



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE
CENTRO DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA

CONSTRUÇÃO E VALIDAÇÃO DE UM RECEPTOR GPS PARA USO ESPACIAL

Glauberto Leilson Alves de Albuquerque

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO
NATAL/RN
2009

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

Glauberto Leilson Alves de Albuquerque

CONSTRUÇÃO E VALIDAÇÃO DE UM RECEPTOR GPS PARA USO ESPACIAL

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da UFRN (área de concentração: Automação e Sistemas) como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências.

Orientador: Prof. Dr. Francisco das Chagas Mota

Natal, RN, 20 de Novembro de 2009
Número de Ordem PPGEE: M251

Divisão de Serviços Técnicos

Catálogo da Publicação na Fonte. UFRN / Biblioteca Central Zila Mamede

Albuquerque, Glauberto Leilson Alves de.

Construção e validação de receptor GPS para uso espacial / Glauberto Leilson Alves de Albuquerque. – Natal, RN, 2009.
129 f..

Orientador: Francisco das Chagas Mota.

Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal do Rio Grande do Norte.
Centro de Tecnologia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica.

1. Sistema GPS – Dissertação. 2. Receptor GPS – Dissertação. 3. Veículos de alta dinâmica – Dissertação. 4. Veículos espaciais – Dissertação. 5. Foguetes de sondagem – Dissertação. I. Mota, Francisco das Chagas. II. Universidade Federal do Rio Grande do Norte. III. Título.

RN/UF/BCZM

CDU 528.51(043.3)

CONSTRUÇÃO E VALIDAÇÃO DE UM RECEPTOR GPS PARA USO ESPACIAL

Glauberto Leilson Alves de Albuquerque

Dissertação de Mestrado aprovada em 20 de novembro de 2009 pela banca examinadora composta pelos seguintes membros:

Prof. Dr. Francisco das Chagas Mota (orientador) - DCA/UFRN

Prof. Dr. Gilvan Luiz Borba - DGEF/UFRN

Dr. José Bezerra Pessoa Filho - IAE/DCTA

Dedico esta dissertação às memórias do meu pai Gilberto Cavalcante de Albuquerque, meu primeiro incentivador, e do meu tio Francisco Alves da Silva, pois, com seu exemplo de engenheiro e professor, influiu sobremaneira na minha formação profissional.

Agradecimentos

Agradeço a Deus, criador do universo, por ter provido a humanidade de inteligência e curiosidade para descobri-lo, investigando pela ciência. Também por sua providência eficaz que se fez presente em cada instante de dificuldade.

Agradeço a meus pais pelo legado da formação acadêmica e educacional que, com esforço, me propiciaram. Agradeço a minha esposa Maria de Agosto, pelo carinho, paciência e apoio fundamentais para esta empreitada. Sou grato a minha irmã, Glauce Albuquerque, pelo exemplo acadêmico que tento, humildemente, me espelhar.

Agradeço ao meu orientador Francisco Mota pelo estímulo, confiança e paciência e exemplo de humildade. Apresento-lhe também minhas desculpas pelas minhas dificuldades no processo de desenvolvimento do experimento.

Agradeço aos professores do PPGEE pelos conhecimentos e experiências transmitidas.

Agradeço ao professor Gilvan Borba, do Departamento de Física da UFRN, por sua colaboração profícua em todas as fases desta empreitada. Agradeço também ao engenheiro Manuel Jozeane, pelo apoio prestado pelo INPE a esta pesquisa.

Agradeço ao engenheiro Fábio Spina, do IAE, pela cooperação desinteressada, mas decisiva, na solução de alguns problemas surgidos. Agradeço aos demais funcionários da Divisão de Eletrônica do IAE por sua generosa colaboração, em especial ao Técnico Cláudio, pela disponibilidade em realizar as soldagens dos componentes do receptor.

Agradeço ao colega Túlio Raposo pela amizade e cooperação ao projeto, e aos Srs. Paulo Nei e Paulo André por sua disponibilidade e gentileza na realização de soldagens SMD, aqui em Natal.

Agradeço a Eng^a. Maria Goretti pela compreensão oferecida durante a fase de desenvolvimento do projeto e pelo apoio recebido, uma vez que, por vezes se tornaram inconciliáveis as atividades profissionais no CLBI e o desenvolvimento deste trabalho.

Agradeço aos colegas de trabalho no CLBI pelas palavras de incentivo e ânimo. Também não poderia deixar de expressar minha gratidão ao Major Paulo de Tarso e Cel. Mário Nakamiti, respectivamente chefe da Divisão de Operações e Diretor do CLBI quando este projeto foi iniciado, pela confiança em mim depositada.

“Atrele seu veículo a uma estrela”
RALPH WALDO EMERSON

Resumo

O Sistema de Posicionamento Global, conhecido mundialmente pela sigla GPS, é um sistema de radionavegação construído pelos norte-americanos com intenções militares, mas que encontraram, com o passar do tempo, muitas aplicações de uso civil. No Brasil, além do desenvolvimento de foguetes de sondagem, começam a aparecer projetos de construção de micro e nanosatélites. Estes veículos denominados espaciais ou de alta dinâmica podem, quando em voo, usufruir do sistema GPS para localização autônoma e verificação/controlar das suas trajetórias. Apesar da enorme disponibilidade de receptores GPS no mercado civil, estes não podem ser utilizados em veículos de alta dinâmica, seja por questões ambientais (vibrações, temperaturas elevadas, etc.) ou por proteção lógica (via *software*). Os receptores para uso em veículos de alta dinâmica, ou veículos espaciais, fazem parte de uma tecnologia restrita a poucos países, que estabelecem regras muito rígidas para suas aquisições. O presente projeto objetiva construir e validar funcionamento básico deste receptor ao instalá-lo num foguete de sondagem e coleta de dados em voo. O *software* a ser utilizado no receptor já estava disponível em código fonte e testado em uma plataforma de desenvolvimento denominada GPS *Architect*. Vários organismos cooperaram para realização projeto: AEB, UFRN, IAE, INPE e CLBI. Após vários passos para realização do projeto: definição das condições de funcionamento, escolha e aquisição dos componentes eletrônicos, fabricação das placas de circuito impresso, montagem e testes de integração; o mesmo foi instalado num foguete de sondagem VS30 lançado a partir do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno em Natal/RN. Apesar da coleta parcial dos dados do receptor, por falha técnica do sistema de telemetria do foguete, os resultados obtidos foram suficientes para validar o funcionamento do receptor a partir da comparação entre os dados de trajetografia fornecidos pelo receptor GPS e o radar de trajetografia do CLBI conhecido como Radar ADOUR.

Palavras-chave: Sistema GPS, receptor GPS, veículos de alta dinâmica, veículos espaciais, foguetes de sondagem.

Abstract

Global Positioning System, or simply GPS, it is a radionavigation system developed by United States for military applications, but it becomes very useful for civilian using. In the last decades Brazil has developed sounding rockets and today many projects to build micro and nanosatellites has appeared. This kind of vehicles named spacecrafts or high dynamic vehicles, can use GPS for its autonome location and trajectories controls. Despite of a huge number of GPS receivers available for civilian applications, they cannot used in high dynamic vehicles due environmental issues (vibrations, temperatures, etc.) or imposed dynamic working limits. Only a few nations have the technology to build GPS receivers for spacecrafts or high dynamic vehicles is available and they imposes rules who difficult the access to this receivers. This project intends to build a GPS receiver, to install them in a payload of a sounding rocket and data collecting to verify its correct operation when at the flight conditions. The inner *software* to this receiver was available in source code and it was tested in a *software* development platform named *GPS Architect*. Many organizations cooperated to support this project: AEB, UFRN, IAE, INPE e CLBI. After many phases: defining working conditions, choice and searching electronic, the making of the printed boards, assembling and assembling tests; the receiver was installed in a VS30 sounding rocket launched at *Centro de Lançamento da Barreira do Inferno* in *Natal/RN*. Despite of the fact the locations data from the receiver were collected only the first 70 seconds of flight, this data confirms the correct operation of the receiver by the comparare between its positioning data and the the trajectory data from CLBI's tracking radar named ADOUR.

Keywords: GPS system, GPS receiver, high dynamic vehicles, spacecrafts, sounding rockets

Lista de Figuras

Figura 1: Layers of the atmosphere	22
Figura 2: A plataforma <i>GPS Architect</i>	31
Figura 3: Constelação de Satélites do Sistema GPS (SVs)	34
Figura 4: Componentes do sistema GPS	35
Figura 5: Sinais transmitidos pelos satélites GPS	36
Figura 6: Relações de frequência entre os sinais GPS	38
Figura 7: Medida de tempo de propagação do sinal GPS	39
Figura 8: Cálculo por trilateração – representação tridimensional	39
Figura 9: Coordenadas de posição de um ponto no espaço	40
Figura 10: Diagrama em blocos de um receptor GPS genérico	43
Figura 11: Diagrama de blocos do receptor ORION	45
Figura 12: Diagrama em blocos do RF <i>front-end</i>	47
Figura 13: Diagrama de blocos do correlator	50
Figura 14: Módulos de <i>tracking</i> do correlator	51
Figura 15: Módulo individual de <i>tracking</i> do GP2021	52
Figura 16: Diagrama em blocos do ARM60-B	56
Figura 17: Alterações na montagem do TCXO	62
Figura 18: Indutores do filtro da 1ª. FI	67
Figura 19: Indutor na entrada de sinal do receptor	67
Figura 20: Indutores magneticamente protegidos do filtro da 3ª. FI	68
Figura 21 : Gerbers files desmembrados	70
Figura 22: Gerbers files superpostos	71
Figura 23: Detalhe da entrada de RF da placa de circuito impresso	72
Figura 24: Spacecraft Packet Telemetry Overview	78
Figura 25: Telemetry Encoder Shell in an on-board application	79
Figura 26: Conexões dos dois receptores GPS na carga útil	84
Figura 27: Indutor retirado para supressão de tensão CC na entrada de sinal do receptor	85
Figura 28: Trilha removida no receptor ORION	85
Figura 29: Tipos de combustíveis para foguetes	91
Figura 30: VS30 - Missão típica	92

Figura 31: VS30 – Dimensões	94
Figura 32: Tela do GPSDIAG	98
Figura 33: Trajetografia - Radar Bearn x GPS	99
Figura 34: Sistema de coordenadas ECEF	127
Figura 35: Parâmetros do elipsóide WGS84	128
Figura 36: Fórmulas de conversão LLA para ECEF	128
Figura 37: Fórmula da curvatura do elipsóide WGS84	129
Figura 38: Coordenadas ECEF e elipsóide de referência	129

Lista de fotografias

Fotografia 1: Receptor de testes da plataforma <i>GPS Architect</i>	30
Fotografia 2: Placas do receptor GPS	71
Fotografia 3: Componente com encapsulamento BGA	73
Fotografia 4: Exemplo de soldagem com problemas	75
Fotografia 5: Placa RECEPTOR - camada 01	76
Fotografia 6: Placa RECEPTOR - componentes da camada 4	76
Fotografia 7: Placa INTERFACE	77
Fotografia 8: Visão interna da caixa de instalação do receptor	81
Fotografia 9: Visão externa da caixa de instalação do receptor	82
Fotografia 10: Ensaio de vibração com a carga útil no LIT	88
Fotografia 11: Foto do Receptor Pronto	89
Fotografia 12: Detalhes da ogiva da carga útil do CONAE	89
Fotografia 13: Contagem regressiva zero	95
Fotografia 14: Lçamento visto do helicóptero	96
Fotografia 15: Carga Útil após a sua recuperação no mar é depositada em terra	96

Lista de Gráficos

Gráfico 1: Satélite OUFTI-1, simulação de temperaturas “caso quente”	24
Gráfico 2: Satélite OUFTI-1, simulação de temperaturas “caso frio”	25
Gráfico 3: Espectro de frequência do VCO do GP2015 (1400.00 Mhz)	49
Gráfico 4: Frequências digitais geradas pelo DCO (I_{LO} e Q_{lo})	53
Gráfico 5: Comparativo - Trajetória GPS x RADAR	102
Gráfico 6: Diferença de coordenadas (RADAR - GPS)	103
Gráfico 7: Trecho de trajetória fornecida pelo Radar	104
Gráfico 8: Diferença de posição entre o Radar e o Receptor GPS	105
Gráfico 9: Velocidade média (eixos cartesianos)	106
Gráfico 10: Módulos do Vetor Velocidade (Radar e GPS)	108
Gráfico 11: Aceleração média em m/s^2 (dados do receptor GPS)	109
Gráfico 12: Aceleração média em m/s^2 (dados de acelerômetro)	110
Gráfico 13: Variação da relação sinal/ruído dos satélites recebidos	111
Gráfico 14: Dados de altitude dos receptores GPS (Argentino e Brasileiro)	112

