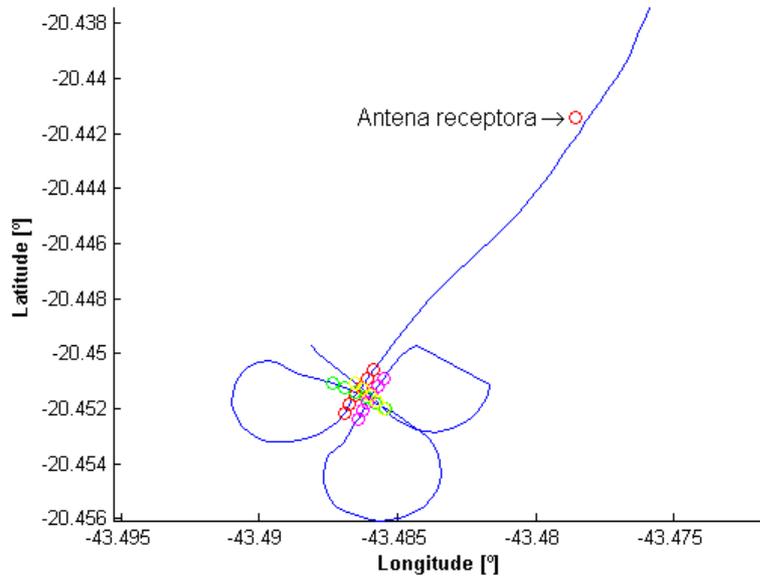


Figura 5.30. Trajetória realizada (Ensaio 15 – Direcional – Distância 2,3 km – Região 2)

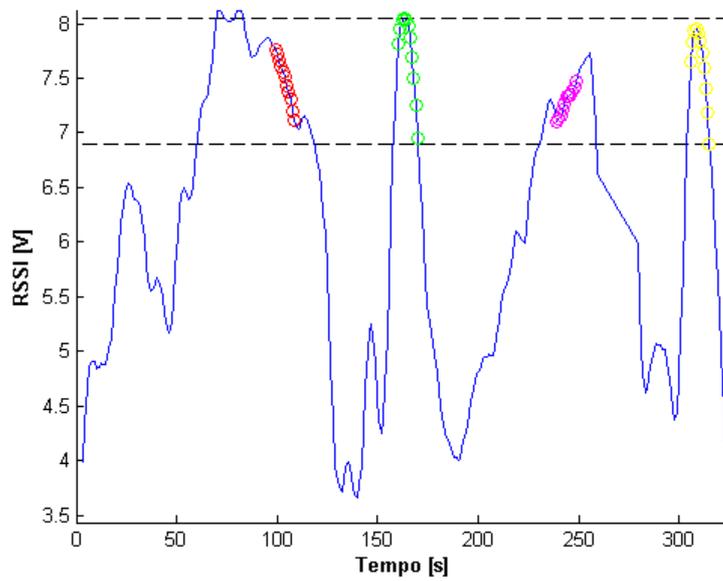


Figura 5.31. Variação da RSSI (Ensaio 15 – Direcional – Distância 2,3 km – Região 2)

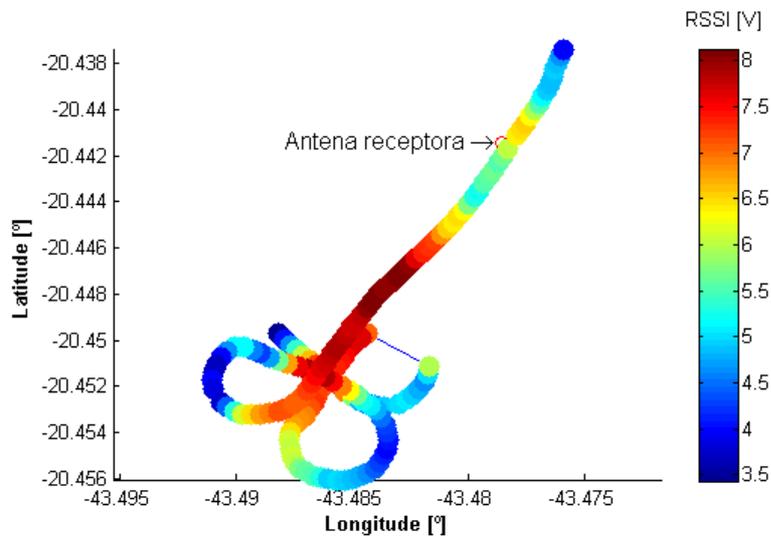


Figura 5.32. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 15 – Direcional – Distância 2,3 km – Região 2)

5.3.1.9 ENSAIO 16, ANTENA DIRECIONAL, DISTÂNCIA 4,0 KM, REGIÃO 2;

A Figura 5.33 apresenta a trajetória da aeronave durante o ensaio. Na Figura 5.34 pode ser observada a variação do sinal de RSSI, sendo a variação da RSSI sobre a trajetória apresentada na Figura 5.35.

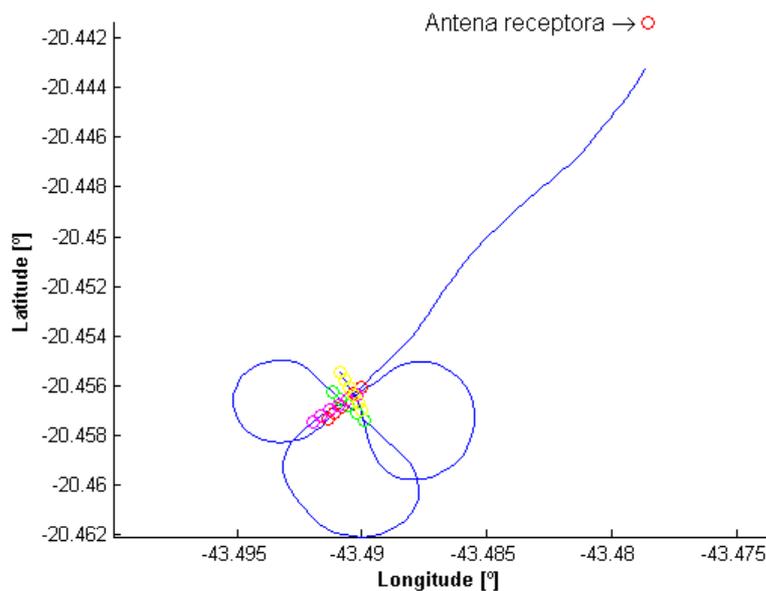


Figura 5.33. Trajetória realizada (Ensaio 16 – Direcional – Distância 4,0 km – Região 2)

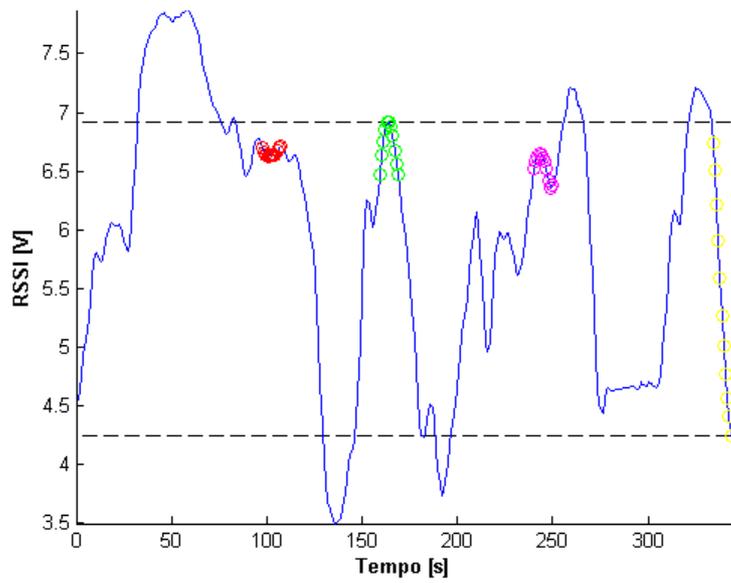


Figura 5.34. Variação da RSSI (Ensaio 16 – Direcional – Distância 4,0 km – Região 2)

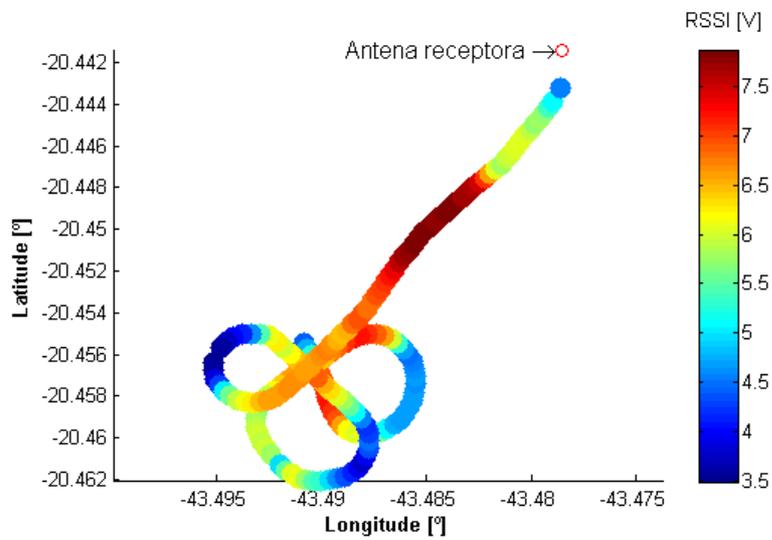


Figura 5.35. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 16 – Direcional – Distância 4,0 km – Região 2)

5.3.2 *ENSAIOS DO TIPO CÍRCULO*

Nesta seção são apresentados os ensaios que permitiram obter o diagrama de radiação da antena instalada na torre de telemetria considerando o meio ao redor da mesma, ou seja, as alterações ocorridas com o diagrama de radiação fornecido pelo fabricante devido a presença do hangar, da caixa d'água onde está instalada a antena, da haste de fixação da mesma apenas para citar alguns elementos.

São apresentados os resultados obtidos para as três antenas. Para tanto a trajetória circular ao redor das mesmas possui um raio de 2,3 km, exceto para ensaio 4 que foi de 2,0 km, sendo em todos eles a altura para realização da trajetória de 300 m (aproximadamente 1000 ft).

Assim como na apresentação dos resultados para os ensaios do tipo Borboleta, neste alguns gráficos são omitidos por não trazerem informações adicionais, ou seja, apenas confirmam a tendência observada.

5.3.2.1 ENSAIO 4, ANTENA PAINEL SETORIAL, RAI0 2,0 KM;

A trajetória realizada é apresentada na Figura 5.36, a atitude da aeronave na Figura 5.37, a variação do sinal de RSSI sobre a trajetória na Figura 5.38 e o diagrama de radiação da antena em teste apresentado na Figura 5.39.

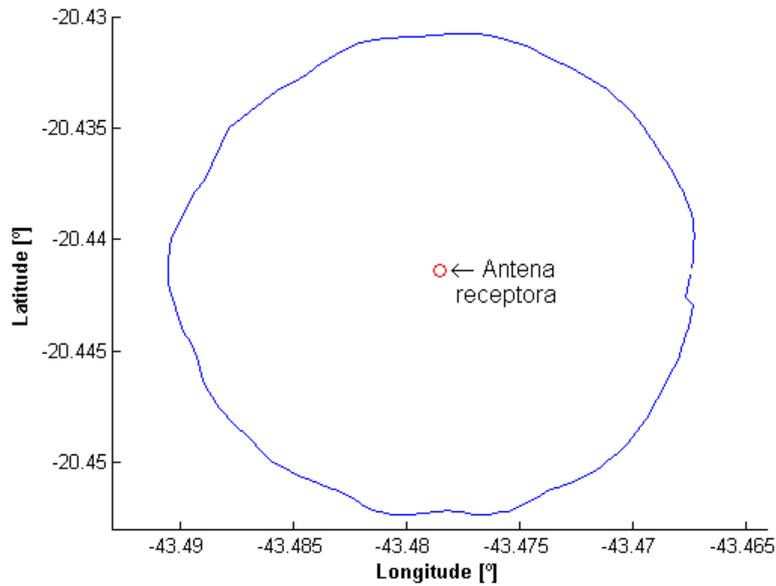


Figura 5.36. Trajetória realizada (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km)

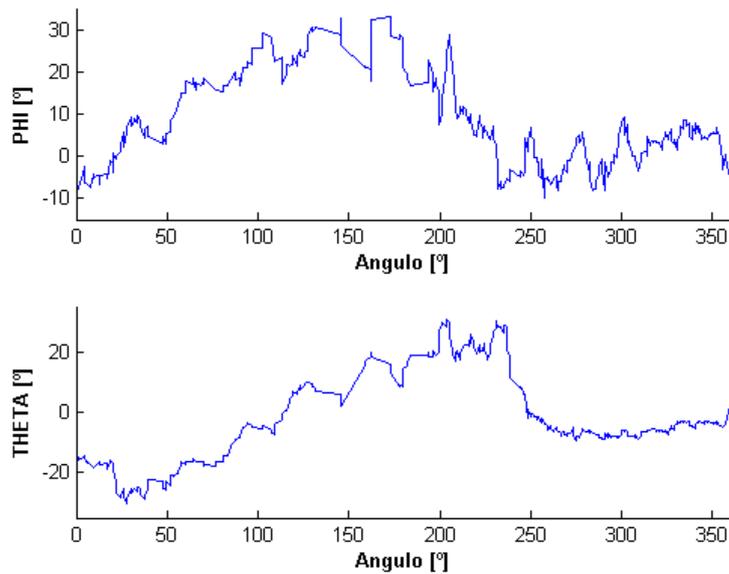


Figura 5.37. Variação da atitude da aeronave (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km)

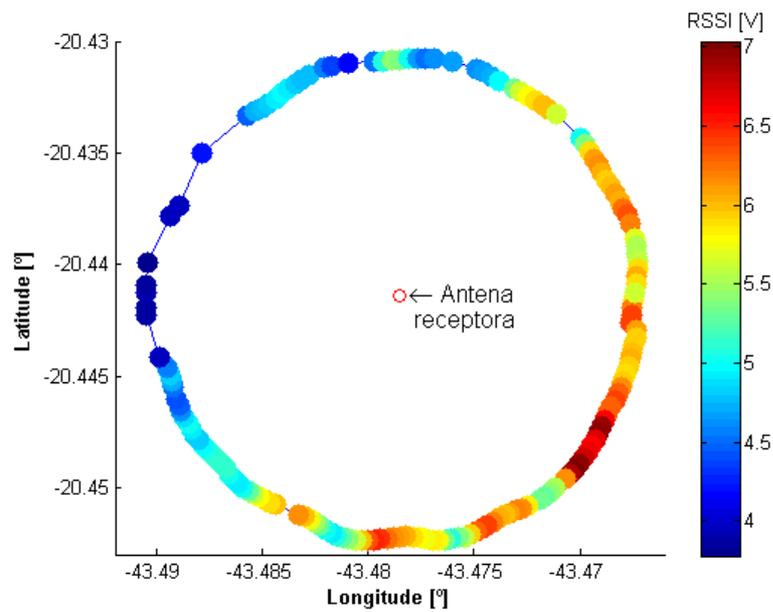


Figura 5.38. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km)

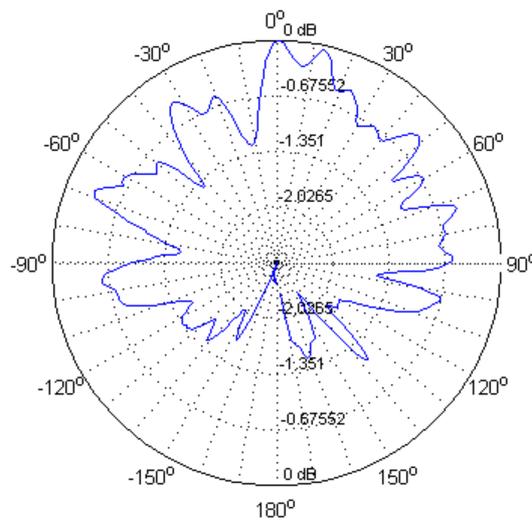


Figura 5.39. Diagrama de radiação da antena na torre de telemetria (Ensaio 4 – Painel Setorial – Raio 2,0 km)

5.3.2.2 ENSAIO 8, ANTENA PAINEL SETORIAL, RAIOS 2,3 KM;

A trajetória realizada é apresentada na Figura 5.40, a variação do sinal de RSSI sobre a trajetória na Figura 5.41, e o diagrama de radiação obtido para a antena em teste apresentado na Figura 5.42.

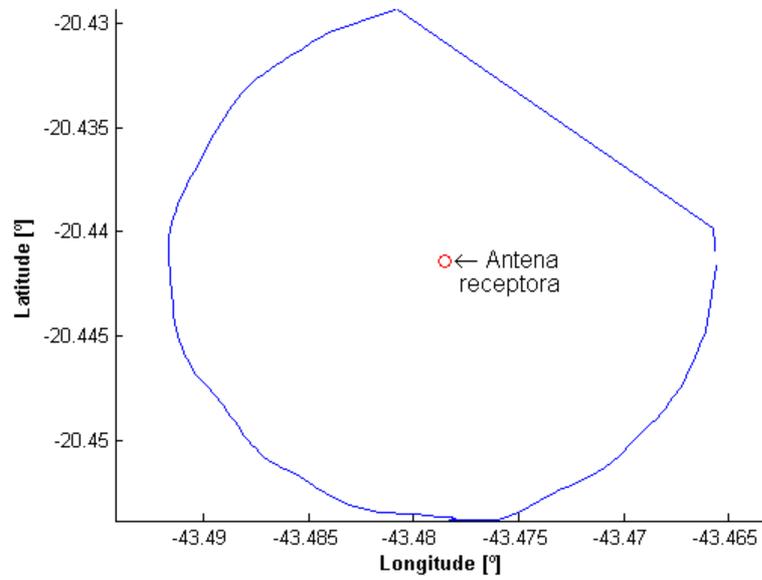


Figura 5.40. Trajetória realizada (Ensaio 8 – Painel Setorial – Raio 2,3 km)

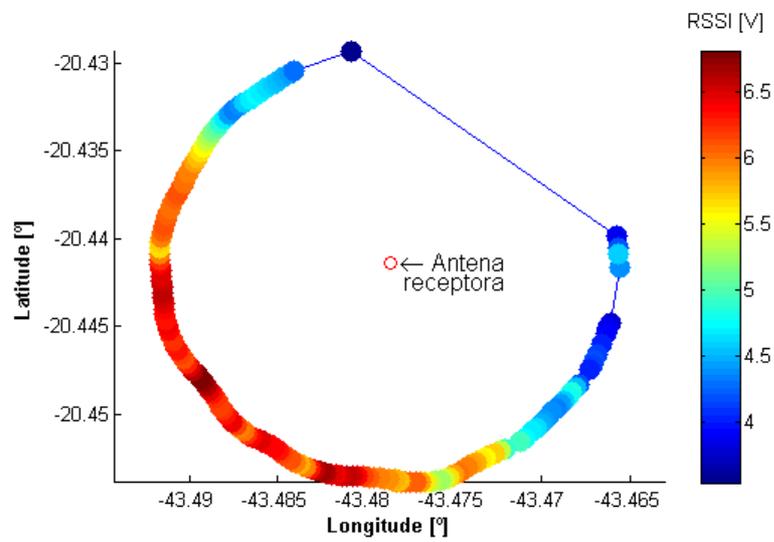
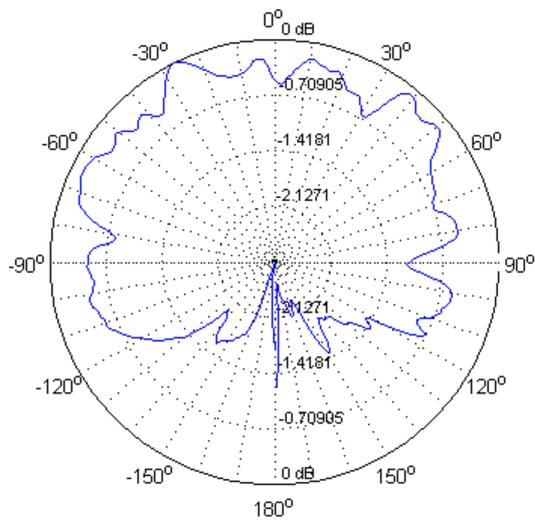


Figura 5.41. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 8 – Painel Setorial – Raio 2,3 km)



**Figura 5.42. Diagrama de radiação da antena na torre de telemetria
(Ensaio 8 – Painel Setorial – Raio 2,3 km)**

5.3.2.3 ENSAIO 11, ANTENA DIRECIONAL, RAI0 2,3 KM;

A trajetória realizada é apresentada na Figura 5.43, sendo a variação do sinal de RSSI sobre a trajetória na Figura 5.44, e o diagrama de radiação da antena em teste apresentado na Figura 5.45.