Lista de Tabelas

Tabela 1: <i>Chipsets</i> para receptores GPS (Correlator + Processador)	29
Tabela 2: Comparação de <i>chipsets</i> (correlatores isolados)	29
Tabela 3: Mapa de freqüências do receptor	46
Tabela 4: Filtros de RF no receptor ORION	48
Tabela 5: Características dos capacitores cerâmicos SMD	65
Tabela 6: Comparação de desempenho – Orion x G12 Ashtech	105

Glossário de Siglas e Abreviações

A/D – Analógico/Digital

AEB – Agência Espacial Brasileira

CAG – Controle automático de ganho

CENPRA – Centro de Pesquisas Renato Archer

CLBI – Centro de Lançamento da Barreira do Inferno

CONAE – *Comisión Nacional de Actividades Espaciales* (Argentina)

CRN/INPE – Centro Regional do Nordeste do INPE (Natal/RN)

DCO – *Digitally Controlled Oscillator* (oscilador digitalmente controlado)

DGPS – Differential GPS (GPS diferencial)

ECEF – Earth Centered, Earth Fixed

EPROM – *Erasable Programmable Read-Only Memory* (memória de leitura,
programável e apagável)

FI – Frequência intermediária

GPS – *Global Positioning System*

IAE – Instituto de Aeronáutica e Espaço

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LESC – Laboratório de Engenharia de Sistemas de Computação da Universidade
Federal do Ceará

LIT – Laboratório de Integração e Testes do INPE

LLA – Latitude, Longitude, Altura

LNA – Low Noise Amplifier (amplificador de baixo ruído)

PLL – *a Phase-Locked loop* (malha de captura de fase)

PPS – *Precise Positioning System*

PRN – Pseudo-Random Noise (um dos 32 “gold codes” associados a cada satélite
gps)

RC – Resistivo/Capacitivo

RF – Radiofrequência

SMD – *SuRFace-Mount Device* (dispositivo de montagem em superfície)

SMT – *Surface-Mount Technology* (tecnologia de montagem em superfície)

SNR – *Signal to Noise Ratio* (relação sinal ruído)

SPS – *Standard Positioning System*

SV – *Space Vehicle* (cada satélite do sistema GPS)

TCXO – *Temperature Compensated Cristal Oscillator* (oscilador à cristal com
compensação de temperatura)

TQFP – *thin quad flat pack* (um tipo de encapsulamento de componentes SMD)

UFRN – Universidade Federal do Rio Grande do Norte

VCC – Volts - Corrente Contínua

VCO – *Voltage Controlated Oscilator* (oscilador controlado à tensão)

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	14
1.1	Motivação	15
1.2	Um pouco de história	17
1.3	Estrutura da dissertação	20
1.4	Requisitos de Projeto	20
1.4.1	Requisitos funcionais	20
1.4.2	Requisitos ambientais	22
1.4.3	Requisitos físicos	26
1.5	A escolha da plataforma ORION/GP2000	26
1.6	O GPS Architect	29
1.7	Aplicações do receptor	31
1.7.1	Aplicação primária	31
1.7.2	Aplicações secundárias	32
2.	O FUNCIONAMENTO DO SISTEMA GPS	34
2.1	Características dos sinais GPS	36
2.2	Os serviços de posicionamento do Sistema GPS	38
2.3	O processo de cálculo de posição no espaço	38
2.4	Equações de cálculo de posição	40
3.	O FUNCIONAMENTO DO RECEPTOR	43
3.1	Um receptor GPS genérico	43
3.2	A Seção de RF	45
3.2.1	O RF <i>front-end</i>	46
3.2.2	Saídas digitais do RF front-end	48
3.2.3	Filtragens de RF	48
3.2.4	Filtragens de Baixa Freqüência	48
3.3	O correlator	49
3.3.1	Interface para microprocessador	50
3.3.2	Dupla interface serial	50
3.3.3	Clock em tempo real	50
3.3.4	<i>Power and Reset control</i>	50

3.3.5	Gerador de Clock/Base de Tempo	51
3.3.6	Módulo de Tracking	52
3.3.7	Seleção de Sinais de Entrada	52
3.3.8	Portadora DCO	53
3.3.9	Gerador de código C/A	53
3.3.10	Código DCO	54
3.3.11	Contador de códigos mortos	54
3.3.12	Registradores e Acumuladores	54
3.4	O processador	54
4.	MONTANDO UM PROTÓTIPO	58
4.1	Fases da montagem do receptor	58
4.2	Lista de componentes e sua aquisição	59
4.3	Disponibilidade dos componentes no mercado	60
4.4	Parâmetros de escolha dos componentes	63
4.4.1	A escolha dos capacitores	64
4.4.2	A escolha dos resistores	66
4.4.3	Escolhendo indutores	66
4.4.4	Os demais componentes	68
4.5	Placas de circuito impresso - confecção	69
4.6	Soldagem dos componentes	72
4.7	Configurando o receptor para uso em cargas úteis	77
4.7.1	Uma caixa metálica para o ORION	80
4.7.2	Alterações de <i>software</i>	82
4.7.3	Protegendo a antena de GPS do VS30	83
5.	INTEGRANDO O RECEPTOR À CARGA ÚTIL	86
5.1	Testes de aceitação/ambientais	86
5.2	Receptor integrado à carga útil	88
6.	RESULTADOS OBTIDOS	90
6.1	Uma missão espacial suborbital	90
6.2	A operação Angicos	93
6.3	Experimentos embarcados e perfil de voo	94
6.4	Resultados em voo	95
6.4.1	Pré-processamento dos dados recolhidos	100
6.4.2	Medidas de posição	102

6.4.3	Medidas de velocidade	106
6.4.4	Medidas de aceleração	109
6.4.5	Sensibilidade do receptor	110
6.4.6	Comparação com o Segundo GPS	111
7.	CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS	113
7.1	Resultados obtidos	114
	REFERÊNCIAS	116
	ANEXOS	123
	ANEXO A – Esquema geral do receptor ORION	123
	ANEXO B – Mensagens NMEA oferecidas pelo receptor ORION	124
	ANEXO D – Caixa para instalação do receptor	126
	ANEXO D – Procedimento de conversão de coordenadas LLA para ECEF	127

1. INTRODUÇÃO

O Sistema de radionavegação GPS teve seu projeto iniciado nos anos 60 do século passado. O objetivo básico era utilizá-lo em proveito dos sistemas militares de interesse dos norte-americanos, embora o sistema disponibilizasse um serviço de localização para uso civil. Desde então, o *Global Positioning System*¹, mais conhecido pela sigla GPS, tornou-se um sistema de alcance e utilização mundiais, num fenômeno muito parecido com o que aconteceu com a internet.

Embora o principal serviço fornecido pelo sistema seja o de localização de um determinado ponto no espaço com o auxílio de receptores de GPS permitindo a radionavegação, o sistema tem aplicação em variadas atividades humanas: no lazer, no trabalho e em todas as áreas das atividades econômicas. Também vemos o GPS sendo aplicado na pesquisa científica em diversas áreas, especialmente no georeferenciamento e na construção de mapas. Para conhecer algumas destas aplicações podemos consultar El-Rabbany (2002, p. 129-151).

Levando em consideração somente ao serviço de navegação, já é comum encontrar nas ruas das grandes cidades os receptores GPS associados a um sistema de mapas digitais para navegação de diversos tipos de veículos em terra, indicando não somente onde estamos como também a melhor rota a seguir. Aviões e embarcações aquáticas igualmente usufruem deste sistema. Ele é considerado tão confiável que há um projeto dentro dos Estados Unidos para substituição das atuais aerovias por um sistema de rotas baseado no GPS. A previsão é de que este sistema esteja completamente implementado em 2014 (NEXT-GENERATION..., 2006, p. 14-16). Um serviço secundário ao de localização é o de fornecimento de um sinal de datação bastante preciso, fruto da necessidade de equipar os satélites que transmitem os sinais do GPS com relógios de precisão atômica.

Em suma, poderíamos resumir os serviços obtidos com o sistema GPS em quatro categorias:

- Localização - determinação de uma determinada posição;

¹ O nome oficial do sistema é NAVSTAR e o mesmo não é uma sigla. O NAVSTAR considerado um GNSS, sigla de: *Global Navigation Satellite System* (Sistema Global de Navegação por Satélites). Além do NAVSTAR, temos o GLONASS (russo) e o GALILEO (europeu). Este último ainda não está operacional.

- Navegação - auxílio para ir de um lugar a outro;
- Mapeamento - criação de mapas precisos e;
- Horários de precisão - determinação precisa do horário num determinado lugar.

Apesar de tanta facilidade em se obter um receptor GPS nos dias atuais, os receptores liberados para uso civil têm uso limitado a certas condições dinâmicas do veículo onde for instalado. Estes limites são: altitude de 60000 pés (aproximadamente 18300m) e velocidade de deslocamento de 515 m/s (cerca de 1850 km/h). Além destes, há outros limites: aceleração máxima de 4g ($\approx 40 \text{ m/s}^2$) e jerk de 20 m/s^3 . Para constatar estes limites basta ler com atenção o manual com as especificações de qualquer receptor GPS disponível livremente no mercado.

Os receptores GPS podem ser largamente utilizados em variados experimentos científicos inclusive a bordo de foguetes de sondagem ou de satélites. Estes são denominados “veículos de alta dinâmica”, devido aos valores obtidos nos parâmetros de dinâmica (velocidade, aceleração e jerk) quando estão respectivamente em voo ou em órbita. Neste caso, os receptores encontrados com facilidade no meio civil são inadequados para esta aplicação, porque estes tipos de veículos ultrapassam facilmente os limites descritos no parágrafo anterior. Para estes, os receptores disponíveis no mercado são oferecidos em poucos modelos e submetidos a rígidos controles de exportação pelos norte-americanos e seus aliados. Também sofrem pesadas restrições à sua customização, praticamente impedindo que sejam adaptados de acordo com a conveniência do comprador.

1.1 Motivação

Podemos ver nos artigos de (FENG, 2002) e (MONTENBRUCK et al., 2001) muitas vantagens e recursos que podemos extrair do uso do GPS. Dentre as vantagens, salta aos olhos uma em particular: a diminuição dos custos envolvidos no rastreamento destes engenhos é bastante relevante (cf. seção 6.1). Os custos caem porque, sob certas condições, o radar de trajetografia² pode ser até mesmo desnecessário, com isso há uma diminuição dos recursos materiais e humanos

² Radares de trajetografia são utilizados para determinar a trajetória percorrida por um engenho aeroespacial em voo.

necessários ao rastreamento. Quando o radar de trajetografia não puder ser dispensado, os dados de posicionamento obtidos do sistema GPS servem de redundância e aumentam a confiabilidade final dos sistemas de rastreamento.

O Brasil já possui um domínio tecnológico sobre a fabricação de aviões, foguetes de sondagens e até satélites. Todos estes podem usufruir das facilidades fornecidas pelos receptores GPS para veículos de alta dinâmica e de uso espacial.

Ainda no campo dos veículos espaciais, já há o desenvolvimento de pesquisas, com sucesso, para determinação de atitudes ou órbitas de engenhos espaciais com base nos sinais recebidos do sistema GPS. Há cerca de dez anos pesquisadores da Universidade Federal do Paraná e do INPE (FABRI; FERREIRA; LOPES, 1998) já demonstravam a viabilidade deste tipo de tecnologia. No campo acadêmico internacional podemos citar (MONTENBRUCK; NORTIER; MOSTERT, 2004) e (COHEN et al., 94), sendo este último artigo ainda mais antigo que o dos cientistas brasileiros. Verifica-se que esta não é uma idéia “nova”, mas, ao contrário, que se consolida em diversas experiências.

Com estas novas tecnologias podem ser também suprimidas as plataformas inerciais, ou estas podem se associadas ao sistema de recepção GPS, para determinação da atitude do veículo em voo. Para conhecer um pouco melhor esta tecnologia sugere-se a leitura de Grewal, Weill e Andrews (2007) Com a substituição dos sistemas de determinação de atitude³ baseados em plataformas inerciais por outros baseados na recepção de dados GPS, tem-se um evidente ganho de custos e de disponibilidade, uma vez que as plataformas inerciais, além de caras, sofrem de pesados controles comerciais dos países que detêm a tecnologia de construí-las e tampouco tem interesse em realizar transferência de tecnologia nesta área.