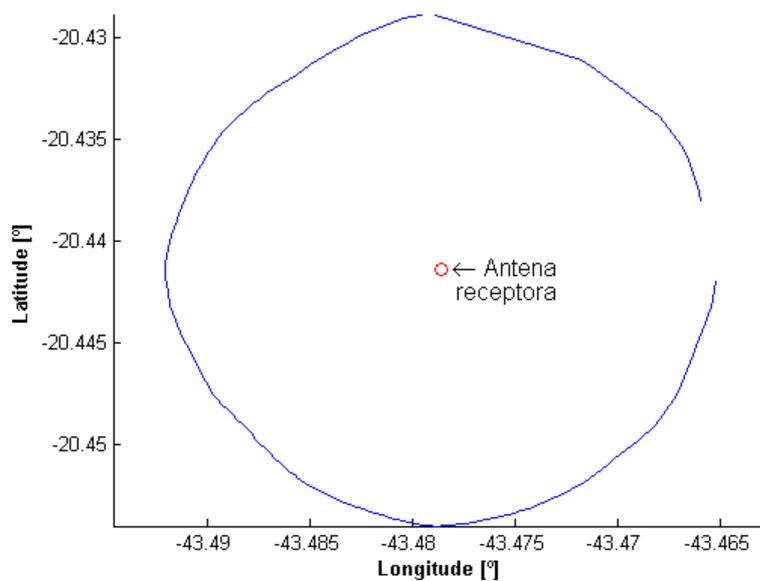


Figura 5.43. Trajetória realizada (Ensaio 11 – Direcional – Raio 2,3 km)

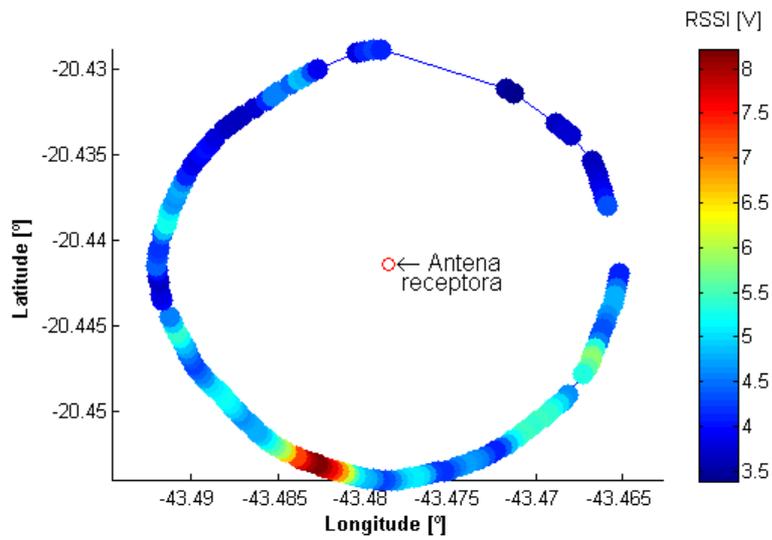


Figura 5.44. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 11 – Direcional – Raio 2,3 km)

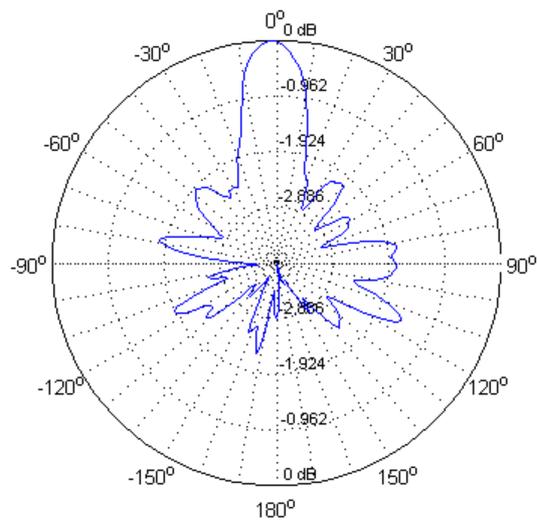


Figura 5.45. Diagrama de radiação da antena na torre de telemetria (Ensaio 11 – Direcional – Raio 2,3 km)

5.3.2.4 ENSAIO 14, ANTENA OMNIDIRECIONAL, RAI0 2,3 KM;

A trajetória realizada é apresentada na Figura 5.46, a variação do sinal de RSSI sobre a trajetória na Figura 5.47, sendo o diagrama de radiação obtido para a antena em teste apresentado na Figura 5.48.

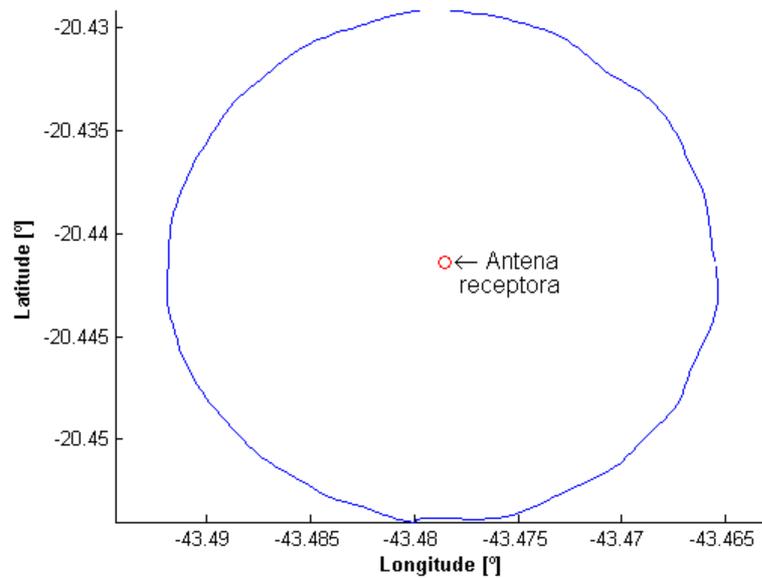


Figura 5.46. Trajetória realizada (Ensaio 14 – Omnidirecional – Raio 2,3 km)

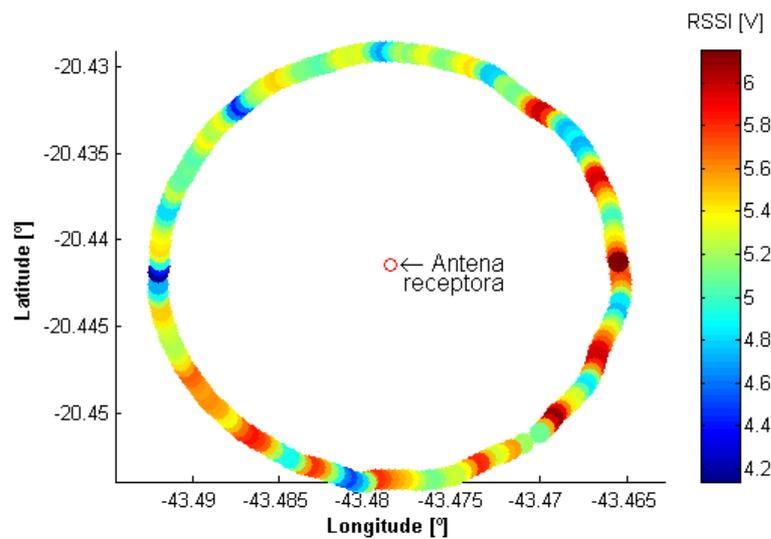


Figura 5.47. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 14 – Omnidirecional – Raio 2,3 km)

5.3.3 ENSAIOS DO TIPO DISTÂNCIA

Aqui são apresentados os resultados dos ensaios que tem por objetivo obter o alcance do sistema de telemetria em função da antena instalada na torre.

Para cada antena instalada a aeronave segue uma trajetória retilínea com distância máxima definida de 30 km, então retorna procurando realizar o mesmo trajeto. Ressalta-se que no ensaio 5 a distância máxima foi de 13 km, esta diferença se justifica pelo fato de que tal ensaio foi realizado apenas para testes iniciais do sistema, conforme apresentado no início deste capítulo.

Adicionalmente são obtidas duas informações importantes com este ensaio que são a variação do sinal de RSSI em função da distância, o que permite uma comparação com o modelo teórico para esta variação, e a avaliação das características de radiação da aeronave em relação à traseira e a dianteira da mesma.

Assim como nos ensaios do tipo Borboleta, nestes foram utilizadas as duas regiões de ensaio, inicialmente para o ensaio 5 a região 1 e para os demais a região 2.

Para apresentação dos dados de variação da RSSI e variação deste sinal sobre a trajetória, os conjuntos de dados foram divididos em dois grupos, um de afastamento da torre de telemetria e o outro de aproximação. Isto se justifica pelo fato de permitir uma melhor visualização dos dados, evitando a sobreposição dos mesmos.

5.3.3.1 ENSAIO 5, ANTENA PAINEL SETORIAL, REGIÃO 1

Na Figura 5.49 é apresentada a trajetória realizada para este ensaio, sendo a variação de RSSI durante o afastamento e a aproximação apresentados na Figura 5.50 e a variação da RSSI sobre a trajetória apresentada na Figura 5.51.

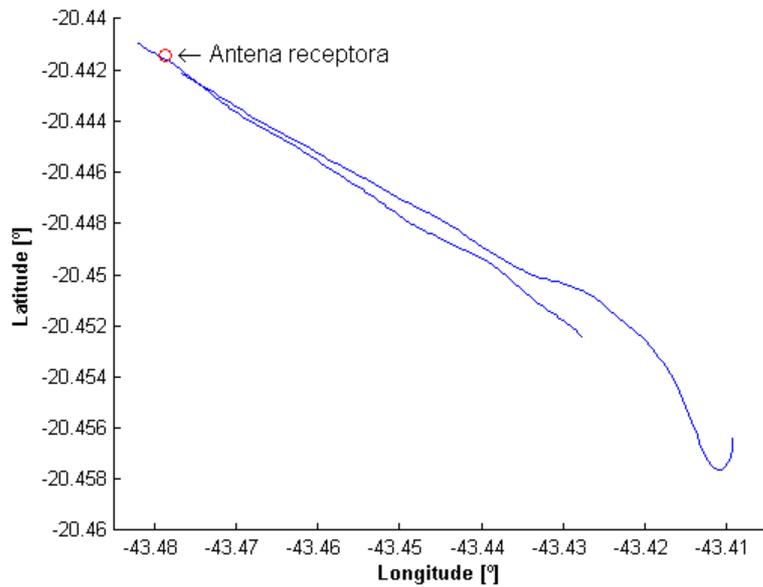


Figura 5.49. Trajetória realizada (Ensaio 5 – Painel Setorial – Região 1)

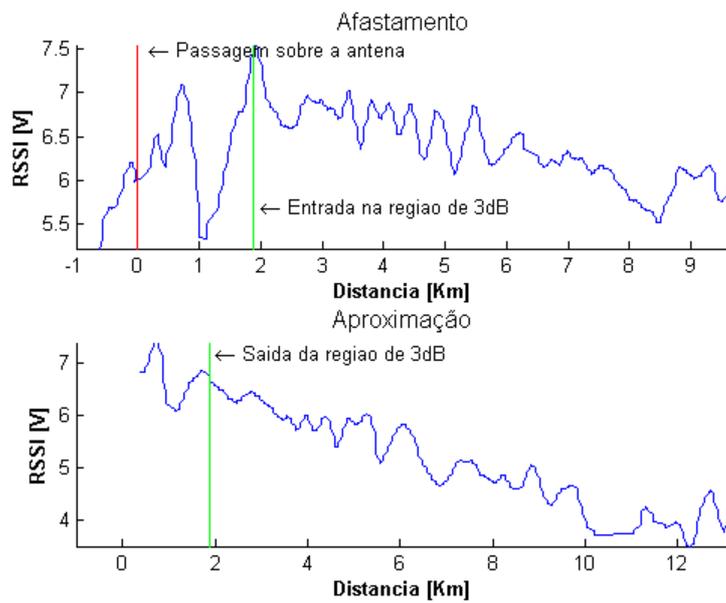


Figura 5.50. Variação da RSSI (Ensaio 5 – Painel Setorial – Região 1)

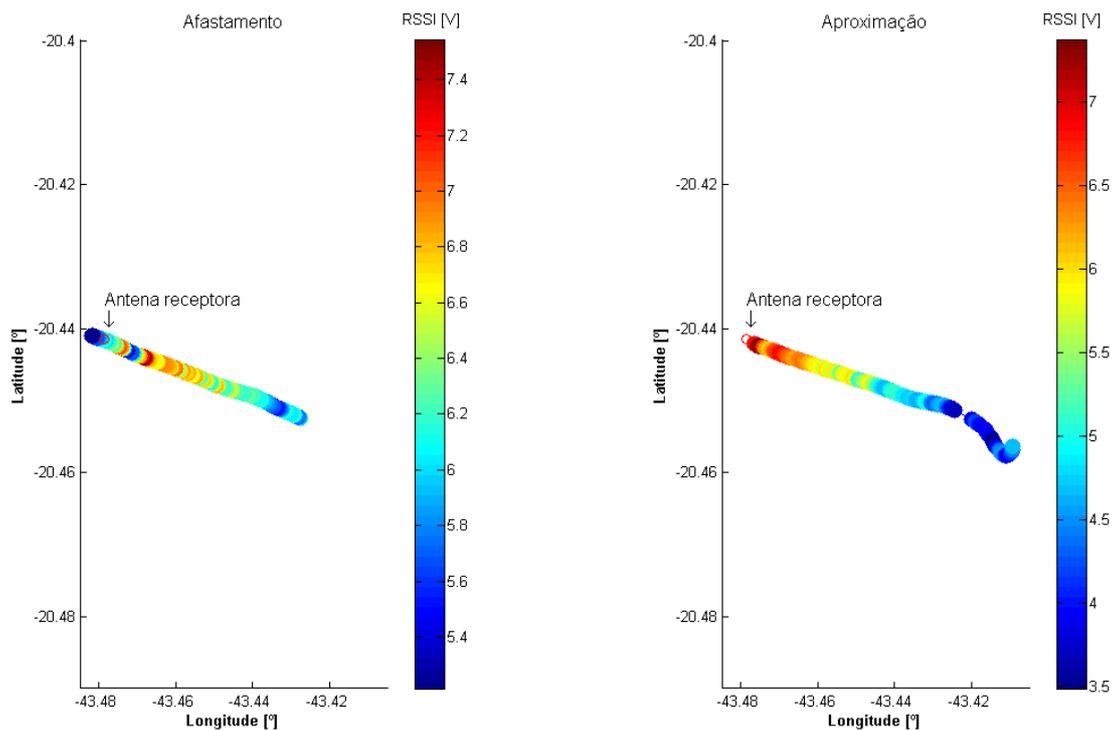


Figura 5.51. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 5 – Painel Setorial – Região 1)

5.3.3.2 ENSAIO 9, ANTENA PAINEL SETORIAL, REGIAO 2;

Na Figura 5.52 é apresentada a trajetória realizada. A variação de RSSI durante o afastamento e a aproximação é apresentada na Figura 5.53 sendo a variação da RSSI sobre a trajetória apresentada na Figura 5.54.

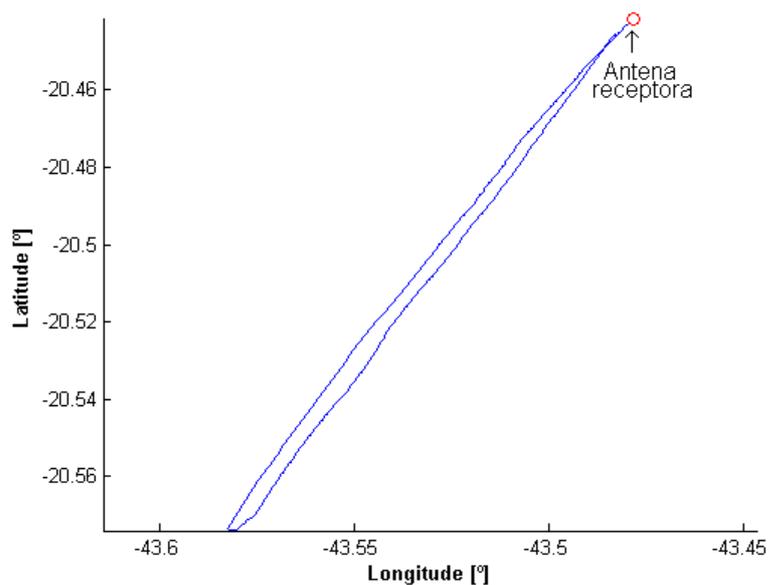


Figura 5.52. Trajetória realizada (Ensaio 9 – Painel Setorial – Região 2)

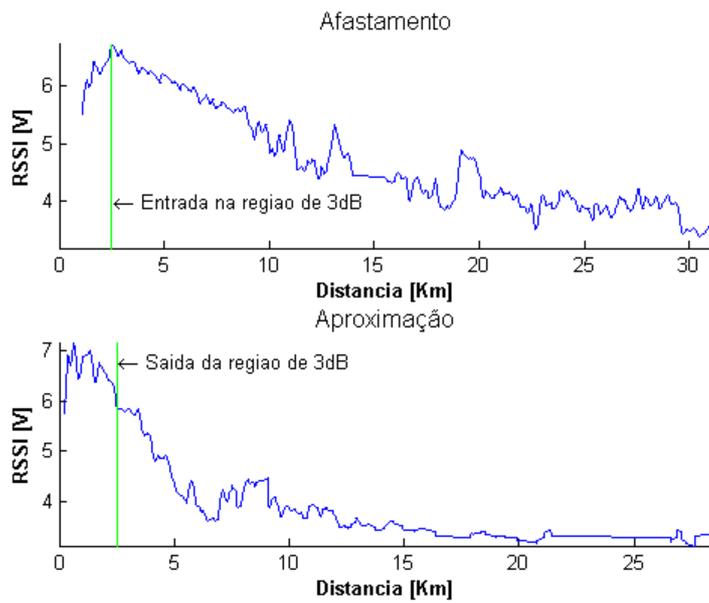


Figura 5.53. Variação da RSSI (Ensaio 9 – Painel Setorial – Região 2)

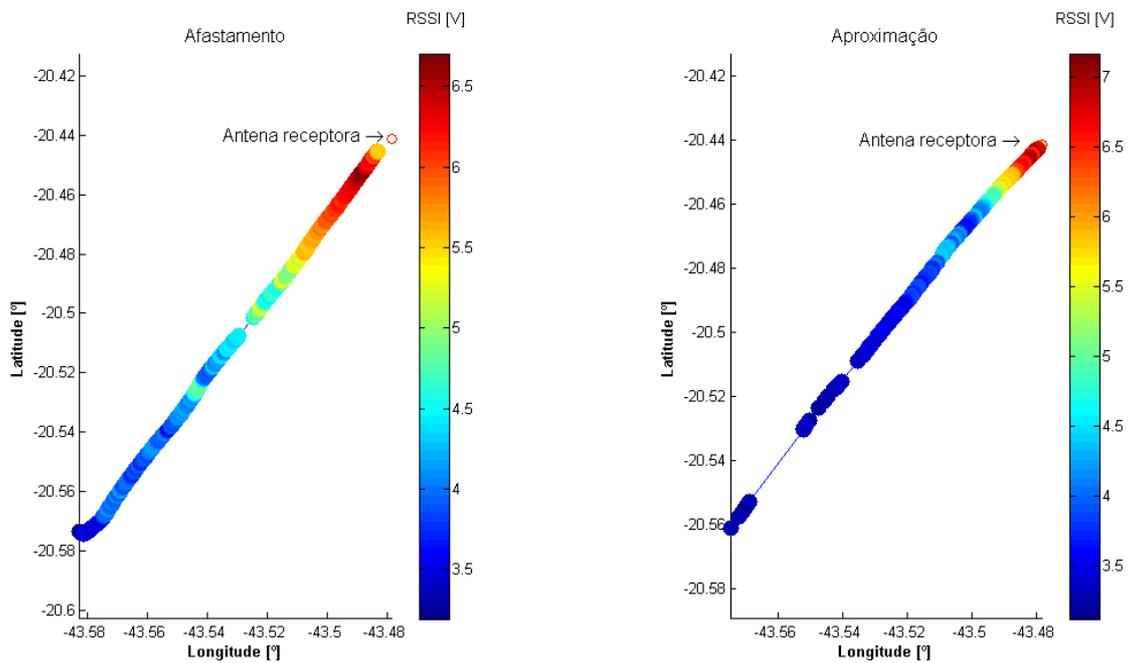


Figura 5.54. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 9 – Painel Setorial – Região 2)

5.3.3.3 ENSAIO 10, ANTENA OMNIDIRECIONAL, REGIÃO 2;

A trajetória realizada é apresentada na Figura 5.55, sendo na Figura 5.56 apresentada a variação de RSSI durante o afastamento e a aproximação da aeronave, a variação da RSSI sobre a trajetória apresentada na Figura 5.57.

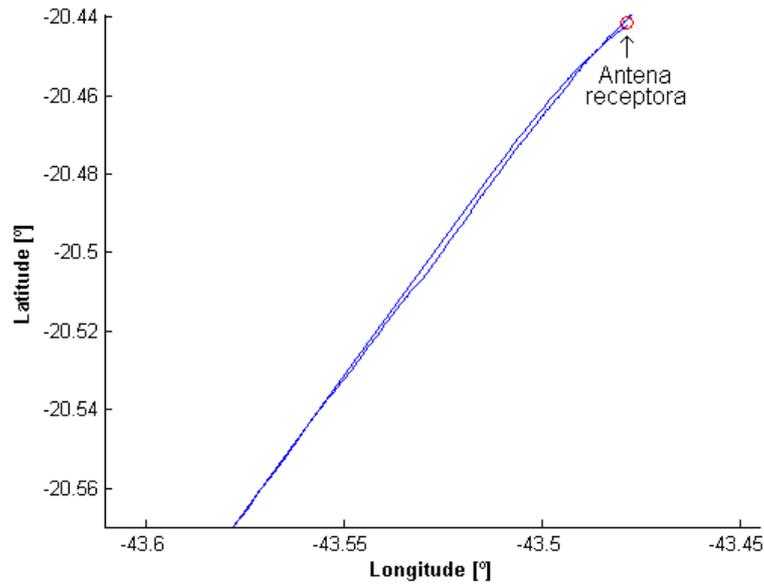


Figura 5.55. Trajetória realizada (Ensaio 10 – Omnidirecional – Região 2)

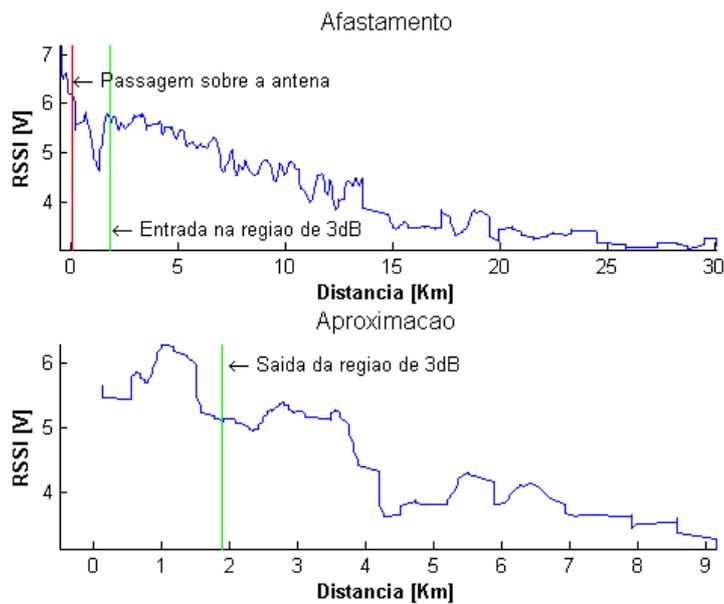


Figura 5.56. Variação da RSSI (Ensaio 10 – Omnidirecional – Região 2)

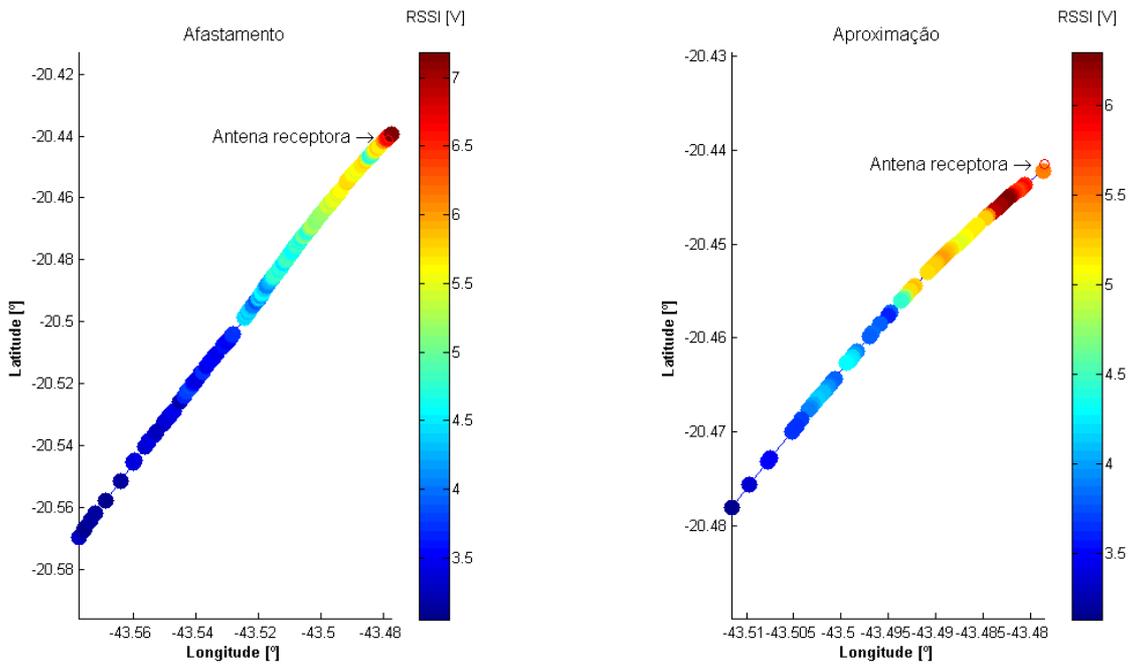


Figura 5.57. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 10 – Omnidirecional – Região 2)

5.3.3.4 ENSAIO 17, ANTENA DIRECIONAL, REGIÃO 2;

Na Figura 5.58 é apresentada a trajetória realizada, sendo na Figura 5.59 apresentada a variação de RSSI durante o afastamento e a aproximação da aeronave, e a variação da RSSI sobre a trajetória apresentada na Figura 5.60.

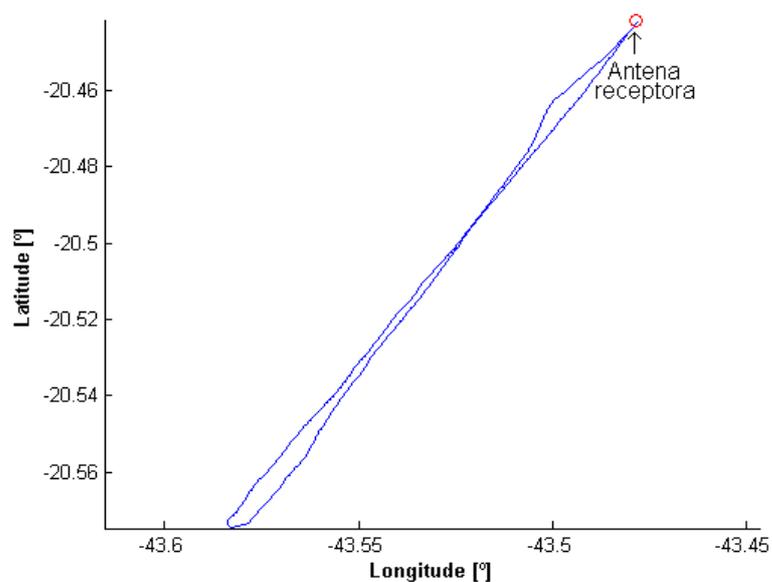


Figura 5.58. Trajetória realizada (Ensaio 17 – Direcional – Região 2)

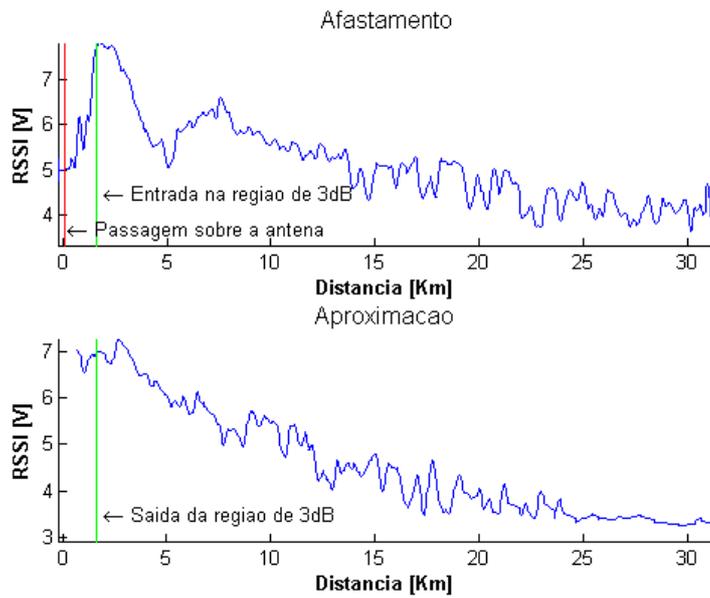


Figura 5.59. Variação da RSSI (Ensaio 17 – Direcional – Região 2)

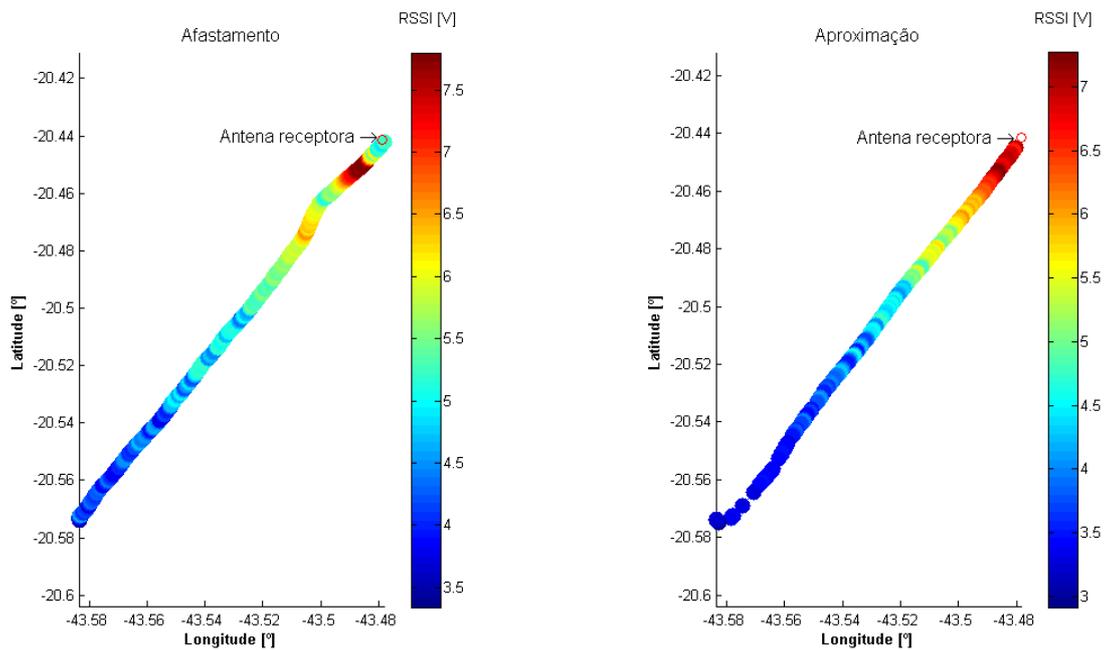


Figura 5.60. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 17 – Direcional – Região 2)

5.3.4 ENSAIO DO APONTADOR DA ANTENA DIRECIONAL

Nesta seção são apresentados os resultados referentes ao ensaio que permite avaliar o desempenho do apontador de antena.

Neste ensaio, a trajetória realizada foi estabelecida de forma a permitir uma elevada excursão do movimento do apontador nos dois planos, tentando fazer com que a aeronave ultrapassasse os limites do lóbulo principal da antena que é de quatro graus em qualquer direção a partir do eixo principal da mesma, Figura 3.25 e Figura 3.34. Este ensaio foi realizado na região 1 uma vez que nesta região era possível obter toda a excursão do apontador sem a presença de obstáculos tanto no plano horizontal, como no vertical, e como o afastamento máximo da aeronave não foi elevado quando comparado aos ensaios de distância os critérios de segurança foram preservados.

Para este ensaio, diferentemente do que foi apresentado no Capítulo 4, o sinal telemetria foi recebido pela antena direcional instalada no apontador, e não pela antena fixa instalada na torre, ou seja, neste ensaio foi considerada a real capacidade de apontamento e suas conseqüências na qualidade do sinal recebido, intensidade do sinal de RSSI.

5.3.4.1 *ENSAIO 18, APONTADOR DA ANTENA DIRECIONAL, REGIÃO 1;*

A trajetória realizada para o ensaio do apontador é apresentada na Figura 5.61, sendo a variação da RSSI em toda a trajetória apresentada na Figura 5.62. A variação da RSSI para cada trecho marcado na trajetória pode ser observada na Figura 5.63 e a variação deste sinal sobre a trajetória durante todo o ensaio apresentada na Figura 5.64.

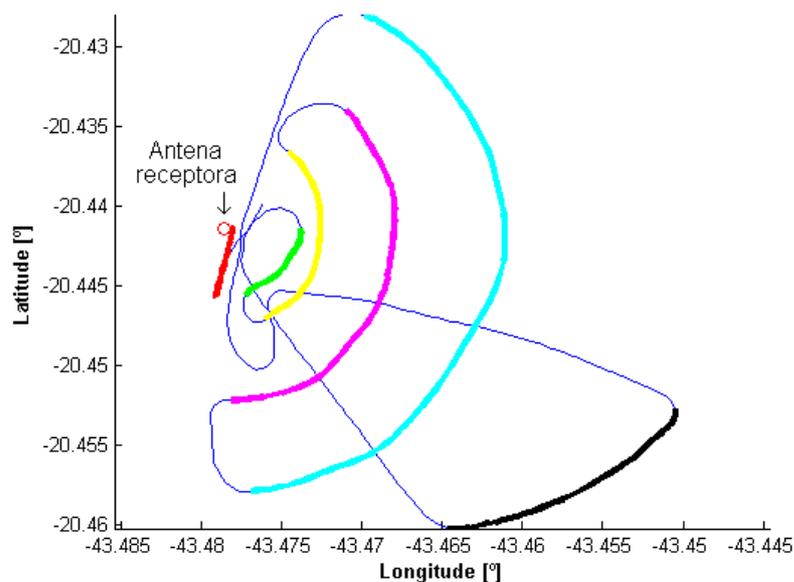


Figura 5.61. Trajetória realizada (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)

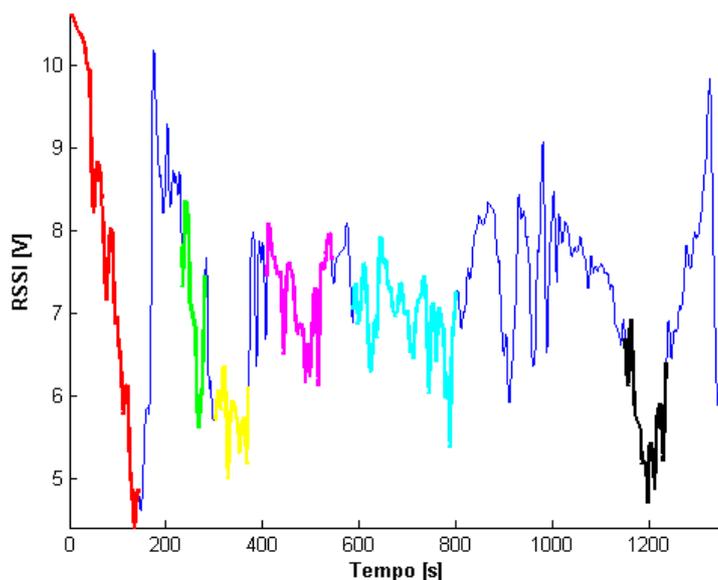


Figura 5.62. Variação da RSSI durante toda a trajetória (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)

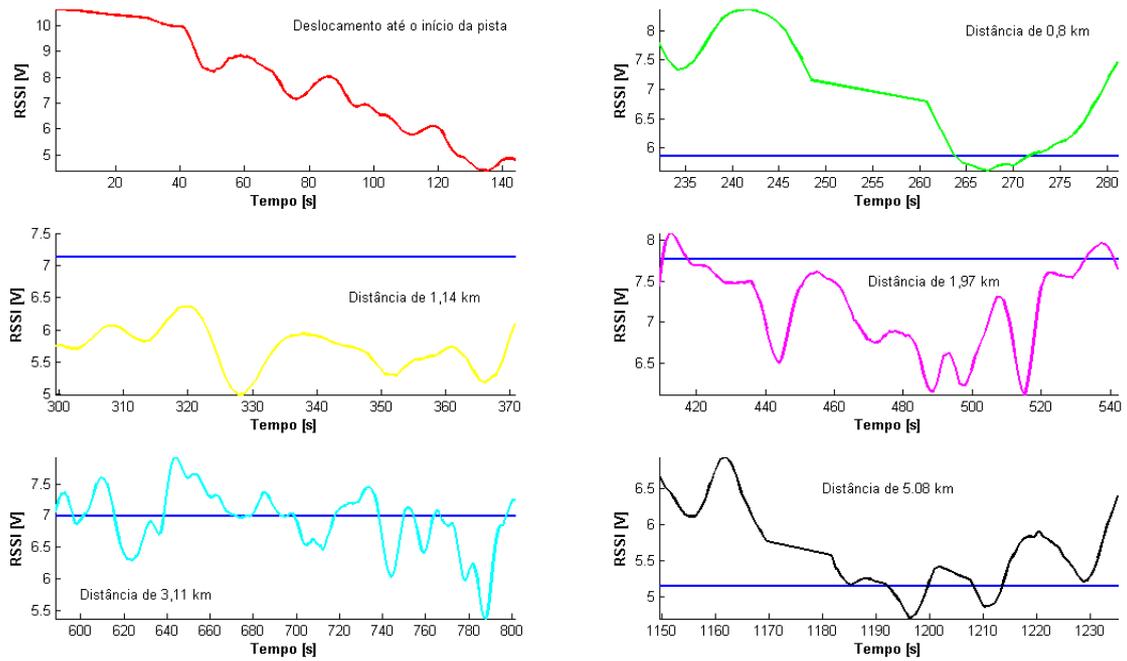


Figura 5.63. Variação da RSSI por trecho (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)¹

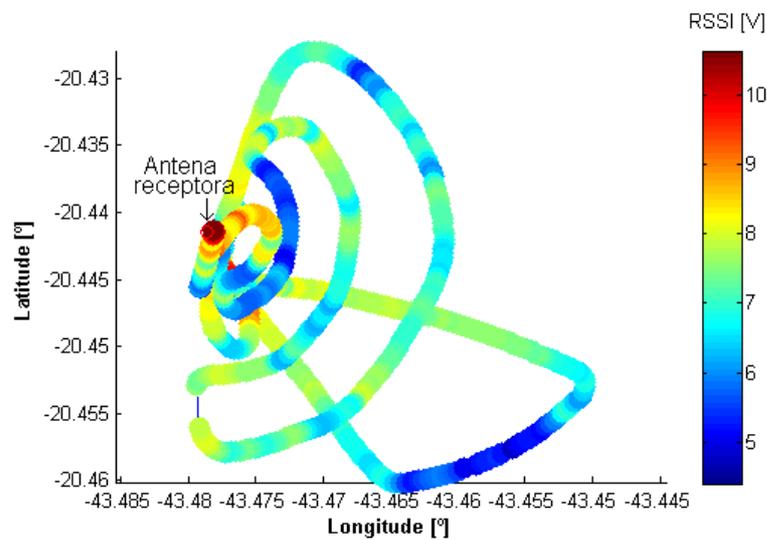


Figura 5.64. Variação da RSSI sobre a trajetória (Ensaio 18 – Apontador – Região 1)

¹ Nestes gráficos a linha em azul representa o valor do sinal de RSSI obtido para a antena direcional estática nas distâncias consideradas (ensaio 17), sendo utilizada para comparação com os resultados obtidos com o apontador.