Como será mencionado mais adiante neste texto, numa contextualização histórica, em seu pós-doutorado o Prof. Francisco das Chagas Mota, da UFRN, coordenador desta pesquisa, participou do desenvolvimento de um protótipo de um receptor GPS para uso em veículos de alta dinâmica. Foi a partir desta experiência e

³ Posição de um foguete, míssil ou satélite artificial, determinada pela direção de seu eixo principal em relação a um dado sistema de coordenadas.

com o intuito de continuar sua pesquisa nesta área, que surgiu o desejo de produzir um protótipo de um receptor GPS com este mesmo tipo de aplicação. Para construção deste receptor seriam utilizados recursos e empresas nacionais e componentes comerciais de fácil aquisição, desta forma nacionalizando, em parte, esta tecnologia.

Após este passo, a fase seguinte é a de adaptá-lo ao uso em satélites de órbita baixa terrestre (LEO Satellites⁴). O veículo escolhido para o primeiro teste de funcionamento do receptor em voo foi o foguete de sondagem VS30, também de fabricação nacional.

A base para o desenvolvimento do projeto foi receptor conhecido pela denominação ORION, cuja arquitetura é aberta. Para desenvolvimento do *software* embarcado se utiliza a plataforma *GPS Architect*. O projeto básico do *hardware* e o *software* básico para funcionamento do receptor estão disponíveis online (ZARLINK SEMICONDUCTOR, 1999). Os arquivos para geração das placas de circuito impresso estão disponíveis em <<http://www.zarlink.com/zarlink/gps-orion-evalboard-files.zip>>. O ambiente de compilação e testes de *software*, denominado *GPS Architect*, foi doado pela Universidade de Cornell ao Prof. Francisco Mota.

O desenvolvimento de um receptor com estas características coloca o Brasil num grupo restrito de nações que conseguem construir este tipo de equipamento, ampliando seu domínio tecnológico na área aeroespacial.

1.2 Um pouco de história

Formado há algumas décadas o grupo de pesquisas da ionosfera da UFRN, composto pelos doutores ENIVALDO BONELLI, GILVAN LUIZ BORBA e RUI TERTULIANO DE MEDEIROS tem como um dos objetivos desenvolver modelos numéricos do perfil de densidade eletrônica do plasma ionosférico equatorial. Dentre as pesquisas realizadas elas podemos ressaltar o “Estudo de cintilações ionosféricas, usando sinais de satélites de GPS” e a “Aquisição e Análise de Dados

⁴ LEO = *Low Earth Orbit*. São satélites cujas órbitas encontram-se entre 180 e 1000 km de altura. Viajam em altas velocidades chegando a realizar uma volta em torno da terra em cerca de 90 minutos.

de GPS utilizando RTLinux com aplicações ao Estudo de Irregularidades na Ionosfera Equatorial”.

Outra pesquisa realizada por este grupo ocorreu através de uma carga útil lançada a partir do CLBI em 2002 a bordo de um foguete SONDA 3. Esta sonda realizou medidas com objetivo de ampliar os estudos sobre os mecanismos de produção e perda de ionização na região F da ionosfera, entre 150 e 500 quilômetros de altitude.

O modulo da carga útil F2Glow-2 continha fotômetros, sondas de Langmuir e capacitiva em alta frequência e foi desenvolvido pelos Laboratórios Laser e Sonda do INPE em colaboração com o grupo de pesquisadores da UFRN, dentro de uma parceria envolvendo INPE, o IAE/CTA e o CLBI, com apoio da Agencia Espacial Brasileira (AEB). Os resultados nesta área de pesquisa são de interesse a radiocomunicações a longa distancia.

Uma das fontes de erro do GPS é um retardo na transmissão dos seus sinais ao atravessar regiões ionizadas da ionosfera (EL-RABBANY 2002, p. 36-38). Surgiu então a idéia de utilizar receptores GPS para realizar experiências sobre este fenômeno. Este estudo foi conduzido pelo professor Paul Kintner, da Cornell University (EUA), e também contou com a participação de Eurico de Paula e João Gualberto do CRN (Centro Regional do Nordeste) do INPE em Natal/RN. Também contou com a participação do prof. Francisco Mota do Departamento de Engenharia de Computação e Automação da UFRN. O intercâmbio com a Universidade de Cornell trouxe a oportunidade ao professor Francisco Mota para realizar seu pós-doutorado nesta universidade.

Na sua estada em Cornell, o Prof. Francisco Mota desenvolveu de um projeto que possibilitou a migração de um receptor GPS para uso em computadores pessoais da plataforma DOS para a plataforma LINUX (LEDVINA; MOTA; KINTNER, 2000)

O primeiro contato do Autor com o Professor Francisco Mota ocorreu devido a publicação pela AEB do 1^o Anúncio de Oportunidades para programa UNIESPAÇO no ano de 2004. Por esta razão houve, nas dependências CRN/INPE

de Natal, um encontro com o objetivo de discutir projetos que pudessem interessar a pesquisadores northeriograndenses. Participaram deste encontro todas as instituições que já haviam trabalhado conjuntamente no lançamento do foguete Sonda 3 em 2002, a saber: CLBI, INPE e UFRN. Com a discussão surgiu a idéia da realização de um receptor GPS para uso espacial. Estavam novamente reunidas as instituições que tinham colaborado para o sucesso da sonda ionosférica F2Glow-2, ou seja, a UFRN, como proponente do projeto; o CLBI, com um de seus funcionários participando do projeto como aluno de mestrado; o INPE, colaborando com sua estrutura física e know-how adquirido e a AEB, como financiadora e gestora do programa UNIESPAÇO.

Neste momento o Prof. Francisco Mota ainda não tinha idealizado a construção deste receptor GPS, os seus planos eram de atualização/modificação do sistema que tinha desenvolvido em seu pós-doutorado. Minha participação seria como mestrando, ajudando-o a desenvolver o projeto. Foi somente com base nos conhecimentos levantados nas reuniões de trabalho que surgiu a idéia do receptor.

Com a inscrição deste projeto no programa UNIESPAÇO, ficou definido que assessores técnicos seriam enviados pela AEB, para acompanhamento dos trabalhos. O primeiro a vir com esta finalidade foi o Eng. Paulo Milani, do INPE. Depois foi a vez do Eng. Flávio Azevedo, do IAE. Através deste último houve um contato com o Eng. Fábio Spina, também do IAE. Com isto o IAE, órgão com bastante know-how na fabricação de dispositivos para uso espacial, passou a integrar o conjunto de instituições que contribuíram para o sucesso deste experimento.

Paralelamente o INPE, mais especificamente seu CRN de Natal, sempre apoiaram o projeto, com a cessão e espaço físico, com apoio técnico e de serviços. Foi o INPE em Natal que realizou a fabricação da caixa metálica onde o receptor foi instalado. Foi também nas dependências desta instituição que muitos testes de funcionamento e de *software* foram realizados.

1.3 Estrutura da dissertação

Nesta dissertação estão relatados os passos percorridos e problemas técnicos solucionados durante o desenvolvimento deste receptor até a sua validação. Descreve as adaptações necessárias à sua integração à carga útil do foguete onde voou pela primeira vez, bem como dos resultados obtidos. Como havia outro receptor, de fabricação Argentina, na mesma carga útil utilizada para teste do receptor ORION, há uma ligeira comparação do desempenho dos dois protótipos.

Após esta rápida introdução, temos, no complemento desta dissertação, a seguinte estrutura: o capítulo 02 traz a descrição, em linhas gerais, do funcionamento do sistema GPS; o capítulo 03 realiza a apresentação do funcionamento básico do protótipo, a apresentação de seus itens de *hardware* mais importantes e as soluções propostas para permitir seu uso em veículos espaciais; no capítulo 04 encontra-se a descrição do processo de montagem do receptor e as adaptações necessárias até seu teste de funcionamento em bancada; o capítulo 05 é dedicado ao processo de integração do receptor à carga útil do VS30; o capítulo seguinte apresenta os resultados obtidos. No capítulo final estão as conclusões obtidas com do projeto e perspectivas para sua continuidade.

1.4 Requisitos de Projeto

Alguns requisitos de projeto devem ser lavados em conta para que este receptor possa ser utilizado em veículos espaciais de alta dinâmica. Estes requisitos podem ser classificados em três categorias: funcional, ambiental e física. Cada um delas impôs diferentes necessidades.

1.4.1 Requisitos funcionais

Primeiro, e essencialmente, necessita ser um sistema autônomo. Isto significa que ele necessita ter uma estrutura interna de funcionamento que não dependa de meios externos para o processamento dos sinais recebidos e cálculo da solução de navegação. Também deve permitir o uso de versões diferente do *software* de navegação, dependendo do uso específico pretendido. Necessita igualmente ser equipado com memória suficiente para suportar as modificações de *software* necessárias.

Outro requisito é o de consumir o mínimo de potência elétrica, de forma diminuir a capacidade de carga das baterias necessárias ao experimento e, por extensão, à carga útil do foguete. Com isto diminui-se o peso total dos equipamentos embarcados. No caso do uso deste receptor em satélites, talvez esse não seja é um requisito crítico, uma vez que há a possibilidade de uso de painéis solares para alimentação elétrica dos circuitos, mas é evidente que o menor consumo elétrico, além de diminuir o tamanho dos painéis solares a serem utilizados, e conseqüentemente o peso, trará menor dissipação de calor (efeito joule), trazendo impactos positivos no aspecto estabilidade térmica.

Ainda em relação ao consumo de potencia elétrica, seria desejável incluir um novo requisito: a capacidade de “hibernação”. Há situações em que poderemos desligar parte dos circuitos do receptor para economia de energia. Também é desejável que os circuitos desligados possam ser reativados com rapidez quando solicitado. Este recurso pode ser utilizado quando o receptor for instalado num satélite.

Para fornecer um cálculo gravitacional preciso em grandes velocidades e acelerações, o receptor deve manter o sincronismo com os sinais dos satélites GPS atualizando a solução de navegação a uma taxa adequada durante todo o voo do foguete. Para este protótipo determinou-se o cálculo da solução de navegação a uma cadência de 1 Hz. Cabe lembrar que, mesmo para um receptor fixo em algum lugar da superfície da terra, este deve ser capaz de calcular em sua posição o mais rapidamente possível, levando em conta que os satélites do sistema GPS estão em constante movimentação causando um efeito *Doppler* que deve ser eliminado durante o processamento dos sinais e calculo de posição. No caso de veículos espaciais, este efeito *Doppler* é ainda mais relevante e deve ser levando em conta na determinação na velocidade de cálculo de posicionamento.

Como último requisito funcional, o receptor deve ter uma característica que podemos denominar “versatilidade”, ou poderíamos denominar “adaptabilidade” ou ter a característica de ser “*customizável*”⁵. Desta forma estaria apto a, sem exigir muitos recursos e esforços, ser modificado para atender a um novo requisito julgado

⁵ Neologismo vindo do termo inglês “customize”, que significa modificar ou alterar para atender especificações individuais.

necessário. Esta característica só pode ser obtida com o domínio completo da tecnologia de construção do receptor tornando mais um motivador para execução deste projeto.

1.4.2 Requisitos ambientais

Sendo utilizado em veículos espaciais, cabe ao receptor estar apto a suportar as condições ambientais a qual será submetido à medida que sua altitude aumenta. Uma das condições a ser considerada é a estabilidade térmica dos circuitos. Tomando por exemplo um veículo numa trajetória que sai do solo e chega a 11 km de altura, por exemplo, este será submetido a variações de temperatura que vão deste a temperatura em solo, cerca de 20°C , até cerca -50°C (figura 1). No caso de foguetes, porém, há um processo de aquecimento durante o voo, causado pelo atrito do mesmo com a atmosfera e as velocidades desenvolvidas. Desta forma, o receptor deverá ser capaz de tolerar o calor gerado durante o trajeto.

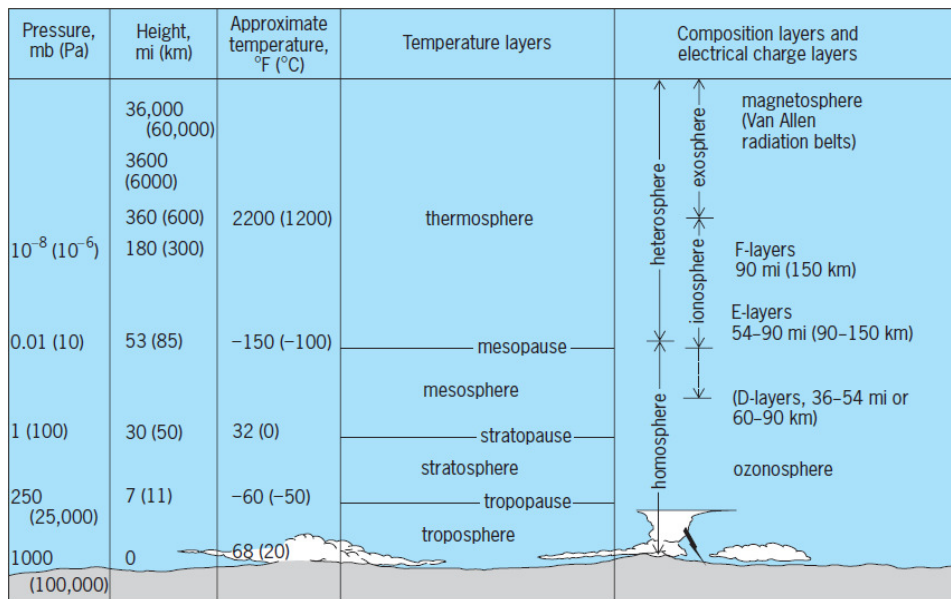


Figura 1: Layers of the atmosphere
 FONTE: Lesins; Glen B, 2007.