5.4 ANÁLISE DOS RESULTADOS

Uma vez apresentados os resultados obtidos em todos os ensaios e feitas as considerações pertinentes a eles, segue nesta seção a análise dos resultados visando concluir sobre o desempenho de todo o sistema de telemetria projetado e implementado.

Através dos ensaios do tipo Borboleta é possível verificar que a aeronave apresenta radiação do sinal de forma assimétrica. Conforme pode ser observado pelas Figuras 5.7, 5.12 e 5.29 o lado esquerdo da aeronave, tendo como referência o piloto no interior da mesma, apresenta um nível de radiação maior que o lado direito. Da mesma forma, é possível verificar que a parte traseira também irradia com maior intensidade que a dianteira. Em relação ao eixo longitudinal da aeronave, isto pode ser explicado pela presença da maior parte metálica, motor e parede de fogo, apenas para citar alguns, na parte dianteira da mesma, o que pode estar promovendo uma maior atenuação do sinal nesta direção, devido a acoplamento das ondas com esta massa metálica e/ou até mesmo por reflexão das ondas nestes componentes.

Considerando as diferenças em relação às laterais da aeronave, a causa deste comportamento é de difícil explicação, uma vez que, a princípio, a aeronave apresenta simetria em relação a suas laterais. Mas pode-se sugerir algumas possíveis causas como o posicionamento do piloto sempre no assento esquerdo da aeronave, o pequeno desvio em direção à esquerda do local de instalação da antena de telemetria e não exatamente sobre o eixo longitudinal da aeronave. Embora estes fatores possam parecer pouco influentes sobre os resultados obtidos, deve-se ressaltar que a frequência do sinal de telemetria de 2,4 GHz possui um comprimento de onda de 12,5 cm. Portanto, variações no posicionamento da antena da ordem de grandeza deste comprimento, ou frações do mesmo, e também a presença de elementos destas dimensões podem provocar alterações no diagrama de radiação compatíveis com os resultados observados.

Embora os diagramas apresentados nas Figuras 5.7, 5.12 e 5.29 terem sido obtidos para todos os ensaios do tipo Borboleta alguns foram omitidos por apresentarem a mesma tendência observada pelos citados.

Pelas Figuras 5.4, 5.8, 5.13, 5.16, 5.19, 5.22, 5.25, 5.30 e 5.33 que mostram a trajetória realizada para este ensaio, fica claro que existe uma grande dificuldade em se realizar a passagem sobre o ponto de interesse aliada a impossibilidade de se repetir esta trajetória de forma exata, devido as dificuldades relacionadas à prática de vôo e características da aeronave. Esta dificuldade pode ser observada nas Figuras 5.10 e 5.27 que mostram a variação da atitude da aeronave, numa demonstração clara do trabalho do piloto para tentar levar a aeronave o mais próximo do ponto de interesse e também mantê-la nivelada durante as passagens por este ponto.

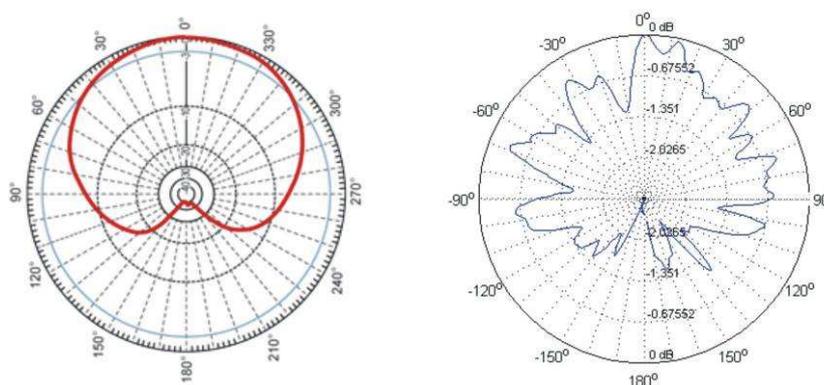
De acordo com os fatores relacionados à prática de vôo, como os apresentados no parágrafo anterior, juntamente com as características de propagação do sinal, perdas por polarização, reflexões e comprimento do enlace, apenas para citar alguns se tem a variação do sinal de RSSI como apresentado nas Figuras 5.5, 5.9, 5.14, 5.17, 5.20, 5.23, 5.26, 5.31 e 5.34. As causas das variações observadas se confundem não permitindo quantificar nas figuras apresentadas qual a contribuição de cada uma nas variações apresentadas, o que justifica a análise dos resultados sempre de forma comparativa a partir de dados obtidos através da repetição dos ensaios, considerando limites operacionais.

Um comportamento que pode ser observado através dos ensaios 6, 7, 12, 13, 15 e 16, é que, para uma determinada antena, o aumento da distância da aeronave levou a diminuição dos valores de RSSI obtidos, o que pode ser observado pelos limites demarcados pelas linhas tracejadas nas Figuras 5.17 e 5.20 para a antena painel setorial, Figuras 5.23 e 5.26 para a antena omnidirecional e as Figuras 5.31 e 5.34 para a antena direcional. Além disto, é possível observar que os níveis de sinal também foram diminuindo de acordo com o ganho da antena

utilizada, sendo que os maiores valores de RSSI foram obtidos através da antena direcional, seguido do painel setorial e os menores através da antena omnidirecional.

A variação do sinal em toda a trajetória realizada para cada ensaio pode ser observada nas Figuras 5.6, 5.11, 5.15, 5.18, 5.21, 5.24, 5.28, 5.32 e 5.35. Nestas, é possível concluir através da tonalidade das cores, que o sinal é maior de acordo com o ganho da antena utilizada que a traseira da aeronave sempre apresenta níveis de radiação consideravelmente maiores e que o sinal decai com a distância entre a aeronave e a torre de telemetria.

Em relação aos ensaios do tipo Círculo, pode-se concluir que os diagramas de radiação obtidos para as antenas Figuras 5.39, 5.42, 5.45 e 5.48 são condizentes com os apresentados nas especificações das antenas e conseqüentemente com o esperado. Ressalta-se que esta comparação é apenas qualitativa uma vez que os valores apresentados nos diagramas fornecidos pelo fabricante são obtidos em ensaios em câmara anecóica, isto justifica a grande discrepância em relação aos valores obtidos. Nas figuras a seguir são apresentados os diagramas obtidos juntamente com os fornecidos pelo fabricante. Esta forma de apresentação dos resultados tem por objetivo facilitar a comparação entre estes.



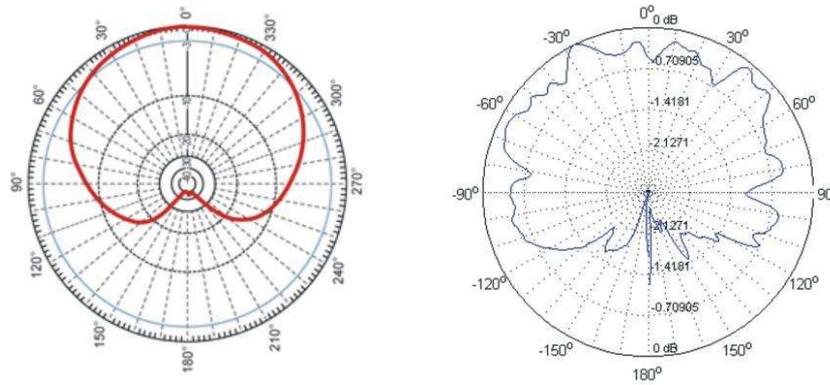


Figura 5.66. Diagrama obtido no ensaio 8 com a antena painel setorial

Na Figura 5.65 e Figura 5.66 no lado esquerdo são apresentados os diagramas fornecidos pelo fabricante e no lado direito o obtido através dos ensaios 4 e 8. Em relação a estes ensaios ressalta-se que o ensaio 4 foi realizado na região 1, na primeira campanha, e o ensaio 8 foi realizado na região 2, segunda campanha. Como pode ser verificado os dois diagramas obtidos são semelhantes fortalecendo o fato de que a mudança da região de ensaio não provocou alterações consideráveis nos resultados obtidos.

Para o ensaio 11, ver Figura 5.67, é possível verificar que o diagrama obtido, lado direito, é condizente com o fornecido, sendo que as diferenças observadas estão relacionadas ao meio ao redor da antena e entre esta e a aeronave.

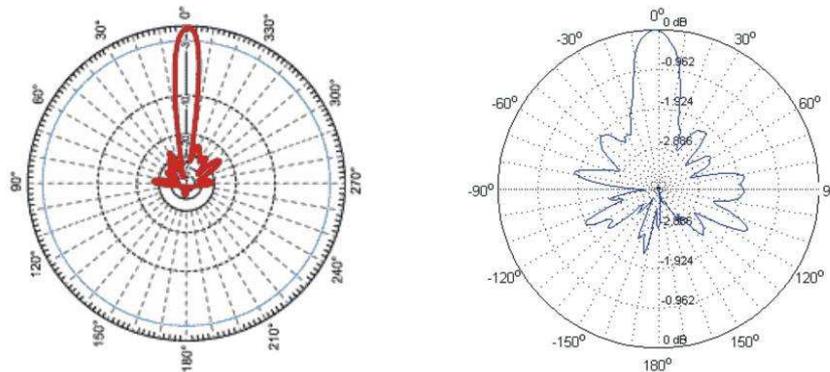


Figura 5.67. Diagrama obtido no ensaio 11 com a antena direcional

Para a antena omnidirecional, o diagrama obtido apresenta a primeira vista uma discrepância considerável com o esperado, ensaio 14. Como nos casos anteriores isto se justifica pelo meio em que foi realizado o ensaio, neste caso é interessante observar que menores valores

de radiação entre o ângulo de zero a menos cento e vinte graus, Figura 5.68, coincidem com a posição do hangar o que sugere a influência deste no diagrama obtido, o que era esperado.

Em relação às trajetórias realizadas para os ensaios do tipo Círculo, apresentadas nas Figuras 5.36, 5.40, 5.43 e 5.46, pode-se observar que a variação no raio das mesmas é desprezível, principalmente quando se considera as dificuldades operacionais para a realização de tais trajetórias.

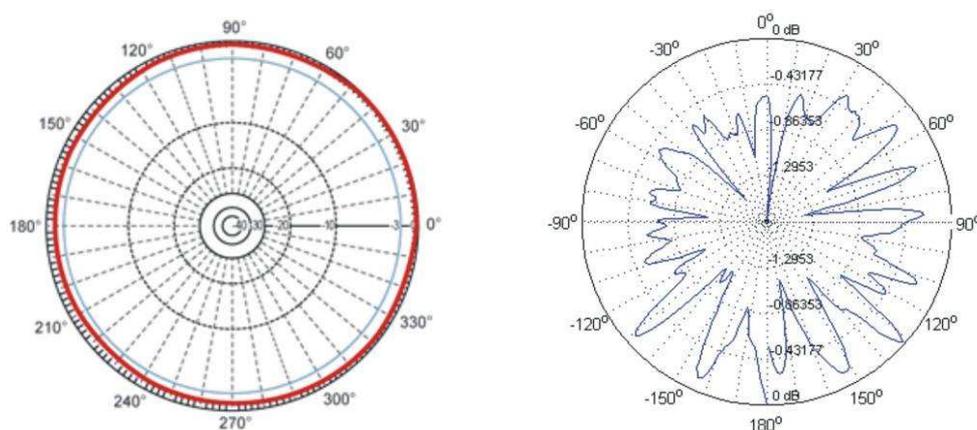


Figura 5.68. Diagrama obtido no ensaio 14 com a antena omnidirecional

Ainda em relação aos ensaios do tipo Círculo, observa-se nas Figuras 5.38, 5.41, 5.44 e 5.47 que o valor de RSSI sobre a trajetória condiz com o diagrama de radiação das antenas, ressaltando que para o ensaio 4 a antena direcional estava apontada na direção da seta presente na região 1 da Figura 5.1 e para os ensaios 8 e 11 na direção da seta na região 2. Para o ensaio da antena omnidirecional não se considera direção de apontamento uma vez que esta antena não apresenta, a princípio, direção preferencial de radiação.

Na Figura 5.37 observa-se a variação de atitude da aeronave durante a realização do círculo referente ao ensaio 4, nota-se que os ângulos de rolamento e arfagem apresentaram uma variação total de aproximadamente 40 graus o que pode ter provocado perdas por polarização contribuindo para as diferenças observadas entre os diagramas fornecidos e os obtidos.

Para os ensaios do tipo Distância, ressalta-se que o afastamento máximo alcançado foi estabelecida, com base nos critérios apresentados no Capítulo 4, ou seja, 30 km ou na ocorrência de perda da comunicação. A perda de comunicação é caracterizada pela distância a partir da qual a operação do sistema fica severamente comprometida devido a perdas de pacotes provocando o travamento freqüente e longo do sistema. É importante salientar que eventuais perdas de pacotes ocasionando travamentos de pequenas durações ocorrem e não prejudicam o desempenho do sistema para a finalidade a que se propõem.

Nas Figuras 5.49, 5.52, 5.55 e 5.58, são apresentadas as trajetórias realizadas para estes ensaios, sendo que o ensaio 5, Figura 5.49, foi realizado sobre a região 1, campanha 1, sendo este apenas um dos ensaios iniciais do sistema para validar o funcionamento do mesmo, principalmente em relação à variação do sinal de RSSI em função da distância, permitindo desta forma validar o sistema para realização dos ensaios restantes, isto justifica a distância máxima alcançada de apenas 13 km.

As Figuras 5.50, 5.53, 5.56 e 5.59 apresentam a variação do sinal de RSSI em função da distância. Devido à importância das informações contidas nestas figuras as mesmas são comentadas separadamente a seguir.

Para a Figura 5.50, é possível observar que a distância máxima alcançada no ensaio 5, utilizando a antena painel setorial, foi de 13 km, nota-se também, que durante o afastamento da aeronave, tem-se o registro de distância máxima inferior, 9 km. Este resultado aparentemente contraditório, uma vez que durante o afastamento a traseira da aeronave, que possui o maior nível de radiação, esta direcionada para a antena receptora, é justificado por problemas ocorridos no “software Ground Station”, mais precisamente um travamento do mesmo. Desta forma, até que o problema em solo fosse resolvido, não houve registro de dados de afastamento. Durante as tentativas para resolver o problema ocorrido com “software”, foi solicitado o retorno da aeronave, através da comunicação com a mesma via rádio, durante o retorno da mesma o

problema com o “software” foi resolvido e iniciou-se o registro dos dados, o que ocorreu quando a mesma estava a 13 km de distância, finalizando a manobra de retorno à base.

A Figura 5.53 apresenta a variação do sinal de RSSI para o ensaio 9, antena painel setorial, sobre a região 2. Nesta é possível observar que a distância máxima alcançada foi de 31 km, sendo que neste caso o retorno da aeronave se deu pela ocorrência do limite máximo definido e não pela perda de comunicação. A partir deste ponto, iniciou-se a manobra de retorno da aeronave, fazendo com que a dianteira da mesma fosse apontada em direção a antena receptora. Neste ponto é possível observar que o sinal de RSSI sofreu uma queda, quando comparado com o gráfico de afastamento, o que justifica ainda mais, o resultado obtido, através do ensaio do tipo Borboleta, de que a traseira da aeronave apresenta um maior nível de radiação quando comparado com sua dianteira.

Durante o afastamento foram observados pequenos períodos de travamento da “Ground Station”, devida a perda de pacotes, estes travamentos foram mais frequentes durante o retorno da aeronave, devido à menor qualidade da comunicação de acordo com o foi apresentado no parágrafo anterior.

A variação do sinal de RSSI para o ensaio de Distância da antena omnidirecional é apresentado na Figura 5.56, onde a distancia máxima obtida durante o afastamento é de 30 km, e para a aproximação de 9 km. Esta perda de informação desde o início do retorno da aeronave, que se encontrava a 30 km de distância, até a distância de 9 km foi provocada por problemas nos equipamentos presentes na aeronave, que ficaram fora de operação durante este período. É importante ressaltar que, embora este problema tenha ocorrido, o ensaio foi válido, uma vez que permite a comparação de dados entre o afastamento e a aproximação nas distâncias comuns aos dois trechos e também permitiu verificar que o comportamento do sinal de RSSI durante o afastamento era condizente com o esperado. Embora tenha sido possível obter registros de distancia de até 30 km, neste ensaio o funcionamento satisfatório do sistema foi observado até a

distância de 26 km, a partir deste ponto a ocorrência de perdas de pacotes, verificada através do travamento da “Ground Station”, atingiu valores que tornaram inviável a utilização do sistema.

Para a antena direcional, ensaio 17, região 2, a Figura 5.59 mostra que a distância máxima obtida foi de 31 km, novamente limitado pela ocorrência do valor máximo definido e não pela perda de comunicação. Durante o retorno da aeronave é possível verificar, da mesma forma que para os demais ensaios deste tipo, que o sinal de RSSI é ligeiramente inferior quando comparado com o afastamento da aeronave.

Portanto, com base nos ensaios do tipo Distância para as três antenas, é possível concluir que o nível de radiação na traseira da aeronave é superior que na dianteira, de acordo com o verificado pelos ensaios do tipo Borboleta. Além disto, foi observado que o nível do sinal recebido durante todo o trajeto é maior quanto maior for o ganho da antena utilizada, em ordem decrescente de ganho: antena direcional, painel setorial e antena omnidirecional. Além disto, a variação do sinal de RSSI obedece à tendência apresentada na Figura 4.10, ou seja, o sinal recebido varia exponencialmente com a distância.

Na Figura 5.69 é possível observar que a variação do sinal de RSSI com a distância está de acordo com a curva apresentada na Figura 4.10, sendo esta um modelo teórico para a variação do sinal no espaço livre em função da distância. A curva em vermelho na Figura 5.69 foi acrescentada para enfatizar a tendência de variação exponencial da curva original em azul, a conversão dos valores para decibel nesta figura foi realizada através da Equação (5.1) e são normalizados em relação aos valores máximos. Portanto, através da comparação entre estas duas figuras, pode-se concluir que o nível de sinal recebido varia exponencialmente de acordo com a curva de variação no espaço livre.

A curva em azul apresentada Figura 5.69 se refere à curva de afastamento presente na Figura 5.59 para o ensaio da antena direcional.

Nas Figuras 5.51, 5.54, 5.57 e 5.60 é apresentada a variação da RSSI sobre a toda a trajetória, onde a ausência de pontos sobre a trajetória representa os instantes em que houve perda de comunicação.

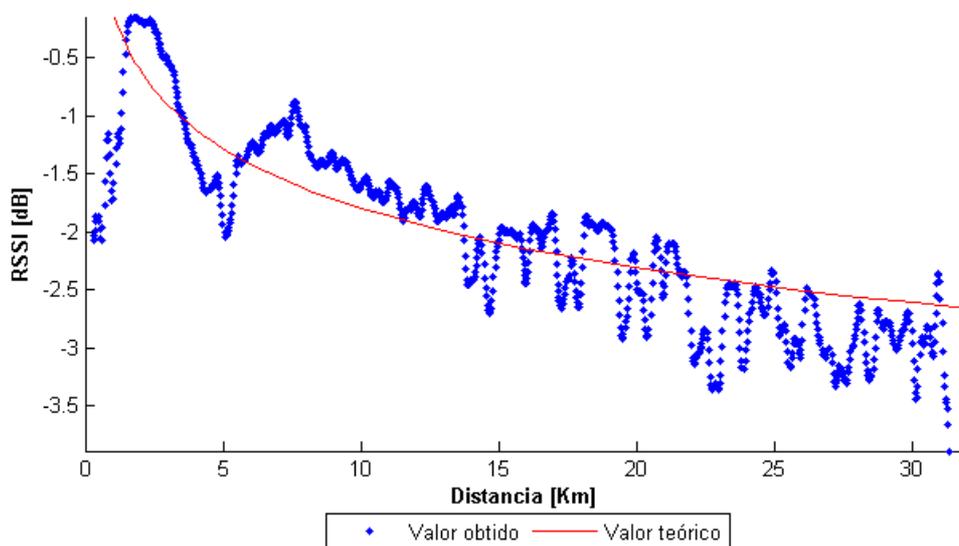


Figura 5.69. Tendência exponencial da variação do sinal de RSSI

Os resultados obtidos com todos os ensaios apresentados até o momento são resumidos a seguir:

- 1) Para os ensaios do tipo Borboleta, ficou evidente a que a aeronave não apresenta o mesmo nível de radiação em todas as direções avaliadas. O que também foi confirmado pelos ensaios do tipo Distância;
- 2) Em relação aos ensaios do tipo Círculo, foi possível observar que o diagrama de radiação das antenas utilizadas na estação de solo sofreu alterações, como previsto, devido à presença do meio ao seu redor. Mesmo com estas alterações as características de radiação foram condizentes com as apresentadas na documentação destas antenas;
- 3) Em relação aos ensaios do tipo distância, foi observado que a distância de operação do sistema foi de 31 km para as antenas painel setorial e direcional, e de 26 km para a antena omnidirecional, sendo que o limite de 31 km foi obtido com base na ocorrência da distância

máxima definida de 30 km. Além disto, foi possível observar que a variação do sinal de RSSI com a distância era condizente com o modelo de variação no espaço livre na frequência de operação do sistema;

- 4) Por meio de todos os ensaios, foi possível concluir que o sistema de medição e tratamento do sinal de RSSI apresentou resultados satisfatórios, uma vez que os dados obtidos foram condizentes com o esperado, por exemplo, a confirmação da tendência de variação exponencial do sinal em função da distância e obtenção dos diagramas de radiação das antenas na torre que eram as principais referências para a validação do sinal de RSSI obtido.

Finalmente, para o ensaio do apontador a aeronave permaneceu durante todo o tempo com o sistema de telemetria acionado, o que não ocorreu nos ensaios anteriores onde o sistema era acionado apenas nos períodos de realização das trajetórias de interesse, permitindo verificar a movimentação do apontador deste o deslocamento da aeronave até a cabeceira da pista, decolagem e realização de toda a trajetória. O desligamento do sistema se deu nos procedimentos de pouso, uma vez que a aeronave iria extrapolar os limites de apontamento do sistema, evitando desta forma qualquer problema na “Ground Station” ocasionado pela perda de comunicação por um período maior de tempo. Na Figura 5.61 é apresentada a trajetória realizada sendo que as marcações por cores nesta figura representam, em vermelho o deslocamento até a cabeceira da pista, em verde, amarelo, rosa, azul e preto os trechos da trajetória referentes aos semi-círculos de raio constate sugeridos no Capítulo 4.

Na Figura 5.62 é apresentada a variação do sinal de RSSI durante toda a trajetória, sendo que as divisões por cores correspondem aos trechos com as mesmas cores na Figura 5.61.

Para avaliar o desempenho do apontador, o valor da RSSI por trecho apresentado na Figura 5.62 foi plotado separadamente na Figura 5.63 onde para cada trecho foi feita uma linha horizontal, linha de referência, que apresenta o valor do sinal de RSSI obtido para a mesma

distância no ensaio 17, ensaio de distância da antena direcional estática. Desta forma é possível avaliar se o nível de sinal obtido através do apontador é equivalente ao obtido com a antena estática à mesma distância da aeronave.

A distância por trecho na Figura 5.63 foi considerada como o valor médio em cada trecho circular na Figura 5.61, ou seja, é assumido que em cada trecho o raio permaneceu constante, exceto para o trecho em vermelho que não é considerado pois a aeronave se encontrava no solo.

Portanto, em relação à Figura 5.63 é possível observar que para a distância de 0,8 km o valor do sinal de RSSI permaneceu superior ao obtido com a antena estática. Considerando a distância de 1,14 km, o valor do sinal obtido foi inferior a referência sendo observada, a partir dos gráficos para as demais distâncias, a aproximação dos valores obtidos com a linha de referência (linha azul) até superar a mesma à medida que a aeronave foi afastando.

Para analisar tal comportamento, é preciso dizer que o erro no apontamento é inversamente proporcional à distância em que se encontra a aeronave. Isto foi observado durante o ensaio e pode ser justificado pela taxa de atualização da posição do apontador que é de 0,5 Hz. Desta forma, à medida que a aeronave se aproxima do apontador, levando a um aumento da amplitude dos movimentos de apontamento, o erro no apontamento cresce devido à impossibilidade deste acompanhar o movimento da aeronave. À medida que a aeronave se distancia, a amplitude dos movimentos do apontador se torna cada vez menor, realizando a correção do apontamento em pequenos passos. Isto explica os resultados obtidos nas distâncias de 1,14 km, 1,97 km, 3,11 km e 5,08 km, mas gera uma contradição quando se analisa o sinal de RSSI para a distância de 0,8 km, o que é explicado a seguir.

Para a distância de 0,8 km, a proximidade da aeronave é tal que acaba superando o erro de apontamento, em outras palavras, devida a pequena distância e a potência relativamente elevada de transmissão, 1 W, o nível de sinal assume valores elevados, superiores a linha de

referência. Além disto, embora o erro de apontamento seja elevado, a antena é direcionada para as proximidades da aeronave contribuindo para o elevado nível de sinal obtido quando comparado a linha de referência.

Desta forma, é possível concluir que nas proximidades do apontador, estando este direcionando a antena para as proximidades da aeronave, o estabelecimento da comunicação é garantido pela potência do sinal transmitido pela aeronave, compensando o erro de apontamento. Para maiores distâncias, a diminuição do erro de apontamento faz com que a aeronave se encontre dentro do lóbulo principal da antena compensado a atenuação do sinal transmitido devida à distância.

Na Figura 5.64 é observada a variação da RSSI sobre a trajetória realizada. Nesta figura, é possível verificar que houve uma pequena variação do sinal durante a realização de cada trecho, ou seja, à distância considerada constante, uma vez que a antena permanecia apontada para a aeronave. Além disto, foi observado durante o ensaio que a “Ground Station” não apresentou travamentos, o que mostra que não houve perda na comunicação, exceto em um único momento de perda no sinal que pode ser verificado pela linha presente na parte inferior esquerda da Figura 5.64. Esta perda de comunicação, possivelmente, foi ocasionada pela presença de vegetação em frente à antena nesta direção, uma vez que devida à distância em que a aeronave se encontrava o ângulo de elevação da antena foi suficientemente pequeno para colocá-la no ponto de obstrução pela vegetação.

Ainda em relação ao apontador, ressalta-se que a avaliação do desempenho do mesmo com base no nível do sinal de RSSI e não na quantificação do erro de apontamento para os dois planos é justificada pela inexistência de um caminho de realimentação da posição atual do apontador para o microcomputador. Desta forma, não são obtidos dados que permitiriam comparar a posição real com a desejada, enviada pelo micro.

As informações de distância presentes até o momento neste capítulo foram obtidas com base nas coordenadas de posição geográfica do apontador e da estação de solo, não levando em consideração a altura relativa entre estes dois. Portanto, estas distâncias se referem a valores sobre a superfície da terra. A distância real entre as antenas transmissora, instalada na aeronave, e receptora instalada na estação de solo, distancia de enlace, pode ser obtida considerando a distância sobre a superfície e a altura da aeronave em relação à estação de solo, de acordo com a relação seguinte.

$$D_{Enlace} = \sqrt{(D)^2 + (H)^2}, \quad (5.2)$$

onde, D_{Enlace} significa a distância real entre as antenas, em metros; D é a distância sobre a superfície em que a aeronave se encontra, obtida a partir da Equação (3.9) e convertida para metros e H é a altura da aeronave em relação ao local em que se encontra a antena receptora, torre de telemetria, Figura 4.6.

Portando, os dados apresentados na tabela abaixo, onde a distância de enlace foi obtida com base na Equação (5.2), permitem concluir que a diferença entre as distancias sobre a superfície e a de enlace é pequena, não implicando em erros consideráveis quando se considera apenas a de superfície nos resultados apresentados.

Tabela 5.2. Distância de enlace

Ensaio	Distância de superfície [m]	Altura [m]	Distância de enlace [m]	Diferença [m]
6	2300	304	2320	20
9	31000	874	31012	12
10	26000	733	26010	10
17	31000	874	31012	12

6 CONCLUSÕES

Neste trabalho foi apresentado em detalhes todo o projeto, e os procedimentos de ensaio para caracterização, de um sistema de telemetria para ensaios em vôo de aeronaves leves. De acordo com os resultados obtidos, é possível concluir que o sistema proposto apresenta desempenho adequado para as finalidades a que se propõe.

A forma de apresentação dos dados na estação de solo, através de instrumentos virtuais, se mostra como uma escolha prudente para os objetivos didáticos que podem recair sobre este sistema, permitindo desta forma que os alunos tenham contato com a terminologia empregada em tais instrumentos e também com a interpretação das informações apresentadas pelos mesmos.

Outra característica interessante deste sistema está na flexibilidade inerente ao mesmo, permitindo a inclusão de informações de outras variáveis de vôo apenas incluindo novos sensores na aeronave, uma vez que o CEA-FDAS permite o uso de uma grande variedade destes sem requerer alterações, e fazendo as alterações pertinentes no “software Ground Station” em ambiente Simulink® que é bastante amigável. Além disto, os equipamentos instalados na aeronave possuem pequenas dimensões, são fáceis de instalar e operar, compatibilizando este sistema com uma grande variedade de aeronaves.

Os equipamentos presentes na estação de solo também são de fácil instalação, permitindo o uso deste sistema em instalações fixas ou temporárias. Assim, a flexibilidade observada nos equipamentos presentes na aeronave e no “software” também está presente nos equipamentos da estação de solo.

Além disto, os resultados obtidos sugerem que a distância máxima do sistema quando se considera as antenas painel setorial e direcional, incluindo o apontador, está acima dos limites

obtidos, uma vez que esta distância foi estabelecida pela ocorrência da máxima definida e não pela perda de comunicação como ocorreu para a antena omnidirecional. Mesmo para esta, o alcance obtido de 26 km é suficiente para a realização de um grande número de ensaios.

Em relação ao apontador, foi possível observar que sua aplicação é mais adequada quando se pretende manter a aeronave a maiores distâncias, acima de 15 km, da estação de solo, uma vez que neste caso o erro de apontamento é pequeno e devido ao ganho da antena direcional é obtida uma maior qualidade na comunicação.

Para ensaios a menores distâncias, até 15 km, onde a limitação da região de ensaio em noventa graus no plano horizontal em frente à antena não é crítica, o uso do painel setorial se apresenta como uma alternativa adequada. Em situações onde a limitação da região de ensaio, proporcionada pelo painel setorial é um fator limitador o uso da antena omnidirecional é adequado para distâncias inferiores a 10 km. Nos limites apresentados neste e no parágrafo anterior está sendo considerado um fator de segurança que visa diminuir as eventuais perdas de comunicações observadas durante os ensaios.

6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Embora o funcionamento do sistema tenha sido satisfatório, alguns aperfeiçoamentos podem ser realizados visando melhorar o desempenho do mesmo. São eles:

- Implementação de um sistema de realimentação de posição no apontador para o microcomputador, permitindo medir a posição real do apontador. Desta forma, é possível quantificar o erro de apontamento possibilitando o ajuste mais preciso da posição;
- Substituição do GPS da aeronave por um que tenha uma taxa de transmissão de dados mais elevada, possibilitando uma maior taxa de atualização de apontamento, melhorando o desempenho do apontador quando a aeronave estiver mais próxima do mesmo;

-
- Implementação de formas de tratamento de erro pelo “software Ground Station”, evitando o travamento deste no caso de perda de comunicação por longos períodos, e conseqüentemente perda de dados, uma vez que os dados são armazenados apenas após a correta desabilitação do sistema;
 - Implementação da gravação periódica dos dados enquanto o sistema estiver em operação;
 - Otimização de toda a “Ground Station” para aliviar carga computacional atualmente necessária, neste caso pode-se implementar este “software” em outra linguagem de programação, fazendo o seu uso sobre o Matlab[®] desnecessário;
 - Utilizar na estação de solo antenas de polarização circular para minimizar as perdas por polarização devido, principalmente, as variações de atitude da aeronave;
 - Utilização de transceptores que operam na faixa de 900 MHz aumentando ainda mais o alcance e a robustez do enlace de comunicação. Neste caso, deve-se considerar que as dimensões das antenas são maiores, o que pode ser um fator crítico para instalação da mesma na aeronave. Além disto, todas as antenas atualmente em uso ficariam inutilizadas uma vez que estas operam em 2,4 GHz;
 - Implementar, tanto em “software” como em “hardware”, uma forma de avaliar a taxa de erro de bit em função da atitude da aeronave e também da distância desta. Com isto, é possível avaliar de forma mais sistematizada a qualidade do enlace de comunicação.

BIBLIOGRAFIA

ANATEL. Resolução N.397. *Regulamento Sobre Condições de Uso de Radiofrequências da Faixa de 2.400 MHz a 2.483,5 MHz por Equipamentos Utilizando Tecnologia de Espalhamento Espectral ou Tecnologia de Multiplexação Ortogonal por Divisão de Freqüência*, 2006.

Anderson, M. O.; Bauer, S. G.; Hanneman, J. R. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Dynamic-Tracking Directional Wireless Antennas for Low Powered Applications That Require Reliable Extend Range Operations in Time Critical Scenarios*. Idaho: INL - Idaho National Laboratory, 2005.

Bapna, D. et al. *Antenna Pointing for High Bandwidth Communications from Mobile Robots*. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 1997.

Barros, C. P.; Ribeiro, R. P.; Iscold, P. *Manual de Operação CEA205 CB.9 Curumim*. Belo Horizonte: Centro de Estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas Gerais, 2004.

Boylestad, R.; Nashelsky, L. *Dispositivos Eletrônicos e Teoria de Circuitos*. 5. ed. Rio de Janeiro: Prentice-Hall do Brasil, 1994.

COMANDO DA AERONÁUTICA. Departamento de Controle do Espaço Aéreo. *Carta de Acordo Operacional entre Controle de Aproximação/Radio Bauru e Aeroclubes de Bauru*, 2003.

Dhein, N. R. *Elementos de Propagação para Onda de Superfície, Visibilidade Direta e Difração*. Rio de Janeiro: CETUC, 1987.

Fusco, V. F. *Teoria e Técnicas de Antenas: Princípios e Prática*. Porto Alegre: Bookman, 2006.

Gustafsson, J.; Henriksson, F. *UAV Tracking Device Using 2.4 GHz Video Transmitter*. 2005.
102 f. Master's Thesis (Master of Science program at Lulea University of Technology
– LTU) – Monash University, Melbourne, 2005.

HYPERLINK TECHNOLOGIES. Data Sheet. *2.4 GHz 8 dBi Omnidirecional Wireless LAN
Antena*.

_____. Data Sheet. *2.4 GHz 14 dBi 90 Degree Vertical Polarized Sector Panel Wireless LAN
Antena*.

_____. Data Sheet. *2.4 GHz 24 dBi High Performance Die Cast Reflector Grid Wireless LAN
Antena*.

Kraus, J. D.; Carver, K. R. *Eletromagnetismo*. 2. ed. Rio de Janeiro: Guanabara Dois, 1978.

MAXIM INTEGRATED PRODUCTS. Application Note 83. *Fundamentals of RS-232 Serial
Communications*, 2001.

_____. Application Note 763. *Guidelines for Proper Wiring of an RS-485 (TIA/EIA-485-A)
Network*, 2001.

MICROHARD SYSTEMS INC. *Operating Manual MHX-2400 2.4 GHz Spread Spectrum OEM
Transceiver*, 2002.

Nilsson, J. W.; Riedel, S. A. . *Circuitos Elétricos*. 5. ed. Rio de Janeiro: LTC – Livros Técnicos
e Científicos, 1999.

Oliveira, P. H. I. A. *Low-cost Flight Test System for Light Aircrafts*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. Emerald Group Publishing Limited, 2008.

PHILIPS SEMICONDUCTORS. Data Sheet. *SA2400A Single chip transceiver for 2.45 GHz ISM band*, 2002.

Picquenard, A. *Propagação de Ondas Radioelétricas nos Meios Naturais*. Rio de Janeiro: Freitas Bastos, 1970.

Pinkney, M.F.J.; Hampel, D.; DiPierro, S. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Communications Relay*. Military Communications Conference, MILCOM. McLean, 1996.

Pinkney, F. et al. *UAV Communications Payload Development*. Military Communications Conference, MILCOM. Monterey, 1997.

Popovski, P. et al. *Strategies for Adaptive Frequency Hopping in the Unlicensed Bands*. Wireless Communications, IEEE, 2006.

Ramalho, G. R.; Guimarães, D. A. *Uma Ferramenta de Predição e Avaliação de Cobertura para Sistemas de Comunicação Ponto-Área*. World Congress on Computer Science, Engineering and Technology Education, Itanhaém, 2006.

Sedra, A. S.; Smith, K. C. *Microeletrônica*. 4. ed. São Paulo: MAKRON Books, 2000.

Stacey, D. *Aeronautical Radio Communication Systems and Networks*. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2008.

Thépaut, J. N.; Kelly, G. *Relative Contributions from Various Terrestrial Observing Systems in the ECMWF NWP System: Final Report.* WMO - World Meteorological Organization, 2007.

Yang, C.; Mason, A. *Precise RSSI with High Process Variation Tolerance.* IEEE International Symposium on Circuits and Systems, ISCAS.. New Orleans, 2007.

ANEXOS

A seguir são apresentados os códigos em Matlab® utilizados para analisar os dados, as informações sobre a programação dos transceptores, os diagramas dos circuitos projetados e a disposição dos componentes nas placas destes circuitos.