No caso de utilização deste receptor em pequenos satélites, as condições ambientais a que este será submetido são diferentes, pois a maioria destes tem órbitas com altitudes acima da atmosfera terrestre. Neste caso, aspectos como proteção contra radiações cósmicas, por exemplo, devem ser considerados.

Com respeito às condições térmicas a que são submetidos os satélites construídos por mãos humanas, Maini e Agrawai (2007) nos apontam alguns fatores externos que interferem na sua estabilidade térmica:

- Raios refletidos – Radiação refletida pela terra e sua atmosfera. Na maioria raios infravermelhos. Produzem um fluxo de energia da ordem 150 W/m^2 .
- Radiação solar direta – É o fator mais importante de aquecimento, sua composição é de aproximadamente 40% de ondas em espectro visível e 50% de raios infravermelhos. Produz um fluxo de energia da ordem 1370 W/m^2 .
- O ambiente espacial propriamente dito. Este age como um envoltório térmico à temperatura de 0 K.

Além destes, a dissipação térmica dos componentes internos do satélite (efeito joule) é um fator adicional de aquecimento. Outros fatores como a inclinação orbital, período do ano e outros também modificam o ambiente térmico dos satélites.

Como a altitude das órbitas deste tipo de satélite é muito menor que a o diâmetro da terra, a velocidade orbital passa a ser maior que a velocidade rotação da terra. Por este fenômeno, há períodos em que a terra age como anteparo impedindo aos raios do sol alcançar o satélite. Com isso há uma brutal diferença de temperaturas internas. Somente para citar um exemplo, as condições de temperatura do nanosatélite OUFTI-1, de formato cúbico e produzido pela universidade de Liège, na Bélgica, são mostradas com e sem a presença dos raios solares (gráficos 1 e 2). Neles vemos o resultado de um modelo matemático para cálculo do perfil de temperaturas máximas e mínimas a serem atingidas por este satélite em cada um de seus subsistemas. Respectivamente, elas representam os casos extremos de absorção de fluxo térmico, ou seja, os casos “quente” e “frio”. No primeiro caso, todas as fontes de aquecimento dos satélites são consideradas em intensidade máxima. No “caso frio” consideram-se as condições exatamente opostas. A partir destes gráficos podemos perceber que as temperaturas máximas são da ordem de $+35^{\circ} \text{ C}$ e as mínimas próximas a -32° C . Qualquer circuito eletrônico a ser instalado neste satélite, por exemplo, deve estar preparado para suportar variações cíclicas de temperatura dentro desta faixa.

Existem, no entanto, uma série de recursos tecnológicos aplicados na construção de satélites para minimizar os efeitos ambientais e que são submetidos.

Cada satélite é equipado de um Sistema de Controle Térmico⁶, mas é evidente que, quanto mais os dispositivos instalados nos mesmos suportem faixas maiores de temperatura, menos complexo e caro será o Sistema de Controle Térmico.

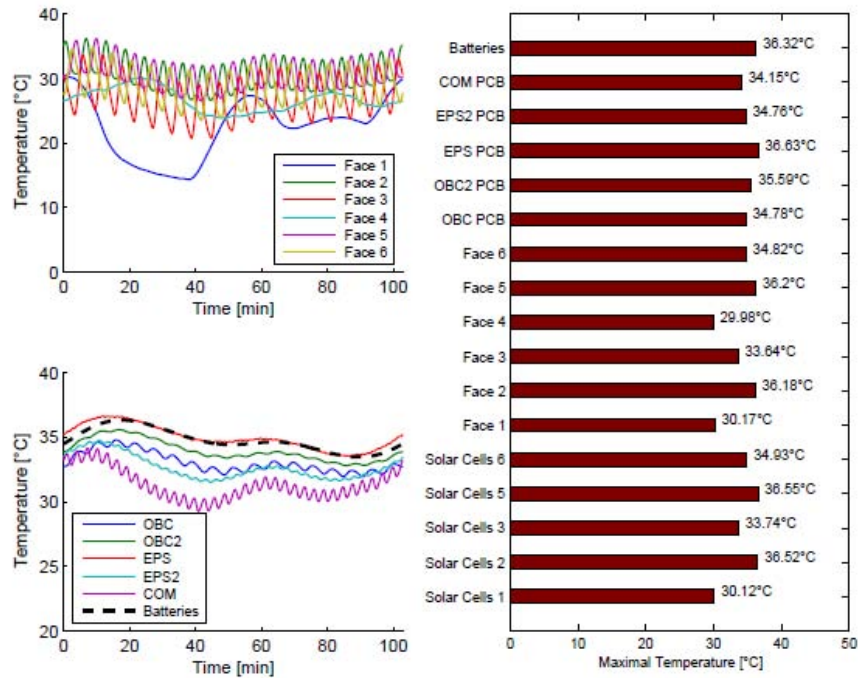


Gráfico 1: Satélite OUFTI-1, simulação de temperaturas “caso quente”
Fonte: Jacques, 2009, p. 51

⁶ Conjunto de dispositivos instalados em cada satélite com o objetivo de dissipar ou resfriar o calor seu interno em níveis aceitáveis ao funcionamento de cada componente, circuito ou experimento lá instalado.

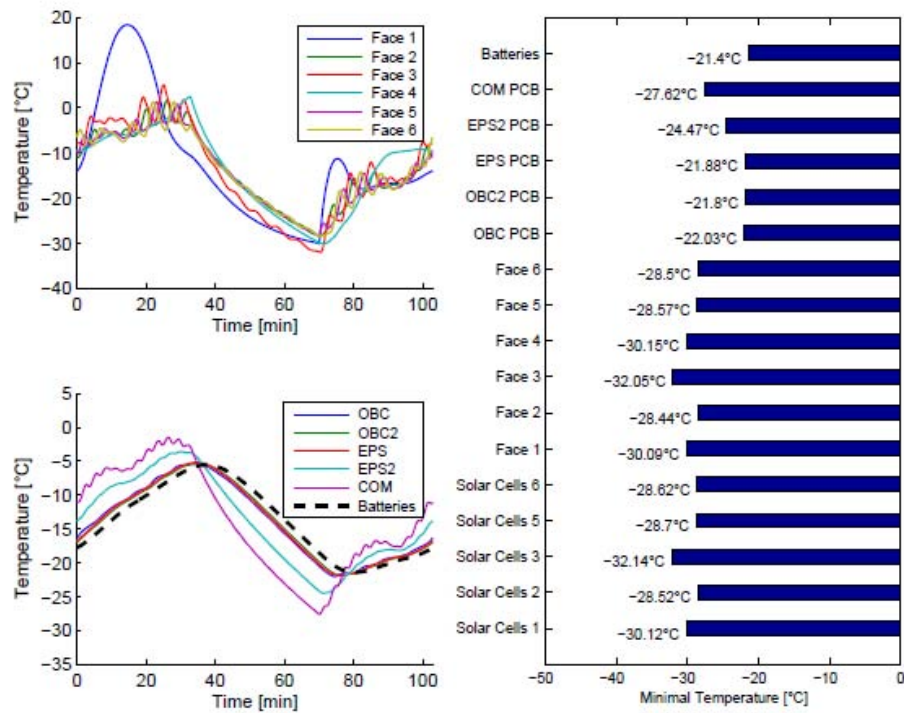


Gráfico 2: Satélite OUTFI-1, simulação de temperaturas “caso frio”
 Fonte: *ibidem*, p. 52

As velocidades, acelerações, vibrações e choques envolvidos nos veículos espaciais também trazem restrições de projeto ao receptor. Ao ser finalizado e integrado ao veículo, este deve ser capaz de suportar grandes forças g a que será submetido sem apresentar defeitos de funcionamento e sem que haja rupturas de solda ou de qualquer outra natureza na sua estrutura física. Este requisito aumenta as necessidades de controle sobre a qualidade da soldagem dos componentes na placa de circuito impresso e da integração das várias outras peças, de modo a garantir a resistência do receptor a tais níveis de aceleração e vibrações.

Uma vez que as altitudes alcançadas pelos foguetes de sondagem chegam a 3000 km, os componentes devem ainda oferecer certo grau imunidade à radiações cósmicas, embora o tempo a que serão expostos a esta radiação seja pequeno. Os satélites, dependendo da altitude de suas órbitas, são submetidos aos efeitos radiação num tempo bem maior, exigindo novas estratégias de proteção.

Como último requisito funcional há o aspecto de imunidade às interferências eletromagnéticas.

1.4.3 Requisitos físicos

A última categoria de considerações de projeto diz respeito às dimensões e peso do receptor. Isto ocorre por uma razão lógica: quanto maior o peso do artefato a ser lançado no espaço, mais combustível e potência dos foguetes necessitamos. Os satélites de sondagem e os pequenos satélites têm espaço reduzido na baía de equipamentos. No caso de pequenos foguetes de sondagem, o espaço de integração na baía de equipamentos também é um fator limitante. Somente como exemplo, o foguete VS30 disponibiliza uma bandeja circular de apenas 370 mm de diâmetro e altura máxima de 470 mm para instalação de todos os equipamentos da carga-útil (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2006, p. 4)⁷.

1.5 A escolha da plataforma ORION/GP2000

Além dos requisitos colocados na seção anterior, o desenvolvimento deste receptor depende de uma plataforma de desenvolvimento que permita não somente a aquisição de todos os componentes do *hardware*, bem como de desenvolvimento e do *software* utilizado pelo receptor.

Por *hardware* entendem-se todos os semicondutores, circuitos integrados e afins que são soldados nas placas de circuito impresso para compor o receptor. Os principais componentes do sistema são o RF *front-end*, o *correlator* e microprocessador.

Greenberg (2005, p. 31-62), em sua dissertação de mestrado, nos apresenta um panorama bastante completo sobre o desenvolvimento de receptores GPS, com foco na disponibilidade de *software* “livre” para equipá-lo. Neste estudo vemos também uma definição clara sobre os tipos de receptores existentes e do mercado de *chipsets*⁸ disponíveis para desenvolvimento de receptores GPS, bem como as respectivas facilidades de desenvolvimento de *software* para cada um deles. Estes *chipsets* são divididos em várias categorias:

- Com correlator dedicado - Um único chip realiza o processo de correlação. Neste receptor exige-se um RF *front-end* e processador;

⁷ O motor foguete do foguete VS30 serve como segundo estágio do foguete VSB30.

⁸ Chipset é o conjunto de circuitos integrados responsáveis pela execução de tarefas específicas.

- Com correlator e processador combinados - Reúne num único chip o correlator e o processador. Exige ainda a presença de um RF *front-end*;
- Com chip único - Reúne num único chip as funções de RF *front-end*, correlator e processador;
- Por conversão analógica/digital - Também denominado de receptor por *software*, realiza uma conversão dos sinais de entrada analógica para o modo digital. Estes sinais digitais são entregues a um processador rápido para realizar o cálculo da correlação e da solução de navegação.

O uso de tecnologia FPGA para realização das funções realizadas por um receptor GPS não foi considerado por Greenberg. Para a realização do receptor definido nesta dissertação os dois últimos grupos de *chipsets* não atendem aos requisitos de projeto.

Os processadores de *chip* único têm seu *software* implantado durante o processo de fabricação e o código fonte deste *software* não está disponível livremente. Nestas condições, não há como modificá-lo. Além disto, estes em geral são fabricados em arquitetura proprietária dificultando, as vezes impossibilitando, a customização de seu funcionamento.

Os *chipsets* que funcionam por conversão analógico/digital por necessitarem de processamento adicional dos sinais após a conversão inicial, não cumprem os requisitos de miniaturização e portabilidade.

Restaram-nos as opções de *chipsets* de correlator dedicado e com correlator/processador combinados. As listas de *chipsets* disponíveis nestas duas categorias, segundo classificação de Greenberg aparecem nas tabelas 1 e 2.