Código utilizado para os ensaios do tipo Borboleta, o mesmo pode sofrer alterações de acordo o conjunto de dados obtidos para cada ensaio.

```
% *****  
% *** ANALISA ENSAIO DO TIPO BORBOLETA ***  
% *****  
  
clear all;  
close all;  
  
% Carrega dados obtidos durante o ensaio  
  
load RSSI.mat  
load LAT.mat  
load LONG.mat  
load DIST2BASE.mat  
load PHI.mat  
load THETA.mat  
load TIME.mat  
  
LAT_BASE = -20.44142;  
LONG_BASE = -43.47856;  
LATITUDE = LAT(2,3:end);  
LONGITUDE = LONG(2,3:end);  
RSSI = RSSI(2,3:end);  
DISTANCIA = DIST2BASE(2,3:end);  
ROLAMENTO = PHI(2,3:end);  
ARFAGEM = THETA(2,3:end);  
TEMPO = TIME(2,3:end);  
  
% Plota a trajetoria realizada  
figure (1);  
hold on;  
plot(LONGITUDE,LATITUDE);  
plot(LONG_BASE,LAT_BASE,'or');  
plot(LONGITUDE(90:100),LATITUDE(90:100),'or');  
plot(LONGITUDE(180:190),LATITUDE(180:190),'og');  
plot(LONGITUDE(266:276),LATITUDE(266:276),'om');  
plot(LONGITUDE(364:374),LATITUDE(364:374),'oy');  
text(-43.4788,-20.4424,'\u2191','FontSize',12);  
text(-43.4795,-20.4432,'Antena','FontSize',12);  
text(-43.4797,-20.4439,'receptora','FontSize',12);  
axis equal;  
xlabel('Longitude [°]','fontweight','b');  
ylabel('Latitude [°]','fontweight','b');  
  
% Plota variacao da RSSI  
windowSize = 5;  
RSSIfilt = filtfilt(ones(1,windowSize)/windowSize,1,RSSI);  
figure(2);  
hold on;  
plot([0 abs(max(TEMPO))],[min(RSSIfilt(364:374)) min(RSSIfilt(364:374))],'--  
k','LineWidth',1)  
plot([0 abs(max(TEMPO))],[max(RSSIfilt(90:100)) max(RSSIfilt(90:100))],'--  
k','LineWidth',1)  
plot(TEMPO,RSSIfilt);  
axis([0 abs(max(TEMPO)) min(RSSIfilt) max(RSSIfilt)]);  
plot(TEMPO(90:100),RSSIfilt(90:100),'or');  
plot(TEMPO(180:190),RSSIfilt(180:190),'og');  
plot(TEMPO(266:276),RSSIfilt(266:276),'om');  
plot(TEMPO(364:374),RSSIfilt(364:374),'oy');  
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');  
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');
```

```

% Plota variacao da atitude da aeronave

% Rolamento
figure(3);
subplot(2,1,1);
hold on;
plot(TEMPO,ROLAMENTO);
plot(TEMPO(90:100),ROLAMENTO(90:100),'or');
plot(TEMPO(180:190),ROLAMENTO(180:190),'og');
plot(TEMPO(266:276),ROLAMENTO(266:276),'om');
plot(TEMPO(364:374),ROLAMENTO(364:374),'oy');
axis([0 abs(max(TEMPO)) round(min(ROLAMENTO)) round(max(ROLAMENTO))]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('PHI [°]','fontweight','b');

%Arfagem
subplot(2,1,2);
hold on;
plot(TEMPO,ARFAGEM);
plot(TEMPO(90:100),ARFAGEM(90:100),'or');
plot(TEMPO(180:190),ARFAGEM(180:190),'og');
plot(TEMPO(266:276),ARFAGEM(266:276),'om');
plot(TEMPO(364:374),ARFAGEM(364:374),'oy');
axis([0 abs(max(TEMPO)) round(min(ARFAGEM)) round(max(ARFAGEM))]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('THETA [°]','fontweight','b');

% Plota valor da RSSI sobre trajetoria
figure(4);
hold on;
plot(LONGITUDE,LATITUDE);
plot(LONG_BASE,LAT_BASE,'or');
text(-43.4789,-20.4426,'\uparrow','FontSize',12);
text(-43.4795,-20.4435,'Antena','FontSize',12);
text(-43.4797,-20.4445,'receptora','FontSize',12);
axis equal;
xlabel('Longitude [°]','fontweight','b');
ylabel('Latitude [°]','fontweight','b');
scatter(LONGITUDE,LATITUDE,1000,RSSIfilt,'Marker','.')
colorbar;
annotation('textbox','String',{'RSSI
[V]'},'LineStyle','none','Position',[0.7953 0.9308 0.1299 0.00756]);

% Plota diagrama de radiacao aproximado da aeronave
figure(5);
MEDIA(1) = mean(RSSIfilt(90:100));
MEDIA(2) = mean(RSSIfilt(180:190));
MEDIA(3) = mean(RSSIfilt(266:276));
MEDIA(4) = mean(RSSIfilt(364:374));
MEDIA(5) = MEDIA(1);
MEDIA_dB = 10 * (log10(MEDIA/max(MEDIA)));
ANGULO = [-180 -90 0 90 179];
Dirplot(ANGULO,MEDIA_dB,[0 -1.2 4]);

```

Código utilizado para os ensaios do tipo Círculo, o mesmo pode sofrer alterações de acordo o conjunto de dados obtidos para cada ensaio.

```
% *****
% *** ANALISA ENSAIO DO TIPO CIRCULO ***
% *****

clear all;
close all;

% Carrega dados obtidos durante o ensaio
load RSSI.mat;
load LAT.mat;
load LONG.mat;
load DIST2BASE.mat;
load phi.mat;
load theta.mat;
load time.mat;

LAT_BASE = -20.44142;
LONG_BASE = -43.47856;
LATITUDE = LAT(2,2:324);
LATITUDE = circshift(LATITUDE,[0 -150]);
LONGITUDE = LONG(2,2:324);
LONGITUDE = circshift(LONGITUDE,[0 -150]);
RSSI = RSSI(2,2:324);
RSSI = circshift(RSSI,[0 -150]);
ROLAMENTO = PHI(2,2:324);
ROLAMENTO = circshift(ROLAMENTO,[0 -150]);
ARFAGEM = THETA(2,2:324);
ARFAGEM = circshift(ARFAGEM,[0 -150]);
TEMPO = TIME(2,2:324);
TEMPO = circshift(TEMPO,[0 -150]);
DISTANCIA = DIST2BASE(2,2:324);

% Calcula trajetoria em graus
for f = 1:323
    ANGULO_RAD(f) = atan((LATITUDE(f)-(LAT_BASE)) / (LONGITUDE(f)-
(LONG_BASE)));
    if (LATITUDE(f) > LAT_BASE && LONGITUDE(f) >= LONG_BASE)
        ANGULO_RAD(f) = ANGULO_RAD(f);
    elseif (LATITUDE(f) >= LAT_BASE && LONGITUDE(f) < LONG_BASE)
        ANGULO_RAD(f) = ANGULO_RAD(f) + pi;
    elseif (LATITUDE(f) < LAT_BASE && LONGITUDE(f) <= LONG_BASE)
        ANGULO_RAD(f) = ANGULO_RAD(f) + pi;
    elseif (LATITUDE(f) <= LAT_BASE && LONGITUDE(f) > LONG_BASE)
        ANGULO_RAD(f) = ANGULO_RAD(f) + 2*pi;
    end
    ANGULO(f) = ANGULO_RAD(f) * 180/pi;
end

% Plota a trajetoria realizada
figure(1);
hold on;
plot(LONGITUDE,LATITUDE);
plot(LONG_BASE,LAT_BASE,'or');
text(-43.478,-20.44135,'\leftarrow Antena','FontSize',12);
text(-43.4778,-20.4425,'receptora','FontSize',12);
axis equal;
xlabel('Longitude [°]','fontweight','b');
ylabel('Latitude [°]','fontweight','b');

% Plota o valor da RSSI em funcao da posicao angular
windowSize = 5;
```

```

RSSIfilt = filtfilt(ones(1,windowSize)/windowSize,1,RSSI);
RSSI_dB = 10 * (log10(RSSIfilt/max(RSSIfilt)));
figure(3);
plot(ANGULO,RSSIfilt);
axis([0 abs(max(ANGULO)) min(RSSIfilt) max(RSSIfilt)]);
xlabel('Posicao angular [°]', 'fontweight', 'b');
ylabel('RSSI [V]', 'fontweight', 'b');

% Plota variacao da atitude da aeronave

% Rolamento
figure(4);
subplot(2,1,1);
hold on;
plot(ANGULO,ROLAMENTO);
axis([0 360 -10 10]);
xlabel('Angulo [°]', 'fontweight', 'b');
ylabel('PHI [°]', 'fontweight', 'b');

%Arfagem
subplot(2,1,2);
hold on;
plot(ANGULO,ARFAGEM);
axis([0 360 -5 5]);
xlabel('Angulo [°]', 'fontweight', 'b');
ylabel('THETA [°]', 'fontweight', 'b');

% Plota valor da RSSI sobre trajetoria
figure (5);
hold on
plot(LONG_BASE,LAT_BASE,'or');
text(-43.478,-20.44135,'\leftarrow Antena', 'FontSize',12);
text(-43.4778,-20.4425,'receptora', 'FontSize',12);
plot(LONGITUDE,LATITUDE);
scatter(LONGITUDE,LATITUDE,1000,RSSIfilt, 'Marker', '.');
axis equal;
colorbar;
annotation('textbox', 'String', {'RSSI
[V]'}, 'LineStyle', 'none', 'Position', [0.7953 0.9308 0.1299 0.00656]);
xlabel('Longitude [°]', 'fontweight', 'b');
ylabel('Latitude [°]', 'fontweight', 'b');

% Plota diagrama de irradiacao da antena receptora
figure(6);
RSSI_ROT_dB = circshift(RSSI_dB,[0 -30]);
ANGULO_ROT = -180:1.114:179;
Dirplot(ANGULO_ROT,RSSI_ROT_dB,[0 min(RSSI_ROT_dB) 4]);

```

Código utilizado para os ensaios do tipo Distância, o mesmo pode sofrer alterações de acordo o conjunto de dados obtidos para cada ensaio.

```
% *****
% *** ANALISA ENSAIO DO TIPO DISTANCIA ***
% *****

clear all;
close all;

% Carrega dados obtidos durante o ensaio

load RSSI.mat
load LAT.mat
load LONG.mat
load DIST2BASE.mat
load PHI.mat
load THETA.mat
load TIME.mat

LAT_BASE = -20.44142;
LONG_BASE = -43.47856;
LATITUDE = LAT(2,3:end);
LONGITUDE = LONG(2,3:end);
RSSI = RSSI(2,3:end);
DISTANCIA = DIST2BASE(2,3:end);
ROLAMENTO = PHI(2,3:end);
ARFAGEM = THETA(2,3:end);
TEMPO = TIME(2,3:end);

% Plota trajetoria total
figure(1);
hold on;
plot(LONGITUDE,LATITUDE);
plot(LONGITUDE,LATITUDE);
plot(LONG_BASE,LAT_BASE,'or');
text(-43.4803,-20.44835,'\uparrow','FontSize',12);
text(-43.486,-20.4550,'Antena','FontSize',12);
text(-43.489,-20.4600,'receptora','FontSize',12);
axis equal;
xlabel('Longitude [°]','fontweight','b');
ylabel('Latitude [°]','fontweight','b');

% Plota variacao total da RSSI separadamente

% Afastamento

for f = 1:746
    if f <= 7
        DISTANCIA(f) = -1*(DISTANCIA(f));
    else
        DISTANCIA(f) = DISTANCIA(f);
    end
end

windowSize = 5;
RSSIfilt = filtfilt(ones(1,windowSize)/windowSize,1,RSSI);
figure(2);
subplot(2,1,1);
hold on;
plot(DISTANCIA(1:995),RSSIfilt(1:995));
axis([-0.15 abs(max(DISTANCIA(1:995))) min(RSSIfilt(1:995))
max(RSSIfilt(1:995))]);
plot([0.11 0.11],[min(RSSIfilt(1:995)) max(RSSIfilt(1:995))],'r');
```

```

plot([1.6 1.6],[min(RSSIfilt(1:995)) max(RSSIfilt(1:995))], 'g');
text(0.275,3.7, '\leftarrow Passagem sobre a antena', 'FontSize',10);
text(2,4.5, '\leftarrow Entrada na regioao de 3dB', 'FontSize',10);
title('Afastamento', 'FontSize',12);
xlabel('Distancia [Km]', 'fontweight', 'b');
ylabel('RSSI [V]', 'fontweight', 'b');

% Aproximacao
subplot(2,1,2);
hold on;
plot(DISTANCIA(996:end),RSSIfilt(996:end));
axis([-0.15 abs(max(DISTANCIA(996:end))) min(RSSIfilt(996:end))
max(RSSIfilt(996:end))]);
plot([1.6 1.6],[min(RSSIfilt(996:end)) max(RSSIfilt(996:end))], 'g');
text(2,3.5, '\leftarrow Saida da regioao de 3dB', 'FontSize',10);
title('Aproximacao', 'FontSize',12);
xlabel('Distancia [Km]', 'fontweight', 'b');
ylabel('RSSI [V]', 'fontweight', 'b');

% Plota o valor da RSSI sobre trajetoria total

% Afastamento
figure(3);
subplot(1,2,1);
hold on;
plot(LONGITUDE(1:995),LATITUDE(1:995));
scatter(LONGITUDE(1:995),LATITUDE(1:995),1000,RSSIfilt(1:995), 'Marker', '.')
plot(LONG_BASE,LAT_BASE, 'or');
text(-43.535,-20.44, 'Antena receptora \rightarrow', 'FontSize',12);
axis equal;
colorbar;
annotation('textbox', 'String', {'RSSI
[V]'}, 'LineStyle', 'none', 'Position', [0.3453 0.9308 0.1299 0.00006]);
title('Afastamento', 'FontSize',12);
xlabel('Longitude [°]', 'fontweight', 'b');
ylabel('Latitude [°]', 'fontweight', 'b');

% Aproximacao
subplot(1,2,2);
hold on;
plot(LONGITUDE(996:end),LATITUDE(996:end));
scatter(LONGITUDE(996:end),LATITUDE(996:end),1000,RSSIfilt(996:end), 'Marker',
'.')
plot(LONG_BASE,LAT_BASE, 'or');
text(-43.535,-20.4415, 'Antena receptora \rightarrow', 'FontSize',12);
axis equal;
colorbar;
annotation('textbox', 'String', {'RSSI
[V]'}, 'LineStyle', 'none', 'Position', [0.7853 0.9308 0.1299 0.00006]);
title('Aproximaçao', 'FontSize',12);
xlabel('Longitude [°]', 'fontweight', 'b');
ylabel('Latitude [°]', 'fontweight', 'b');

```

Código utilizado para o ensaio do apontador da antena direcional.

```
% *****
% *** ANALISA ENSAIO 18 - APONTADOR ***
% *****

clear all;
close all;

% Carrega dados obtidos durante o ensaio

load RSSI.mat
load LAT.mat
load LONG.mat
load DIST2BASE.mat
load PHI.mat
load THETA.mat
load TIME.mat
load AZIMUTE.mat
load ELEVACAO.mat
load HPRESS.mat

LAT_BASE = -20.44142;
LONG_BASE = -43.47856;
LATITUDE = LAT(2,2:end);
LONGITUDE = LONG(2,2:end);
RSSI = RSSI(2,2:end);
DISTANCIA = DIST2BASE(2,2:end);
ROLAMENTO = PHI(2,2:end);
ARFAGEM = THETA(2,2:end);
TEMPO = TIME(2,2:end);
ALTURA = (HPRESS(2,2:end) - 954);

% Plota trajetoria total
figure(1);
hold on;
plot(LONGITUDE,LATITUDE);
plot(LONG_BASE,LAT_BASE,'or');
plot(LONGITUDE(1:180),LATITUDE(1:180),'r','LineWidth',3)
plot(LONGITUDE(240:280),LATITUDE(240:280),'g','LineWidth',3)
plot(LONGITUDE(300:378),LATITUDE(300:378),'y','LineWidth',3)
plot(LONGITUDE(420:565),LATITUDE(420:565),'m','LineWidth',3)
plot(LONGITUDE(595:820),LATITUDE(595:820),'c','LineWidth',3)
plot(LONGITUDE(1185:1265),LATITUDE(1185:1265),'k','LineWidth',3)
text(-43.479,-20.44,'\downarrow','FontSize',12);
text(-43.4833,-20.4365,'Antena','FontSize',12);
text(-43.484,-20.438,'receptora','FontSize',12);
axis equal;
% title('Trajetoria total','fontsize',12,'fontweight','b');
xlabel('Longitude [°]','fontweight','b');
ylabel('Latitude [°]','fontweight','b');

% Plota variacao total da RSSI

windowSize = 5;
RSSIfilt = filtfilt(ones(1,windowSize)/windowSize,1,RSSI);
% RSSI_dB = 10 * (log10(RSSIfilt/max(RSSIfilt)));
figure(2);
hold on;
plot(TEMPO,RSSIfilt);
plot(TEMPO(1:150),RSSIfilt(1:150),'r','LineWidth',2)
plot(TEMPO(240:280),RSSIfilt(240:280),'g','LineWidth',2)
plot(TEMPO(300:378),RSSIfilt(300:378),'y','LineWidth',2)
plot(TEMPO(420:565),RSSIfilt(420:565),'m','LineWidth',2)
plot(TEMPO(595:820),RSSIfilt(595:820),'c','LineWidth',2)
```

```

plot(TEMPO(1185:1265),RSSIfilt(1185:1265),'k','LineWidth',2)
axis([0 abs(max(TEMPO)) min(RSSIfilt) max(RSSIfilt)]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');

% Plota variacao total da RSSI por trecho

windowSize = 5;

figure(3);

subplot(3,2,1);
hold on;
plot(TEMPO(1:150),RSSIfilt(1:150),'r','LineWidth',2)
axis([abs(min(TEMPO(1:150))) abs(max(TEMPO(1:150))) ...
      min(RSSIfilt(1:150)) max(RSSIfilt(1:150))]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');
text(75,10,'Deslocamento até o início da pista');

subplot(3,2,2);
hold on;
plot([abs(min(TEMPO(240:280))) abs(max(TEMPO(240:280)))],[5.86 ...
      5.86],'LineWidth',2)
plot(TEMPO(240:280),RSSIfilt(240:280),'g','LineWidth',2)
axis([abs(min(TEMPO(240:280))) abs(max(TEMPO(240:280))) ...
      min(RSSIfilt(240:280)) max(RSSIfilt(240:280))]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');
text(265,8,'Distância de 0,8 km');

subplot(3,2,3);
hold on;
plot([abs(min(TEMPO(300:378))) abs(max(TEMPO(300:378)))],[7.13 ...
      7.13],'LineWidth',2)
plot(TEMPO(300:378),RSSIfilt(300:378),'y','LineWidth',2)
axis([abs(min(TEMPO(300:378))) abs(max(TEMPO(300:378))) ...
      min(RSSIfilt(300:378)) 7.5]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');
text(345,6.5,'Distância de 1,14 km');

subplot(3,2,4);
hold on;
plot([abs(min(TEMPO(420:565))) abs(max(TEMPO(420:565)))],[7.77 ...
      7.77],'LineWidth',2)
plot(TEMPO(420:565),RSSIfilt(420:565),'m','LineWidth',2)
axis([abs(min(TEMPO(420:565))) abs(max(TEMPO(420:565))) ...
      min(RSSIfilt(420:565)) max(RSSIfilt(420:565))]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');
text(470,7.5,'Distância de 1,97 km');

subplot(3,2,5);
hold on;
plot([abs(min(TEMPO(595:820))) abs(max(TEMPO(595:820)))],[6.99 ...
      6.99],'LineWidth',2)
plot(TEMPO(595:820),RSSIfilt(595:820),'c','LineWidth',2)
axis([abs(min(TEMPO(595:820))) abs(max(TEMPO(595:820))) ...
      min(RSSIfilt(595:820)) max(RSSIfilt(595:820))]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');
text(600,5.75,'Distância de 3,11 km');

subplot(3,2,6);
hold on;
plot([abs(min(TEMPO(1185:1265))) abs(max(TEMPO(1185:1265)))],[5.15 ...
      5.15],'LineWidth',2)

```

```

plot(TEMPO(1185:1265),RSSIfilt(1185:1265),'k','LineWidth',2)
axis([abs(min(TEMPO(1185:1265))) abs(max(TEMPO(1185:1265))) ...
      min(RSSIfilt(1185:1265)) max(RSSIfilt(1185:1265))]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('RSSI [V]','fontweight','b');
text(1180,6.5,'Distância de 5.08 km');

% Plota o valor da RSSI sobre trajetoria total

figure(4);
hold on;
plot(LONGITUDE,LATITUDE);
scatter(LONGITUDE,LATITUDE,1000,RSSIfilt,'Marker','.');
plot(LONG_BASE,LAT_BASE,'or');
text(-43.479,-20.44,'\downarrow','FontSize',12);
text(-43.4833,-20.4365,'Antena','FontSize',12);
text(-43.484,-20.438,'receptora','FontSize',12);
axis equal;
colorbar;
annotation('textbox','String',{'RSSI
[V]'},'LineStyle','none','Position',[0.7953 0.9308 0.1299 0.00656]);
% title('Afastamento','FontSize',12);
xlabel('Longitude [°]','fontweight','b');
ylabel('Latitude [°]','fontweight','b');

% Plota variacao da altura da aeronave

figure(5);
hold on;
plot(TEMPO,ALTURA);
plot(TEMPO(1:150),ALTURA(1:150),'r','LineWidth',2)
plot(TEMPO(240:280),ALTURA(240:280),'g','LineWidth',2)
plot(TEMPO(300:378),ALTURA(300:378),'y','LineWidth',2)
plot(TEMPO(420:565),ALTURA(420:565),'m','LineWidth',2)
plot(TEMPO(595:820),ALTURA(595:820),'c','LineWidth',2)
plot(TEMPO(1185:1265),ALTURA(1185:1265),'k','LineWidth',2)
axis([0 abs(max(TEMPO)) min(ALTURA) max(ALTURA)]);
xlabel('Tempo [s]','fontweight','b');
ylabel('Altura [m]','fontweight','b');

```

Configuração dos transceptores utilizados, valores nos registros de configuração, para maiores informações consultar o manual dos mesmos.

Transceptor da aeronave (MASTER)

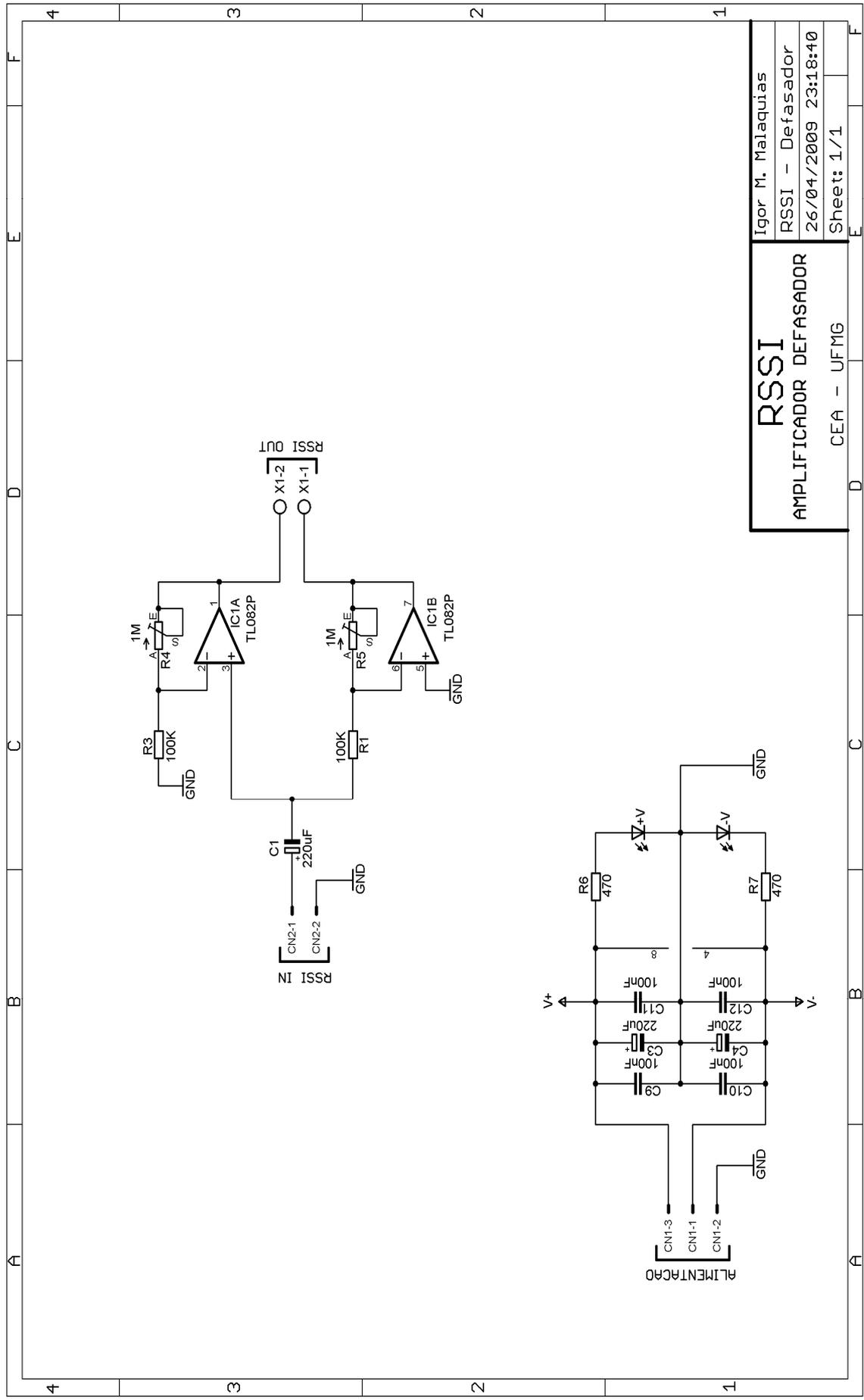
S0=1 S2=43('+') S3=13 S4=10 S5=8

Operating Mode	S101=2	Serial Baud Rate	S102=7
Wireless Link Rate	S103=2	Network Address	S104=1
Unit Address	S105=2	Hop Pattern	S106=41
Encryption Key	S107=1	Output Power	S108=6
Hop Interval	S109=4	Data Format	S110=1
Packet Min Size	S111=1	Packet Max Size	S112=43
Packet Retransmissions	S113=1	Packet Size Control	S114=0
Packet Repeat Interval	S115=1	Character Timeout, ms	S116=8
Modbus Mode	S117=0	Roaming	S118=0
Quick enter to command	S119=1	RTS/DCD Framing, ms	S120=0
DCD Timeout, ms	S121=0	Remote Control	S122=0
Average RSSI value	S123=-0 dBm	TDMA duty cycle	S124=0
TDMA max address	S125=200	Data protocol	S126=0
Address filtering	S127=0	Multicast group	S128=0
Secondary Master	S129=0		
Secondary Hop Pattern	S206=42	Packet Retry Limit	S213=2
No sync data intake	S130=0		

Transceptor da estação de solo (SLAVE)

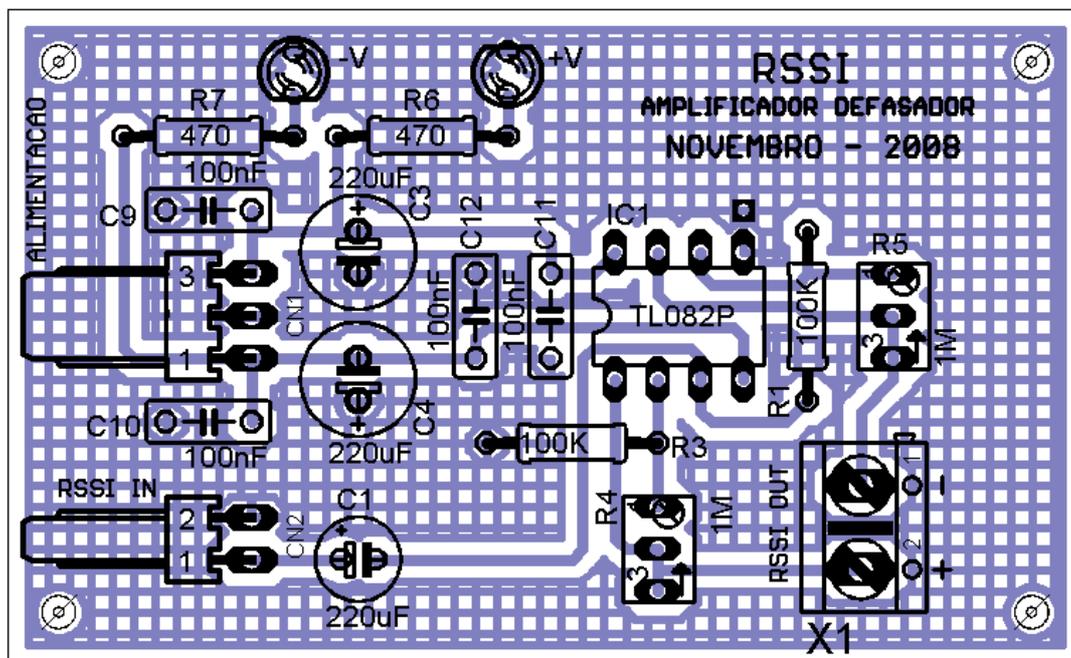
S0=1 S2=43('+') S3=13 S4=10 S5=8

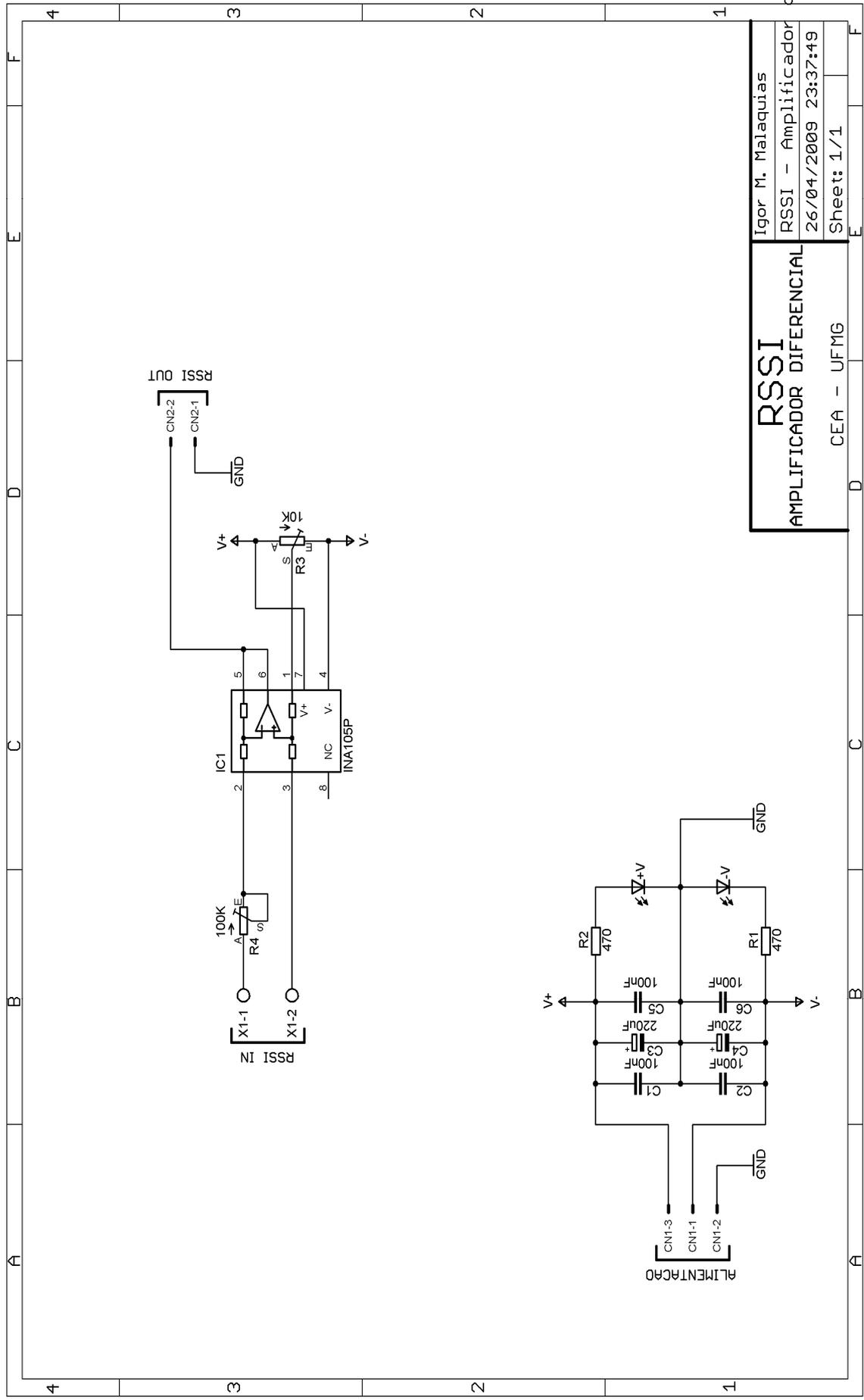
Operating Mode	S101=3	Serial Baud Rate	S102=7
Wireless Link Rate	S103=2	Network Address	S104=1
Unit Address	S105=2	Hop Pattern	S106=41
Encryption Key	S107=1	Output Power	S108=6
Hop Interval	S109=5	Data Format	S110=1
Packet Min Size	S111=255	Packet Max Size	S112=30
Packet Retransmissions	S113=255	Packet Size Control	S114=0
Packet Repeat Interval	S115=1	Character Timeout, ms	S116=8
Modbus Mode	S117=0	Roaming	S118=0
Quick enter to command	S119=1	RTS/DCD Framing, ms	S120=0
DCD Timeout, ms	S121=0	Remote Control	S122=0
Average RSSI value	S123=-0 dBm	TDMA duty cycle	S124=0
TDMA max address	S125=200	Data protocol	S126=0
Address filtering	S127=0	Multicast group	S128=0
Secondary Master	S129=0		
Secondary Hop Pattern	S206=42	Packet Retry Limit	S213=2
No sync data intake	S130=0		



Igor M. Malaquias	
RSSI - Defasador	
26/04/2009 23:18:40	
Sheet: 1/1	
RSSI	
AMPLIFICADOR DEFASADOR	
CEA - UFMG	

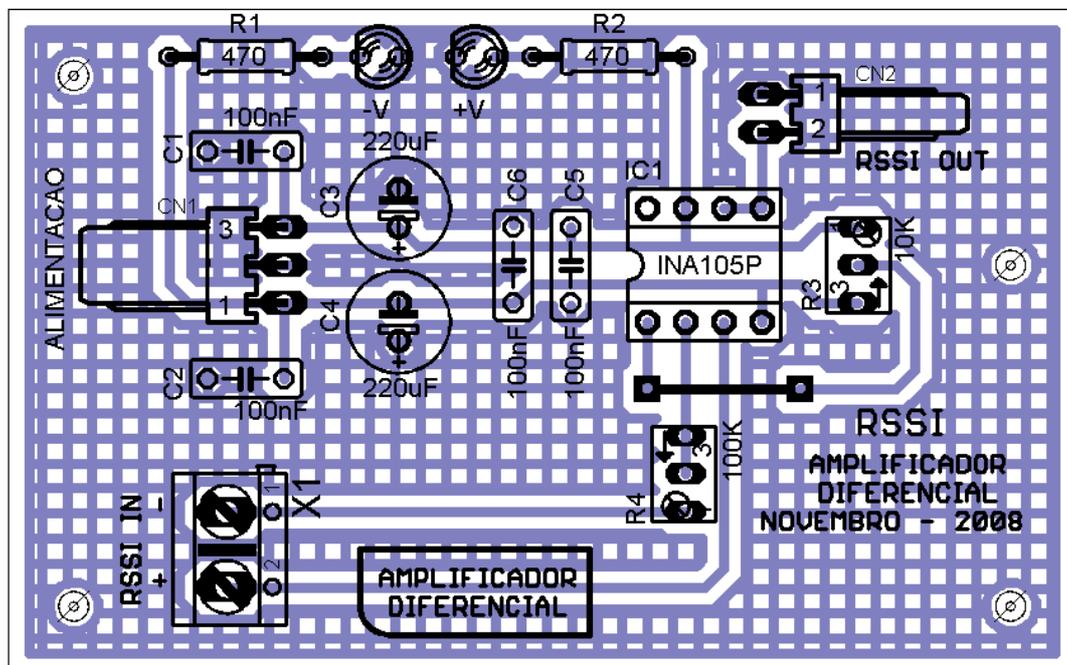
Disposição dos componentes na placa do amplificador defasador.

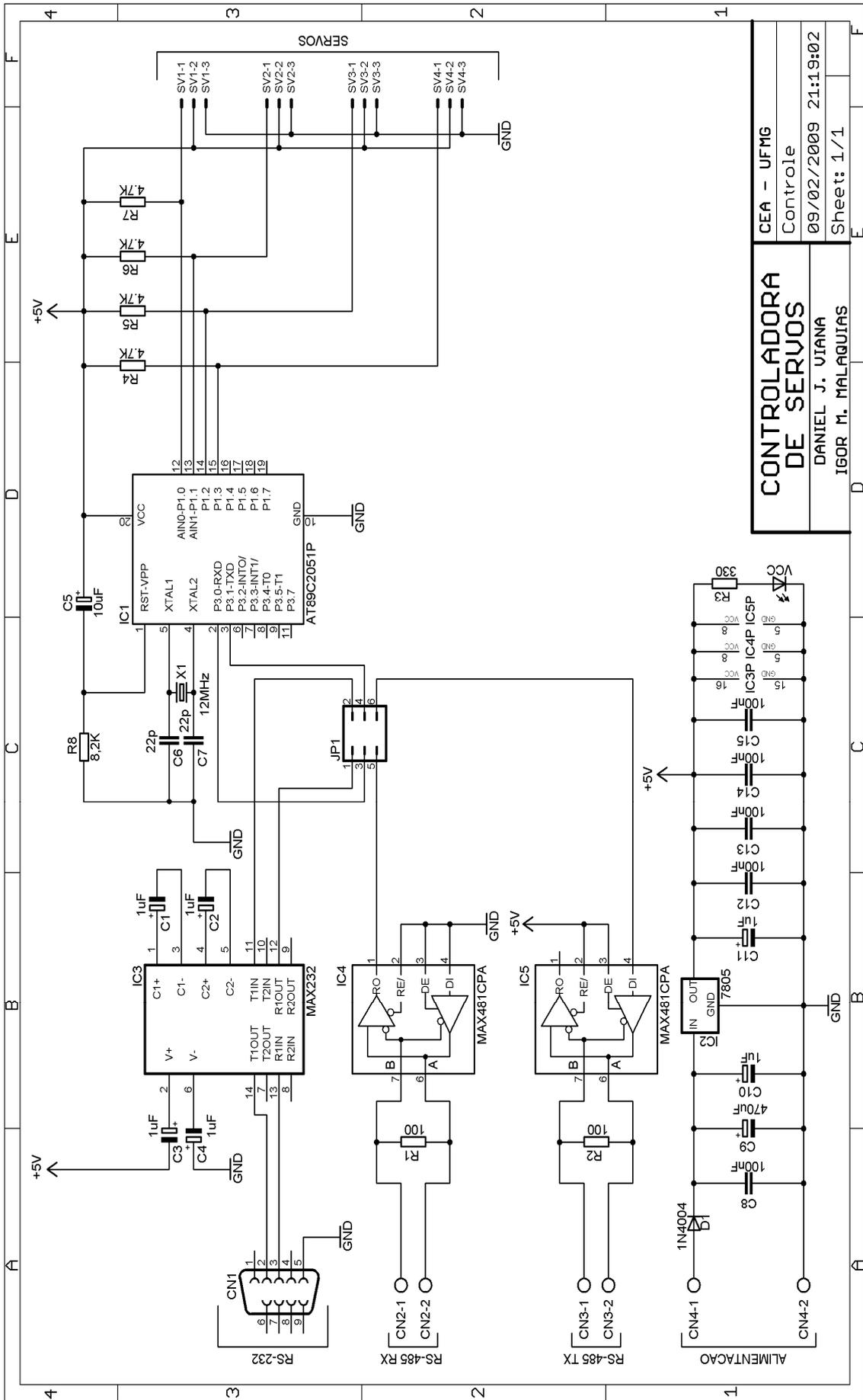




Igor M. Malaquias	
RSSI - Amplificador	
26/04/2009 23:37:49	
Sheet: 1/1	
AMPLIFICADOR DIFERENCIAL	CEA - UFMG

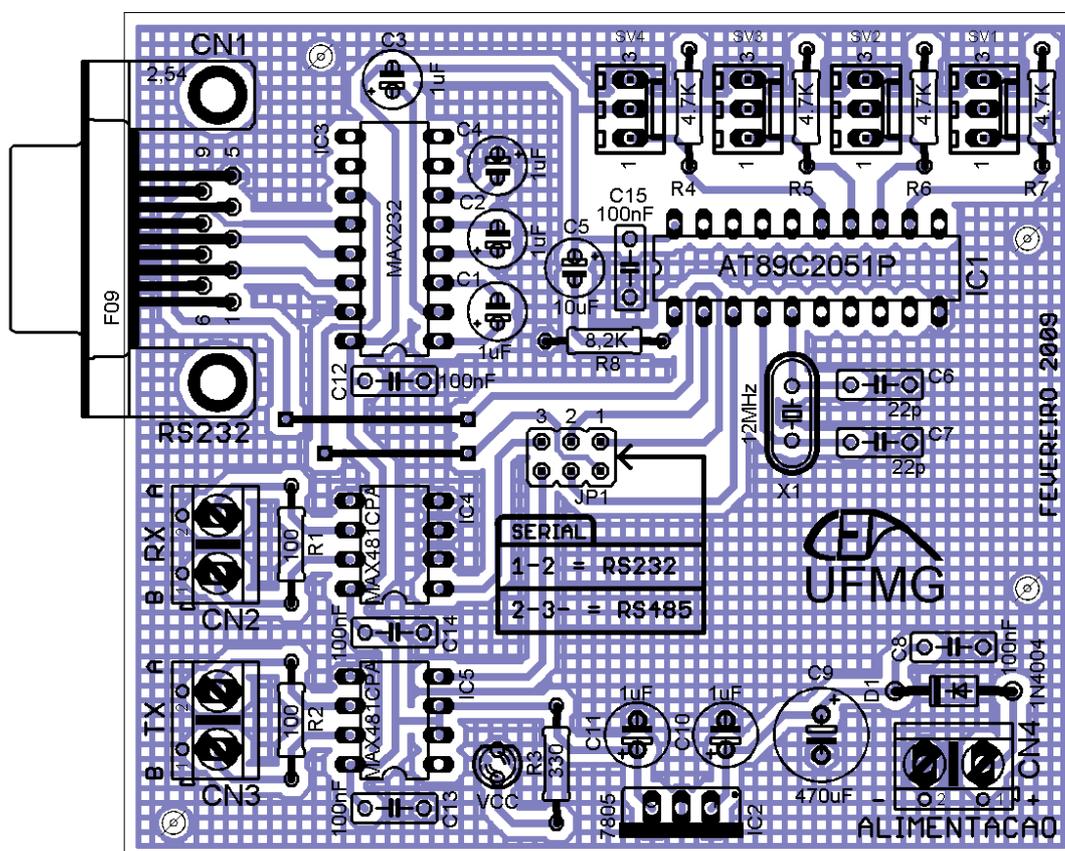
Disposição dos componentes na placa do amplificador diferencial.