Para melhor entendimento destas tabelas, a coluna onde se lê “Disponibilidade de placa no mercado”, diz respeito à existência de receptor GPS, construído com aquela arquitetura e conjunto de chips, que esteja disponível para sua aquisição e utilização nos testes dos *softwares* produzidos pelo próprio desenvolvedor do receptor.

No caso do correlator GP2021 (tabela 1) não existe hoje no mercado placa ou *hardware* disponível para testes de *software*, embora tal recurso existisse no passado. É o caso deste projeto, que conta com um receptor denominado “*GPS Architect*”, cuja utilização é exatamente para desenvolvimento teste do *software* a ser utilizado no receptor.

A partir deste ponto, embora o funcionamento detalhado de um receptor GPS só esteja descrito mais adiante, cabe ressaltar que, devido à natureza do funcionamento deste tipo de equipamento, cerca de 20 a 50% nas tarefas de controle do DCO⁹ associado a cada sinal de satélite recebido pelo receptor é feita pelo processador e, conseqüentemente, por *software* (TSUI apud GREENBERG, 2005, p. 10). Desta forma verifica-se que o componente “*software*” do receptor tem importância fundamental em seu funcionamento.

Ainda em relação ao *software*, os limites dinâmicos descritos no capítulo de introdução deste texto (velocidade, altitude, aceleração e jerk) são essencialmente definidos por ele. Com o código fonte destes programas disponibilizados, o pesquisador pode programar as modificações e as adaptações que julgar necessárias ao seu experimento e ajustar o seu receptor às necessidades particulares sempre que desejar. Desta forma, verifica-se que a disponibilidade do código fonte para atualização/modificação do funcionamento do receptor é fator determinante para realização do projeto.

Uma vantagem da plataforma Zarlink para realização do projeto é a disponibilidade de uma plataforma de desenvolvimento denominada *GPS Architect*. Esta, além de ser uma plataforma de *hardware*, engloba um conjunto de *softwares* para compilação cruzada em ambiente de processamento INTEL gerando código executável na arquitetura ARM. Além disso, esta plataforma de desenvolvimento inclui um conjunto de rotinas escritas em linguagem C e que podem ser alteradas pelo desenvolvedor. Com a presença de duas interfaces seriais, o *GPS Architect* permite a transferência do código executável compilado para execução no receptor, além de permitir a comunicação serial para envio de comandos e coleta de dados de navegação.

⁹ DCO é a sigla de *Digitally Controlled Oscillator*

Com base em tudo que foi acima exposto e verificando as tabelas 1 e 2, verificamos que a arquitetura Zarlink (GP4020 ou GP2021) é a que oferece as maiores as facilidades¹⁰ para realização do projeto. Além disso, é a única plataforma, dentre as apresentadas, a oferecer *software* livre para desenvolvimento. Como projeto inicial e pela disponibilidade do *software* para o conjunto de chips GP2021 e GP2015, este conjunto de circuitos integrados, juntamente com o processador ARM60B, foram os escolhidos para a montagem deste receptor.

Tabela 1: *Chipsets* para receptores GPS (Correlator + Processador)

Fabricante e modelo	Arquitetura	Documentação Livre ?	Disponibilidade de placa no mercado ?	Complexidade do receptor não excessiva ?	<i>Software</i> Livre ?
Atmel ATR0620	ARM7TDMI	NÃO	SIM	...	NÃO
Nemerix NJ1030	SPARCV8	SIM	NÃO	SIM	NÃO
SiRF SiRF Star II	ARMv?	NÃO	SIM	SIM	NÃO
ThalesBaldur	ARM7	NÃO	SIM	...	NÃO
u-Nav uN8031B	V-DSP?	NÃO	SIM	NÃO	NÃO
Zarlink GP4020	ARM7TDMI	SIM	SIM	SIM	SIM

Fonte: Adaptado de Greenberg (2005, p. 35)

Tabela 2: Comparação de *chipsets* (correlatores isolados)

Fabricante e modelo.	Documentação Livre ?	Disponibilidade de placa no mercado ?	Não excessiva complexidade do receptor?	<i>Software</i> Livre ?
Navman Zodiac	NÃO	SIM	SIM	NÃO
Trimble FirstGPS	NÃO	SIM	...	NÃO
Zarlink GP2021	SIM	NÃO	SIM	SIM

Fonte: ibidem

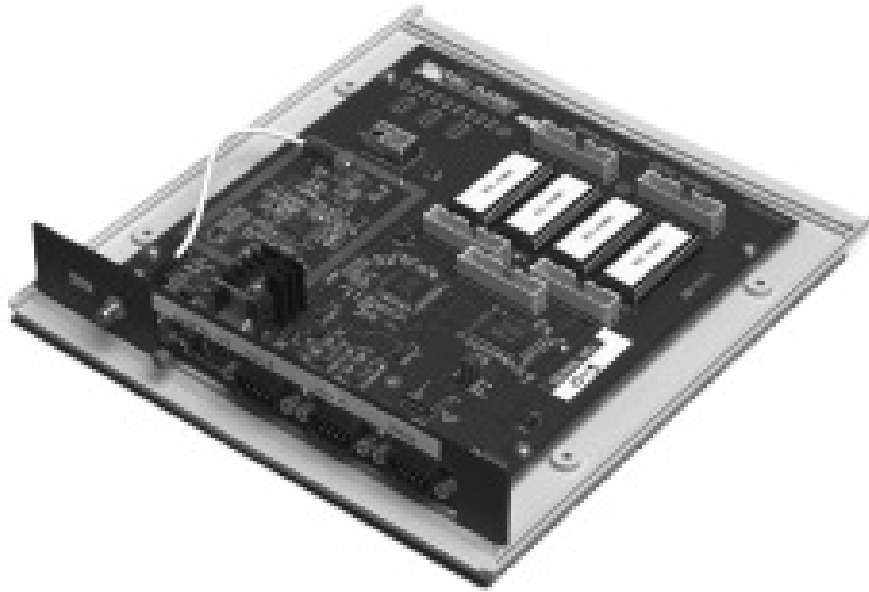
1.6 O GPS *Architect*

Como já mencionado na seção anterior, o GPS *Architect* é um ambiente de desenvolvimento de *software* para receptores GPS construído na arquitetura do *chipset* GP2000. Ele é composto das seguintes partes:

- Receptor para teste de *software* (fotografia 1);
- Atena ativa com cabo e imã para fixação;

¹⁰ Para o desenvolvimento deste projeto, havia a disponibilidade do GPS *Architect* (placa de testes de *software*), embora este não exista mais no mercado.

- *Software* (fontes em linguagem C);
- *ARM Toolkit* (plataforma de compilação e testes);
- Documentação;
- Fonte de força;
- Cabos seriais para conexão do receptor a um PC.



Fotografia 1: Receptor de testes da plataforma *GPS Architect*
Fonte MITEL SEMICONDUCTOR, 1997, p. 1

A MITEL¹¹ *Semiconductors* (1997, p. 1) descreve as funcionalidades oferecidas pelo *GPS Architect*, que são:

- Completo sistema de desenvolvimento para um receptor GPS com uma arquitetura de 12 canais;
- Código fonte em linguagem C, otimizado para aquisição, *tracking* e navegação;
- Licença irrestrita para alterações sobre o código fonte em C;
- Capacidade de realização de GPS diferencial através de troca de dados pela porta serial;
- Possibilidade de monitoração e controle do *software* em tempo de execução.

¹¹ A divisão de semicondutores da MITEL Corporation (MITEL Semiconductors) desmembrou-se da empresa original e hoje se chama Zarlink Semiconductor.

- O programa fonte original oferecido pelo sistema utiliza menos de 50% da capacidade de processamento do processador (utilizando tecnologia ARM);
- *Chip* de arquitetura RISC.

Na figura 2 temos um diagrama do sistema integrado a um PC, configuração utilizada para desenvolvimento e testes de *software*.

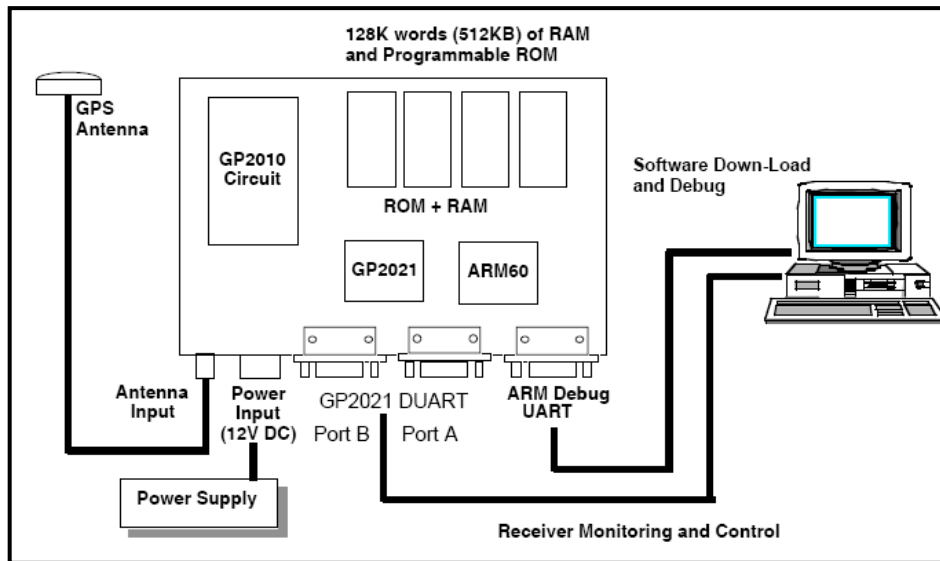


Figura 2: A plataforma *GPS Architect*
Fonte MITEL SEMICONDUCTOR, 1997, p. 2

1.7 Aplicações do receptor

1.7.1 Aplicação primária

O receptor, tal como descrito nesta dissertação, tem como utilização primária cargas úteis de sondagem com o objetivo de determinar a trajetória percorrida. Segundo a definição encontrada em na Encyclopædia Britannica On line (Sounding Rocket, 2007), este tipo de engenho espacial tem voos de curta duração (menos de 30 min.) até a ionosfera para coleta de dados científicos. São o único meio de realizar medidas científicas em altitudes de 45 a 60 Km, que estão acima das altitudes máximas alcançadas por balões e abaixo das altitudes das orbitas mais baixas dos satélites artificiais. O perfil do voo é próximo de uma parábola com altitudes máximas de 3000 km e velocidades não superiores a 5 km/s. A trajetória parabólica também provoca um efeito de gravidade próxima de zero, o que também os tornam úteis a experimentos que necessitem um ambiente de microgravidade.

O receptor deve calcular com precisão sua posição associada a informação precisa de tempo. Para que estes dados estejam disponíveis nas estações de rastreamento em solo durante o voo, estas informações são incluídas nos dados de telemetria da carga útil do foguete. A recepção destes dados em solo permite que os mesmos sejam armazenados em algum dispositivo de memória permanente, para uso posterior. Há ainda o caso em que os dados de trajetografia coletados pelo receptor são armazenados em algum tipo de memória de massa na própria carga útil do foguete. Neste caso há a necessidade de recuperação desta carga útil para acesso a estas informações. Experimentos de microgravidade também costumam ser recuperados.

Cabe ao receptor embarcado num foguete de sondagem manter-se sincronizado com os satélites do sistema GPS durante todas as fases da trajetória do mesmo, fornecendo continuamente informações sobre o posicionamento (cf. seção 6.1). As grandes velocidades e acelerações produzidas por foguetes de sondagem em voo impõem ao receptor índices de desempenho mínimos para realizar sua missão adequadamente. Somente como exemplo, o sexto lançamento do foguete VS30, realizado no Centro de Lançamento de Alcântara atingiu a aceleração máxima de 14g (HUMANN; CORRÊA JR; DA SILVA 2003, p. 175)

A versatilidade deste receptor permite, com adaptações, que este seja utilizado para novos propósitos experimentais. Algumas destas aplicações são discutidas a seguir.

1.7.2 Aplicações secundárias

Uma aplicação secundária para o receptor é fornecer dados de tempo e navegação para satélites de órbitas baixas (*Low Earth Orbit - LEO*). Neste caso, as informações devem ser fornecidas num regime contínuo. As missões realizadas por estes satélites têm a duração de semanas ou mesmo anos e aumentam os requisitos tecnológicos/ambientais para permitir um funcionamento do receptor por um longo período, incluindo os efeitos cíclicos de resfriamento/aquecimento e de exposição à radiação. As variações de aceleração impostas ao receptor após a satelitização serão consideravelmente menores que a que se submetem aqueles dos foguetes de sondagem, embora as velocidades em órbita sejam consideravelmente maiores que nos foguetes. O uso do receptor ORION para esta finalidade, no

entanto, não chega a ser novidade. Enderle, Boyd e King (2005) relataram o uso deste receptor no micro satélite australiano Jaesat. Quase no mesmo ano, MONTENBRUCK, NORTIER e MOSTERT (2004) apresentaram o uso deste receptor no satélite Sunsat.