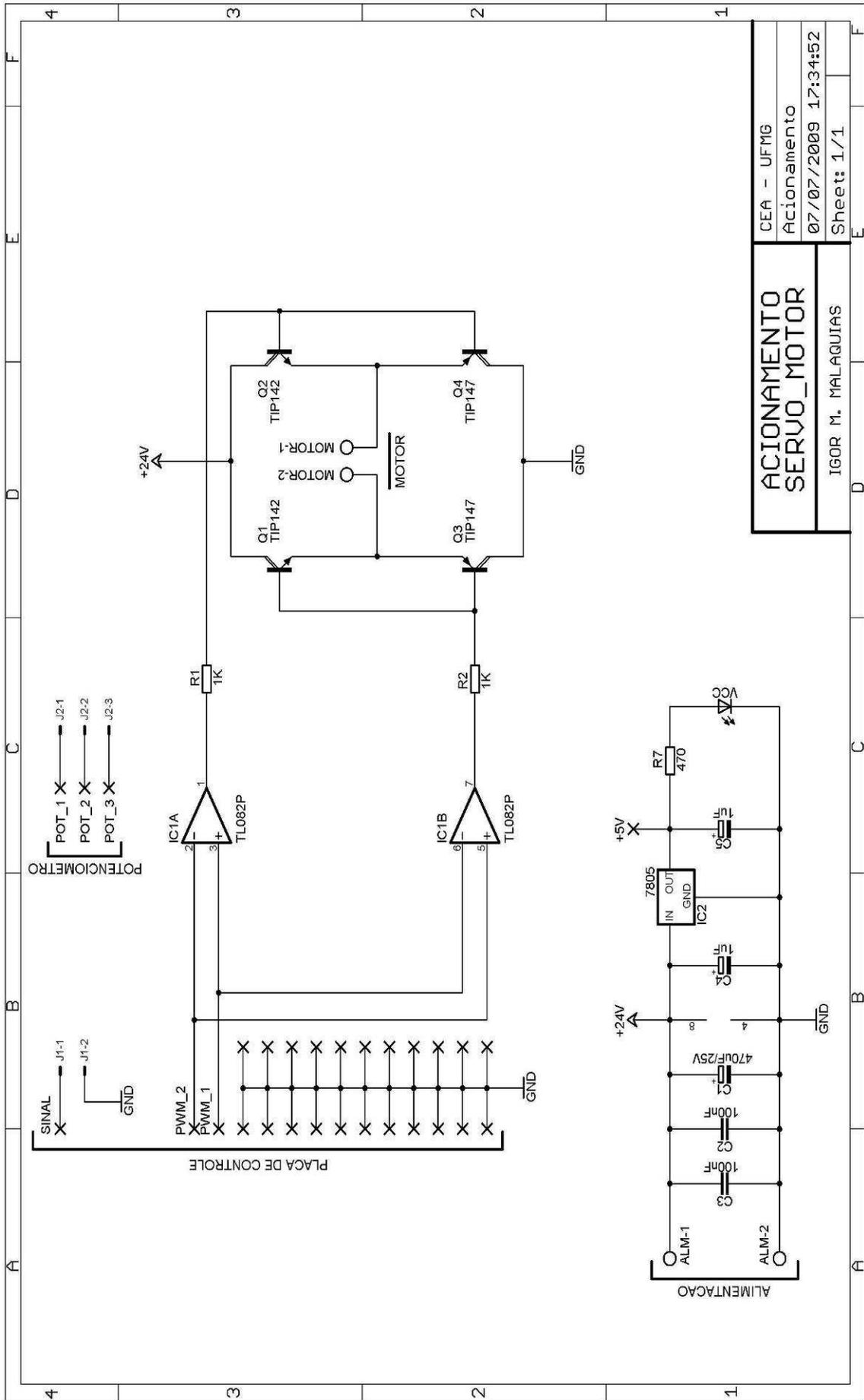




CONTROLADORA DE SERVOS	
DANIEL J. UIANA	
IGOR M. MALAQUIAS	
CEA - UFMG	Controle
09/02/2009 21:19:02	Sheet: 1/1

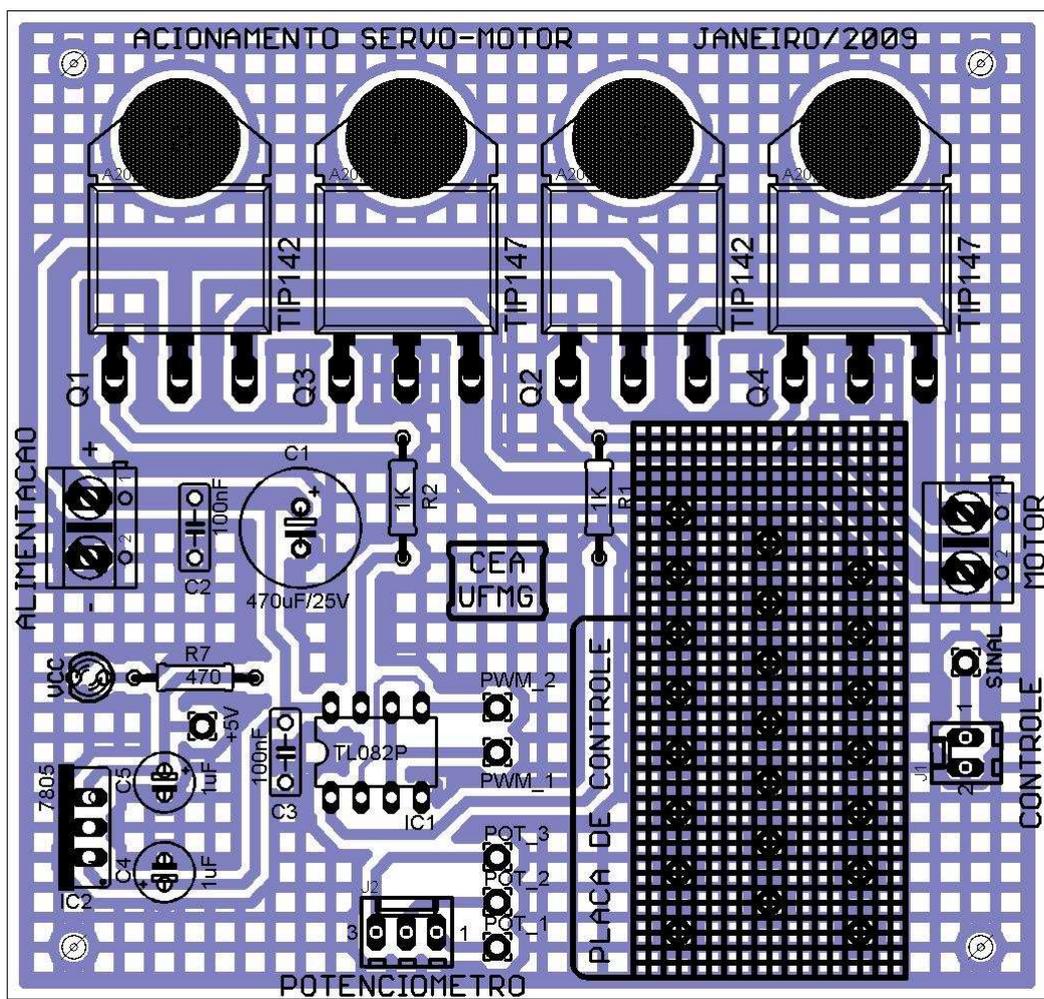
Disposição dos componentes na placa controladora de servos.

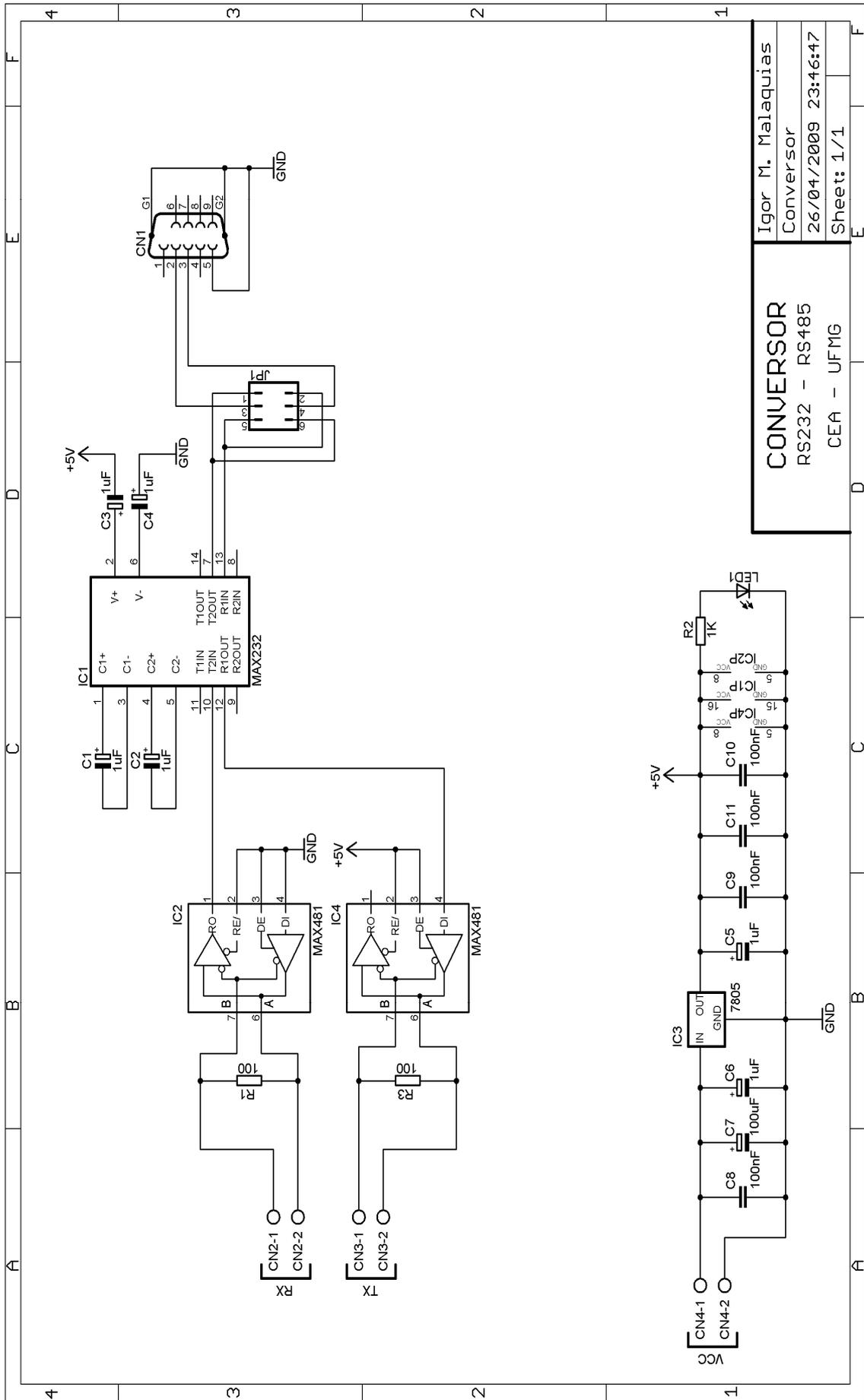




ACIONAMENTO SERVO_MOTOR	
CEA - UFMG	Acionamento
07/07/2009 17:34:52	Sheet: 1/1
IGOR M. MALAQUIAS	

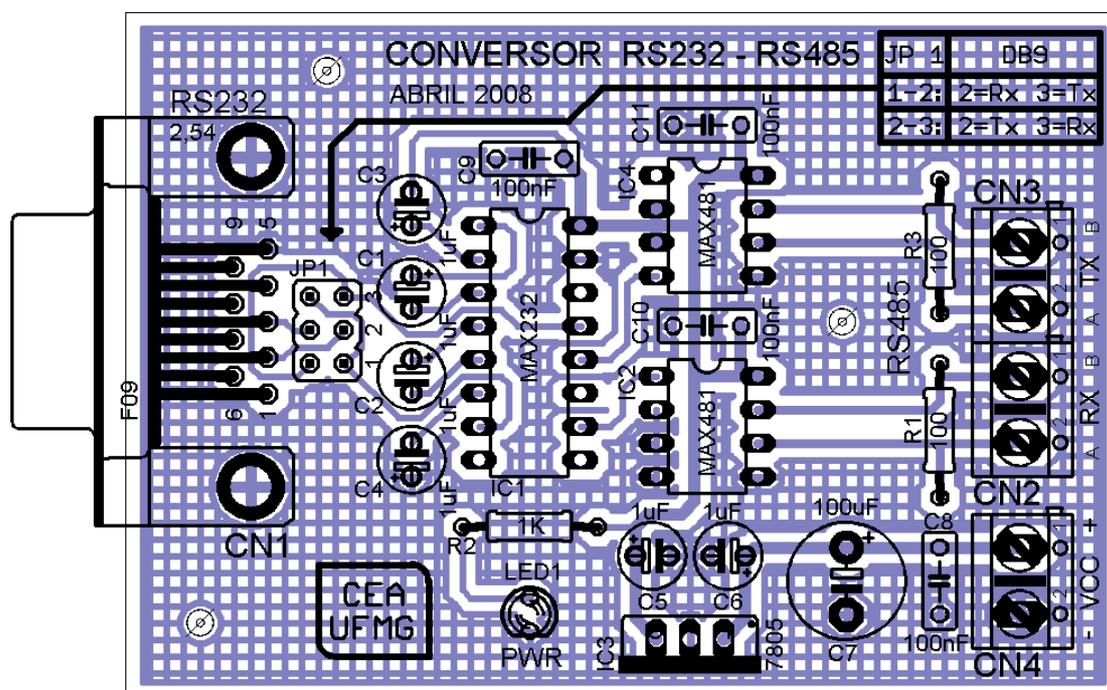
Disposição dos componentes na placa acionadora de servo.

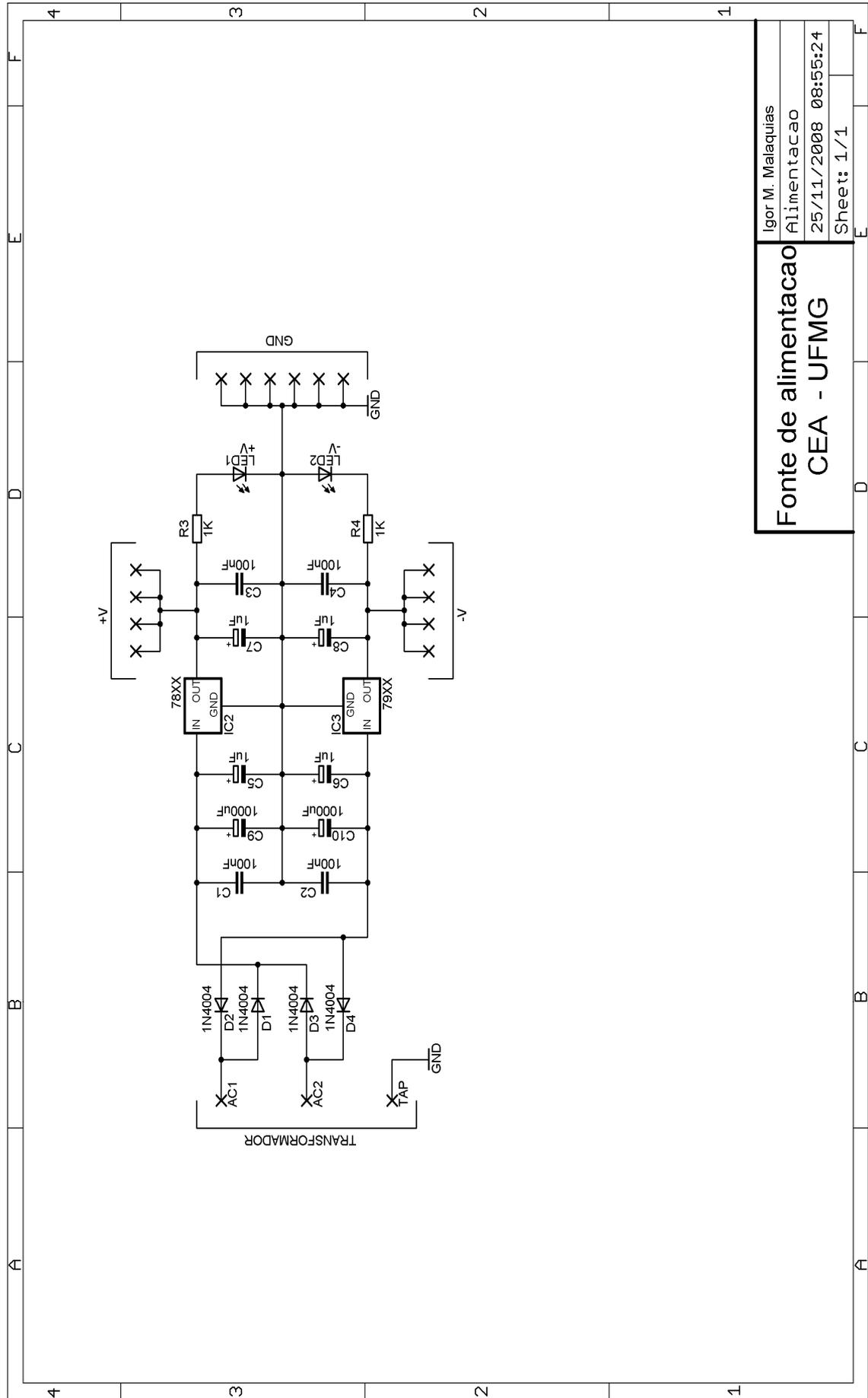




CONVERSOR	
RS232 - RS485	
CEA - UFMG	
Igor M. Malaquias	Converter
26/04/2009 23:46:47	Sheet: 1/1

Disposição dos componentes na placa do conversor.





Igor M. Malaquias	
Alimentacao	
25/11/2008	08:55:24
Sheet: 1/1	

**Fonte de alimentacao
CEA - UFMG**

Disposição dos componentes na placa da fonte de alimentação.

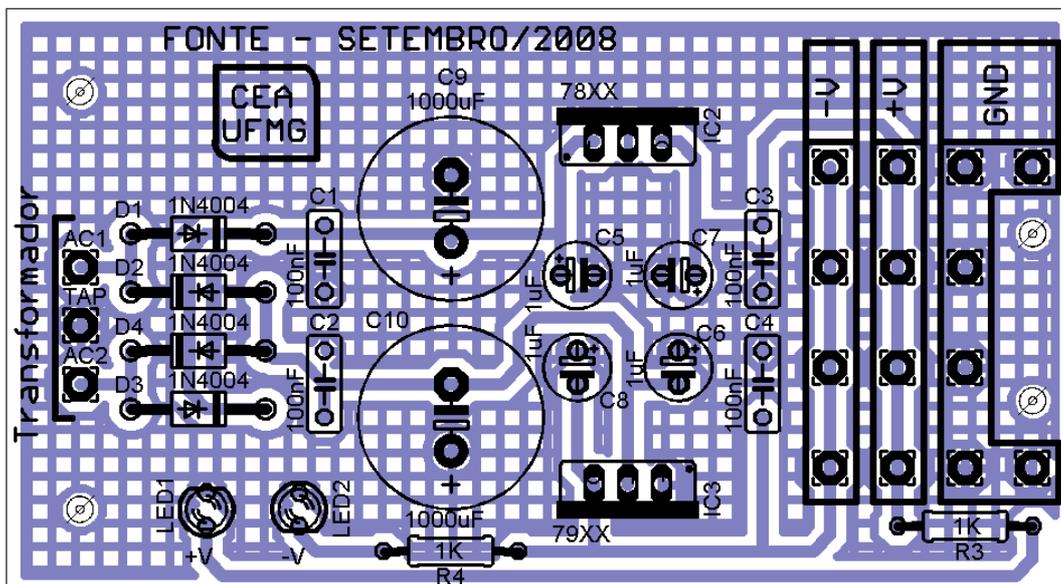


Diagrama de interligação do sistema