Uma outra aplicação secundária baseia-se no conceito de esferas cadentes (*falling spheres*). Nesta aplicação um foguete transporta, e depois ejeta, um grande número de instrumentos de medida na forma esférica. Cada dispositivo seria equipado com um pequeno receptor GPS, permitindo aos controladores em solo individualizar e acompanhar a trajetória de cada esfera.

Equipado com duas interfaces seriais, também é possível para este receptor diminuir o erro de posição, numa técnica conhecida como DGPS ou GPS diferencial. Nesta técnica, o erro de posicionamento é obtido de outro receptor, cuja posição é conhecida com exatidão. O erro encontrado é utilizado para melhorar o cálculo de posicionamento do receptor em voo. Enquanto uma das interfaces seriais é usada pelo ORION para transmitir o seu posicionamento atual, a outra pode receber dados externos para correção deste posicionamento. Para conhecer melhor a técnica DGPS sugere-se a leitura de (GREWAL, WEILL e ANDREWS, 2007, p. 199-234).

Com uma montagem adequada e circuitos adicionais, o GPS também pode ser utilizado em veículos espaciais para determinação de atitude, tal como mencionado no item 1.1. Com a determinação da atitude e convenientes sistemas de interface, o GPS pode ser um forte auxiliar na guiagem dos veículos espaciais. Também serviria enormemente no controle de atitude dos satélites, mais uma das inúmeras possibilidades de aplicação deste receptor.

2. O FUNCIONAMENTO DO SISTEMA GPS

O sistema GPS tem três componentes essenciais: a espacial, a de controle e a do utilizador.

O **segmento espacial** (*space segment*) é constituído por uma constelação de 24 satélites em órbita terrestre de aproximadamente 20200 km de altura com um período de 12h siderais e distribuídos por 06 planos orbitais (figura 3). Estes planos estão separados entre si por cerca de 60° em longitude e têm inclinações próximas dos 55° em relação ao plano equatorial terrestre. Na prática, a constelação reserva alguns satélites adicionais, seja como reserva técnica ou para outras finalidades. A distribuição dos satélites no espaço foi concebida para a que existam no mínimo 4 satélites visíveis acima do horizonte em qualquer ponto da superfície e em qualquer altura. Somente como exemplo, espera-se que o serviço de posicionamento SPS, de uso civil, esteja disponível em mais de 99% do tempo, seja no cálculo de posição horizontal ou vertical. No pior caso, estas disponibilidades ainda são maiores que 90% (NAVSTAR, 2008, p. 34)

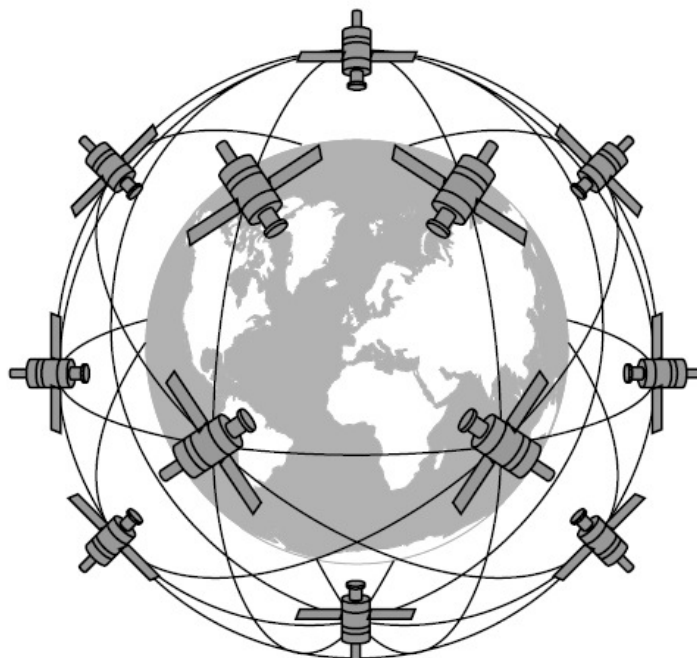


Figura 3: Constelação de Satélites do Sistema GPS (SVs¹²)
Fonte: MCNAMARA, 2004, p. 52

¹² SV é a sigla de *Space Vehicle*. Comumente vemos os satélites do sistema GPS denominados dessa maneira

O **segmento de controle** (*Control Segment*) é constituído por 05 estações de rastreio distribuídas ao longo do globo terrestre e uma estação de controle principal (MCS - *Master Control Station*). Estas rastreiam os satélites, atualizam as suas posições orbitais, calibram e sincronizam os seus relógios. Outra função importante deste segmento é determinar as órbitas de cada satélite e prever a sua trajetória nas 24h seguintes. Esta informação é enviada para cada satélite para depois ser transmitida por este, informando ao receptor do local onde é possível encontrar o satélite.

O **segmento utilizador** (*user segment*) inclui todos aqueles que usam um receptor GPS para receber e converter o sinal GPS em dados de posição, velocidade e tempo. Inclui ainda todos elementos necessários a este processo como as antenas e *software* de processamento. Na figura 4 vemos os três componentes do sistema reunidos.

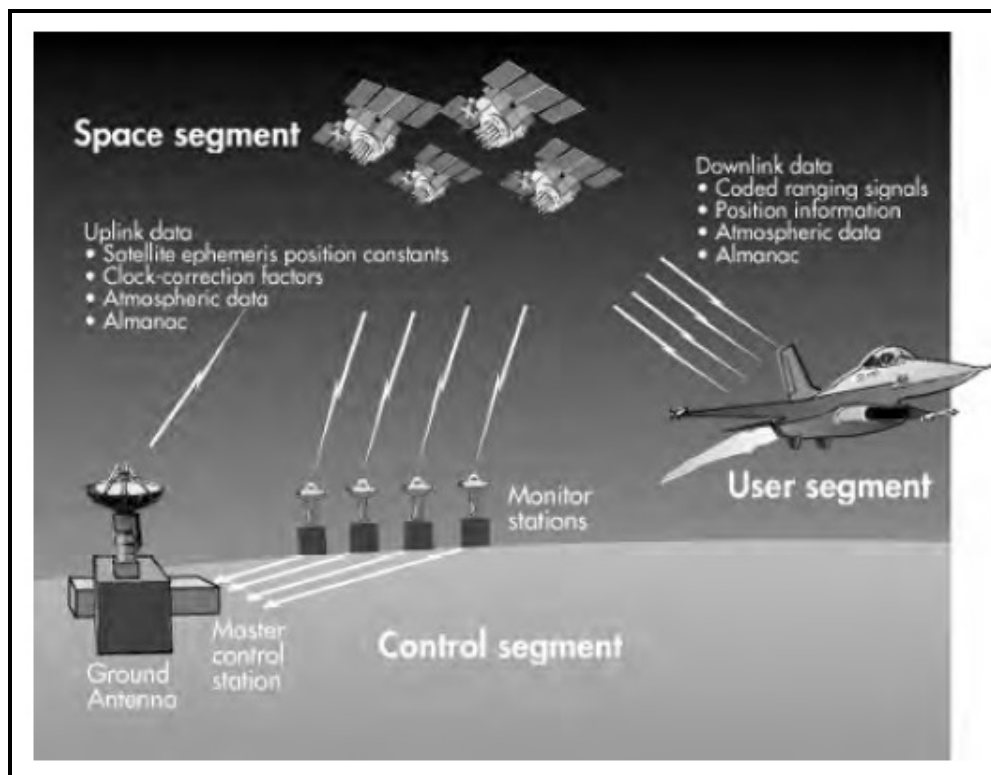


Figura 4: Componentes do sistema GPS
Fonte: MCNAMARA, 2004, p. 52

2.1 Características dos sinais GPS¹³

Os satélites do sistema GPS transmitem constantemente duas ondas portadoras, estas ondas estão na banda L. A onda portadora L1 (*L1 signal*) é transmitida a 1575.42 MHz e contém dois códigos digitais modulados em BPSK (Bi-Phase Shift Key). O código de aquisição livre (C/A) – *Coarse/Acquisition*, de 1.023MHz e o código (P) – *Precise/Protected*, modulado a 10.23 MHz. Como proteção contra o uso destes sinais por inimigos o código P pode ser encriptado, gerando o código P(Y). A onda portadora L2 (*L2 signal*) é transmitida a 1227.60 MHz e contém apenas o código P(Y). Além destes, existem os dados de navegação que são transmitidos a uma cadência de 50 bps. Para que esta informação esteja presente em ambas portadoras, é realizada a soma módulo 2 dos respectivos sinais C/A e P, juntamente com o sinal de navegação (50-bps data) antes da entrada de modulação de cada portadora (figura 5).

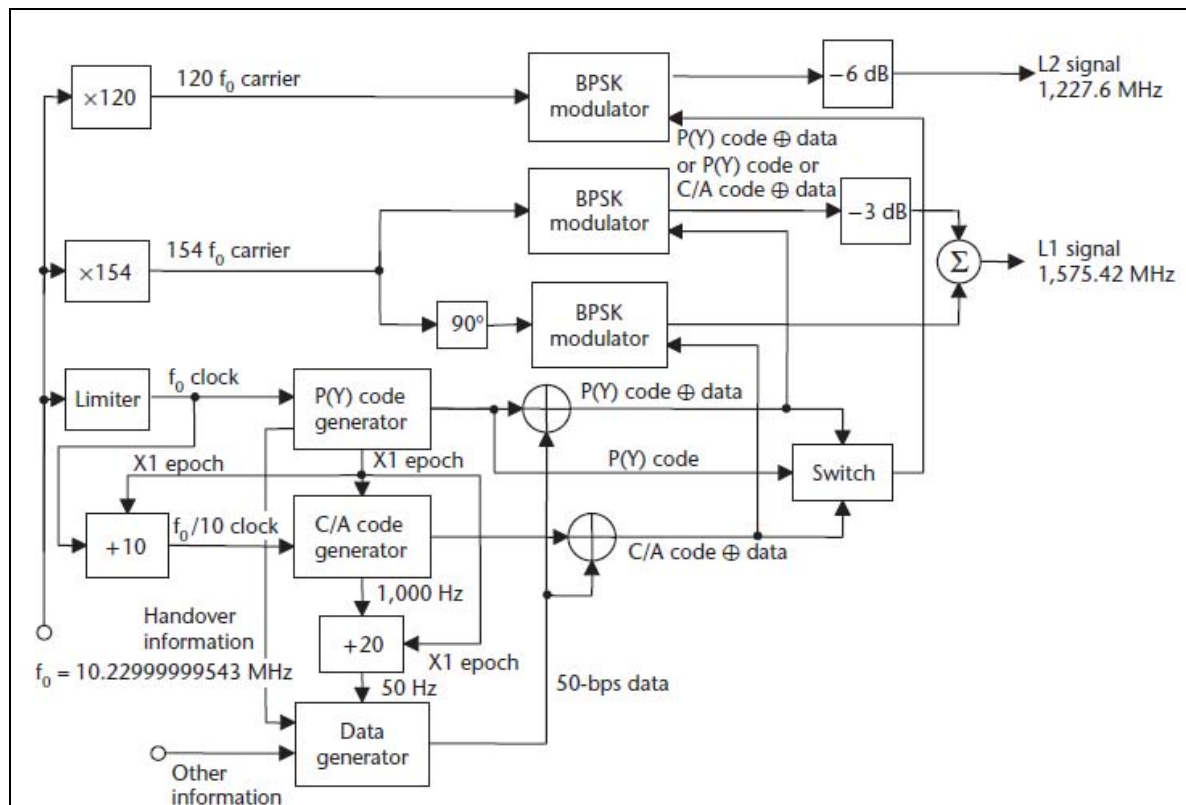


Figura 5: Sinais transmitidos pelos satélites GPS
 Fonte: KAPLAN e HEGARTY, 2006, p. 124

Os códigos modulados são também conhecidos como PRN ou pseudo-randômicos, mas na verdade são gerados com base num algoritmo matemático de

¹³ Neste texto não são citados os sinais de modernização do Sistema GPS, a saber: L1C, L2C e L5.

forma a permitir a cada satélite transmitir uma seqüência particular de código e permitir ao receptor identificar de qual satélite este se originou. Por esta razão se costuma associar o satélite ao código PRN por ele gerado. Assim, nos referimos aos satélites pelos seus PRN, de 1 a 32.

O código de aquisição livre (C/A) é uma seqüência de 1023 bits repetidos a cada milissegundo. Isto significa dizer que durante o tempo em que um bit é transmitido o satélite se afasta 300m do ponto de recepção do sinal. Em outras palavras, o *chipping rate* deste código é de 1,023 MHz.

O código P é uma seqüência enorme de bits que só se repete a cada 266 dias, transmitidos numa cadência dez vezes maior que a do código C/A, ou seja, 10,23 MHz. Esta longa seqüência é dividida em 38 segmentos, cada um com uma semana de duração, onde 32 destes são associados a cada um dos satélites em órbita e reinicializados à zero hora do sábado para o domingo. Pode ainda ser encriptado juntamente com o código W gerando o código P(Y), num processo denominado *antispoofing* (AS).

A mensagem de navegação, inserida nas duas portadoras, tem taxa de transmissão de 50 Hz. Estas, além de outras informações, contêm dados sobre a saúde do satélite, as coordenadas de sua posição no espaço em função do tempo, erros dos relógios internos, seu almanaque e informações sobre os outros satélites. Os 25 quadros da mensagem de navegação com 1500 bits cada levam cerca de 13 minutos para recomençar.

Cabe aqui um pequeno parêntesis para realçar as relações entre a freqüência fundamental 10,23 MHz e as freqüências utilizadas nos vários códigos de informações utilizados no sistema GPS. Estas proporções aparecem em maiores detalhes na figura 6. Nela vemos, por exemplo, que a freqüência L1 (1574,42 Mhz) corresponde a 154 vezes a freqüência 10,23 MHz. Devido aos requisitos de altíssima precisão e estabilidade necessários aos relógios internos dos satélites que transmitem os sinais do sistema GPS, esta decisão de projeto simplifica substancialmente a construção dos mesmos.

Não é objetivo deste texto a descrição completa dos sinais gerados pelos satélites GPS. Para um leitor interessado em maiores informações, recomenda-se a leitura de NAVSTAR, 1995.

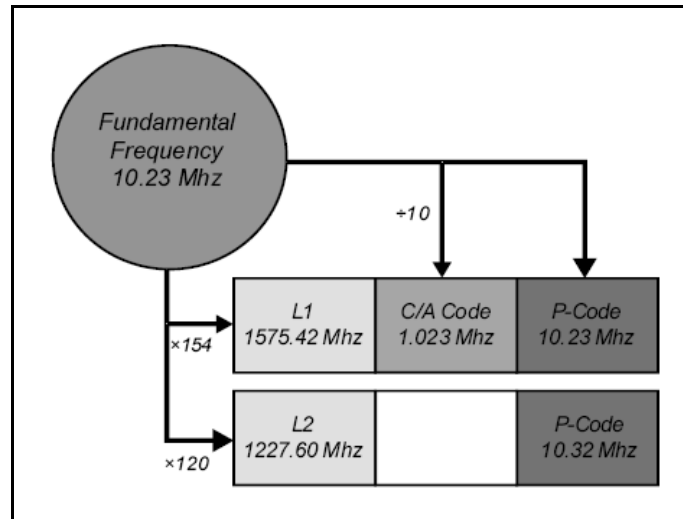


Figura 6: Relações de frequência entre os sinais GPS
Fonte: LEICA GEOSYSTEMS AG, s/d, p. 7

2.2 Os serviços de posicionamento do Sistema GPS

O *Precision Positioning System* (PPS) é o serviço dedicado ao uso militar e necessita de equipamentos decodificadores e códigos especiais para tratamento dos sinais. Estes códigos são controlados pelo Governo Americano. Neste serviço a precisão esperada é de 22 metros horizontalmente, 27,7 metros verticalmente e 200 nanosegundos na determinação do tempo.

O serviço disponível para uso civil é o SPS (*Standard Positioning Service*). Através dele, os dados de posição têm uma precisão aproximada de 100 metros horizontalmente e 156 metros verticalmente. Para o tempo, espera-se a precisão de 340 nanosegundos (FRENCH, 1996. p. 51). Estas performances, porém, poder variar, dependendo de diversos fatores, tais como posição relativa dos satélites, qualidade do sinal recebido, do algoritmo do receptor, entre outros.

2.3 O processo de cálculo de posição no espaço

Simplificadamente, cabe ao receptor GPS calcular as distâncias entre ele mesmo e cada satélite cujo sinal este consiga captar. Para realizar este cálculo o receptor gera internamente uma cópia de cada código PRN e realiza a correlação

entre o código interno e o código recebido pelo satélite. A diferença entre o sinal recebido do satélite e gerado internamente ao receptor define a distância do receptor ao satélite em questão. Pelo uso de várias técnicas de processamento de sinais é possível realizar medidas com até 1/100 do *chipping rate*, o que significa medidas na ordem de 30m de resolução. Esta resolução é, teoricamente, a máxima possível com o uso do código C/A. Na figura 7 vemos uma representação gráfica de como isto acontece.

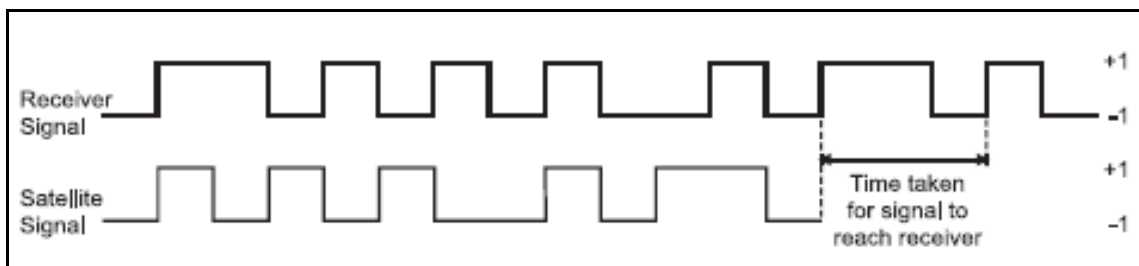


Figura 7: Medida de tempo de propagação do sinal GPS
 Fonte: LEICA GEOSYSTEMS AG, s/d, p. 13

É o correlator que determina a diferença, em termos de quantidades de bits, entre a informação recebida do satélite e a gerada internamente pelo receptor. Esta diferença, convertida em distância, é conhecida como a *pseudorange*. Graficamente, o valor de uma pseudorange significa que o receptor deste sinal (mais explicitamente a antena deste receptor) se encontra na superfície de uma esfera cujo raio tem como valor esta distância. O ponto comum entre estas esferas imaginárias é calculado por um processo chamado trilateração (figura 8).

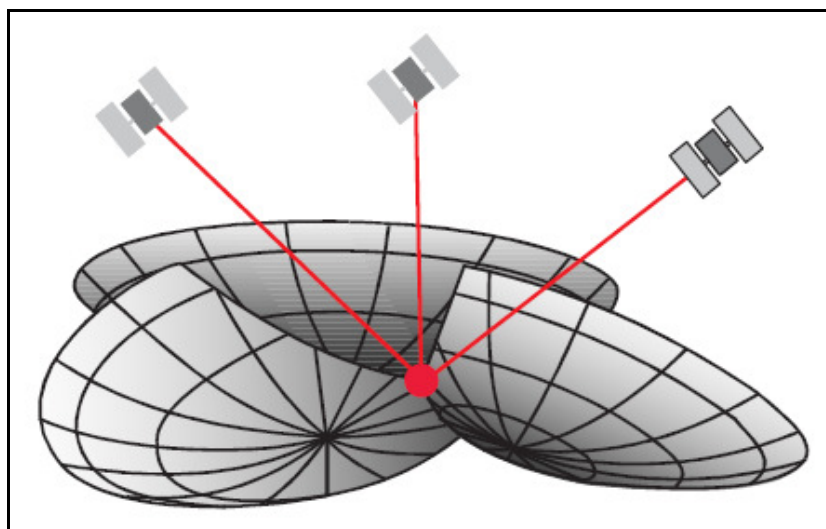


Figura 8: Cálculo por trilateração – representação tridimensional
 Fonte: Ibidem, p. 11

2.4 Equações de cálculo de posição

Inicialmente tomamos três satélites considerando que as suas posições no espaço foram corretamente determinadas. Na figura 9 vemos três pontos conhecidos no espaço quais sejam: $r_1(x_1, y_1, z_1)$, $r_2(x_2, y_2, z_2)$, e $r_3(x_3, y_3, z_3)$, e um ponto de coordenadas desconhecidas $r_u(x_u, y_u, z_u)$. Podemos determinar as distâncias entre cada ponto conhecido ao desconhecido como:

$$\begin{aligned}\rho_1 &= \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2}\end{aligned}\tag{1}$$

Graficamente temos:

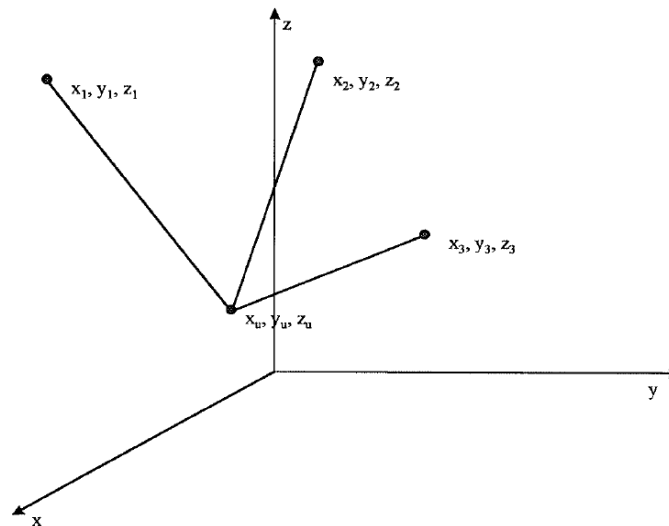


Figura 9: Coordenadas de posição de um ponto no espaço
Fonte: Elaborado pelo autor

Temos aqui um sistema de três equações e três incógnitas. Este sistema de equações é não linear e inicialmente apresenta duas soluções possíveis, mas com certas técnicas de linearização podemos resolvê-la.

Como já dito anteriormente, a posição de cada satélite encontramos na mensagem de navegação e a distância até cada satélite é obtida como explicitado no item anterior. Matematicamente temos:

$$\rho_{iT} = c(t_u - t_{si}) \quad (2)$$

Onde: ρ_{iT} é a pseudorange i calculada no instante T ;

c é a velocidade da luz;

t_u é o tempo exato de transmissão do sinal;

e t_{si} é o tempo exato de recepção do sinal.

Na prática, t_u e t_{si} são obtidos com muita dificuldade. Assim, a relação entre os tempos corretos, t_u e t_{si} , e os tempos obtidos, t'_u e t'_{si} , pode ser expressa pelas expressões seguintes:

$$\begin{aligned} t'_{si} &= t_{si} + \Delta b_i \\ t'_u &= t_u + b_{ut} \end{aligned} \quad (3)$$

Onde: Δb_i corresponde ao erro do relógio do satélite

e b_{ut} é o erro do relógio do receptor do usuário.

Há uma série de fatores que podem interferir na grandeza Δb_i , tais como o retardo de propagação dos sinais na ionosfera, por exemplo. Este tipo de erro pode ser corrigido pelo uso de receptores com duas frequências de recepção L1 e L2. Há também erros de outra natureza e que também são corrigidos por técnicas adicionais. O erro presente no relógio do receptor não pode ser corrigido por qualquer técnica que utilize o sinal emitido pelo satélite. Desta forma o sistema de equações para cálculo da posição do usuário se torna:

$$\begin{aligned}
\rho_1 &= \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + b_u \\
\rho_2 &= \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + b_u \\
\rho_3 &= \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + b_u \\
\rho_4 &= \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + b_u
\end{aligned} \tag{4}$$

Nestas expressões b_u é expresso como uma distância proporcional ao erro do relógio do receptor ($b_u = c \cdot b_{ut}$). Temos agora um sistema de quatro equações e quatro incógnitas (x_u , y_u , z_u e b_u) o que significa dizer que necessitamos de no mínimo quatro satélites para determinar uma posição tridimensional no espaço. As técnicas de linearização destas expressões não serão tratadas neste texto.

3. O FUNCIONAMENTO DO RECEPTOR

Nesta seção iniciamos com a apresentação da estrutura básica de um receptor GPS genérico e da visão geral dos principais componentes. Em seguida será apresentado o funcionamento do receptor ORION comparativamente ao receptor genérico, ressaltando as peculiaridades de projeto mais importantes para seu funcionamento.

3.1 Um receptor GPS genérico

Grewal, Weill e Andrews (2007, p. 112) nos apresentam o diagrama de blocos de um receptor GPS convencional (figura 10).

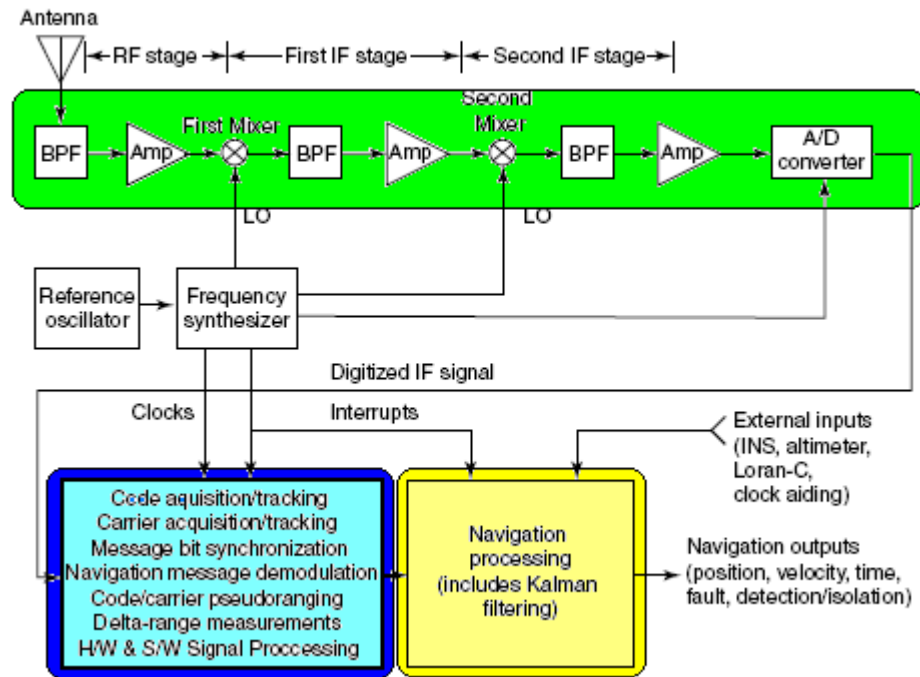


Figura 10: Diagrama em blocos de um receptor GPS genérico
 Fonte: GREWAL; WEILL; ANDREWS, 2002, p. 112 (adaptado pelo autor)

Na região do diagrama hachureada na cor verde encontra-se o RF *front-end*. A função do mesmo é realizar a conversão das freqüências portadoras recebidas (L1 e L2) para freqüências de menor valor que podem ser manipuladas pelos demais subsistemas em banda base. Filtros e misturadores apropriados são anexados ao circuito. Sintetizadores de freqüência são utilizados para gerar as freqüências necessárias para batimentos de freqüência tendo por base um oscilador de referência. No exemplo em questão, temos duas conversões de freqüência (*first* e

second mixer). O último componente do RF *front-end* é um conversor A/D, uma vez que os demais circuitos do receptor são puramente digitais.

Na zona destacada em azul temos os serviços de sincronismo de portadora e de código. No primeiro caso é realizada a identificação do sinal de cada satélite em visada e, a partir de um código gerado internamente e igual ao de cada satélite, é feita a correlação com o sinal recebido, de forma a determinar a distância do receptor a cada satélite.

O processamento dos dados coletados e outras atividades, tais como filtragens e outras, estão representadas no bloco hachurado em amarelo. A complexidade das tarefas computacionais realizadas pelo receptor depende da sua capacidade de processamento e das necessidades individuais de cada projeto de receptor. Na sua versão básica, um receptor deve fornecer as informações de posicionamento e de tempo.

Em termos comparativos, podemos fazer uma analogia entre o diagrama de um receptor de GPS genérico e o diagrama em blocos do receptor ORION com seus principais elementos de *hardware* (figura 11). Verifica-se que a arquitetura GP2000 do receptor ORION é muito similar a arquitetura de um receptor genérico. Esta generalidade é um fator facilitador na obtenção de componentes no mercado. A utilização do mesmo grupo de cores de hachureamento nos dois diagramas serve para ressaltar as similaridades conceituais de cada receptor (figuras 10 e 11).

Na região verde da figura 11 vemos o RF *front-end* do receptor ORION, anexo à antena de recepção. Nele temos a digitalização do sinal, após sua conversão em uma frequência mais baixa. Todas as funções de RF *front-end*, inclusive de filtragem de FIs (frequências intermediárias), são realizadas pelo circuito integrado GP2015 e alguns poucos componentes acessórios. Na saída do RF *Front-End* temos uma amostragem digital do sinal de receptor que é entregue ao circuito correlator.

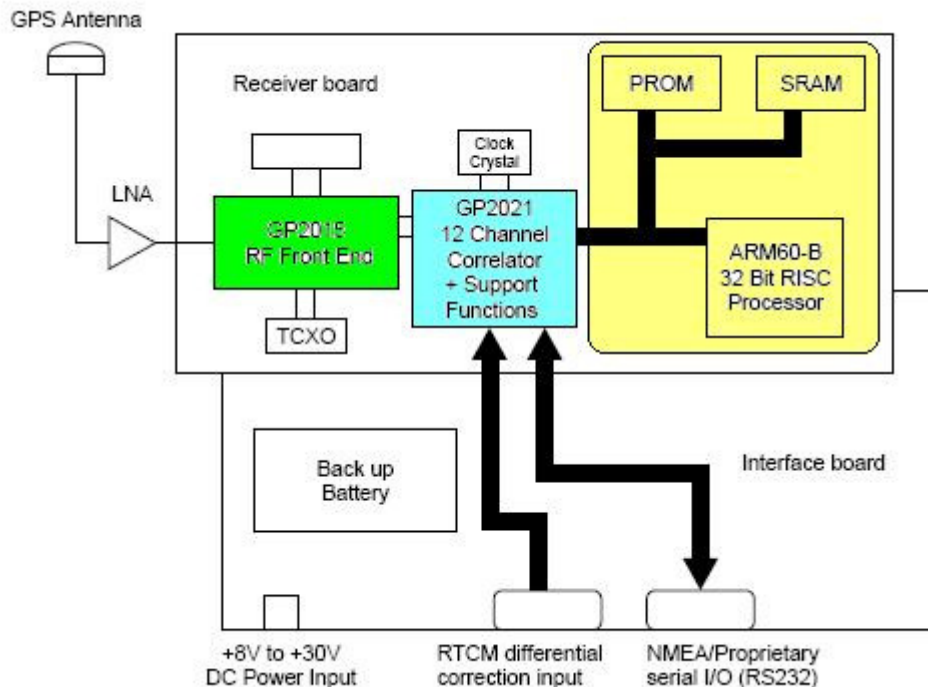


Figura 11: Diagrama de blocos do receptor ORION
 Fonte: Adaptado de ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2001a, p. 2)

O correlador GP2021 realiza o sincronismo e detecção de portadora e de códigos, além da demodulação da mensagem de navegação. O vemos na região hachurada em azul. Os cálculos das *pseudoranges*¹⁴ e das soluções de navegação são realizados logo adiante pelo processador a partir de informações obtidas no correlador. No receptor ORION, o processador é o ARM60-B, de arquitetura RISC. Na memória EPROM fica armazenado o programa aplicativo e na RAM os dados coletados, resultados intermediários, e finais, e as soluções de navegação. Nas próximas seções vemos em mais detalhes o funcionamento do receptor.

3.2 A Seção de RF

No receptor ORION a seção RF compõe-se de uma antena e do RF *Front-end* associado ao oscilador de referência. Esta referência é produzida TCXO¹⁵ de 10 MHz. A escolha deste tipo de componente leva em conta o requisito descrito na seção 1.4.2 com respeito às variações de temperatura a que são submetidos os veículos espaciais. Por isto, sua estabilidade em freqüência sugerida pela Zarlink

¹⁴ Pseudorange: Distância do receptor a cada satélite cujo sinal está sendo recebido.

¹⁵ TCXO (temperature compensated crystal oscillator) é um oscilador à cristal dotado de um sensor que permite a compensação da freqüência gerada em função da variação de temperatura ambiente.

Semiconductors (1999, p.11) é de pelo menos 2.5 ppm¹⁶ em toda a faixa de temperatura de trabalho do componente, o que significa dizer um desvio de no máximo 25 Hz.

3.2.1 O RF *front-end*

Um único circuito integrado associado a alguns componentes externos realiza as funções de RF *front-end*. No datasheet do GP2015 (ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2007, p. 1) encontramos suas características principais:

- Encapsulamento TQFP ultra miniatura;
- Baixa voltagem de operação (3V - 5V);
- Baixo consumo 200 mW típico. (alimentado a 3V);
- Compatível com o código C/A (portadora L1);
- PLL integrado, inclusive com VCO completo;
- Triplo batimento de freqüências;
- 48 pinos de soldagem em superfície. Formato quadrado;
- Saídas digitais: Sinal e Magnitude; e
- Compatível com os correlatores GP2021 e GP4020.

A tabela 3 mostra as freqüências utilizadas no RF *front-end* e suas funções.

Tabela 3: Mapa de freqüências do receptor

Sinal	Valor da freqüência	Geração	Usado para:
Portadora L1	1575.42 GHz	Portadora L1	Entrada sinal GPS
Ref PLL	1400.00 GHz	(Freq. TCXO * 140) Mhz	Batimento 1ª FI
1ª FI	175.42 Mhz	(1545,42 - Ref PLL) MHz	Batimento 2ª FI
Freq. de batimento	140.00 Mhz	(Ref PLL / 10) MHz	Batimento 2ª FI
2ª FI	35,42 Mhz	(175,42 - 140,00) MHz	Batimento 3ª FI
Freq. de batimento	31,1111 MHz	(Ref PLL / 45) MHz	Batimento 3ª FI
3ª FI	4.309 MHz	(35,42 – 31,111) MHz	Conversão A/D
<i>Clock</i> do correlator	40.00 Mhz	(Ref PLL / 35) MHz	<i>Clock</i> do correlator
Freq. de amostragem	5.7142 Mhz	(40/7) MHz	Amostragem no conversor A/D
SIG e MAG	1,405 Mhz	Amostragem dos dados	Correlação (dados: Sinal e Magnitude)

Fonte: Elaborada pelo autor

¹⁶ PPM = partes por milhão, isto significa 1×10^{-6} .

3.2.2 Saídas digitais do RF front-end

Além dos circuitos analógicos relativos à frequência de recepção, frequências intermediárias e batimentos, o circuito integrado GP2015 apresenta ainda alguns sinais digitais importantes para controle e úteis para determinados projetos.

Um destes sinais é o POWER-ON RESET (PRESET). Este sinal tem nível lógico 'alto' cada vez que a tensão presente no pino de entrada nº 8 está acima de uma tensão referência de 1,21V, produzida internamente. A utilidade deste sinal é a de saber se o RF *front-end* está corretamente alimentado.

Outro sinal interessante é o POWER-DOWN I/P (PD_n). Um nível lógico alto deste sinal desativa todos os circuitos do RF *front-end*, exceto o mencionado no parágrafo anterior. Com esta facilidade o receptor pode entrar em modo de economia de energia, função útil a certos projetos (cf item 1.4.2).

3.2.3 Filtragens de RF

Como em todo projeto de circuito RF, a correta filtragem das frequências utilizadas garante o desempenho, bem como a imunidade a perturbações entre os circuitos. No caso do receptor ORION são quatro os principais filtros de RF:

Tabela 4: Filtros de RF no receptor ORION

Sinal filtrado	Frequência central	Largura	Tipo	CI Utilizado
Portadora L1	1575.42 GHz	± 2MHz (3.0 dB)	Passa faixa	FILTRO MURATA (DFC21R57P002HHA)
1ª FI	175,42 MHz	± 2MHz (3.0 dB)	Passa faixa	Componentes LC discretos
2ª.FI	35.42 Mhz	± 1Mhz (1.0 dB)	Passa faixa	Dynex SAW filter (DW9255)
3ª.FI	4.3Mhz	± 1Mhz (1.0 dB)	Passa faixa	Interno ao GP2015

Fonte: ZARLINK SEMICONDUCTOR, 1999 (adaptado pelo autor)

3.2.4 Filtragens de Baixa Frequência

O receptor ORION é alimentado por uma única fonte de tensão. Para eliminar perturbações na alimentação do TCXO geradas pelas frequências produzidas em outros componentes do receptor e transmitidas na linha de

alimentação, foi incluído um filtro RC entrada VCC do TCXO. O espectro de frequência da frequência REF. PLL (cf. tabela 3) está mostrado no gráfico 3. Analisando a figura percebe-se com clareza a melhora no espectro ao incluir esta filtragem de baixa frequência.

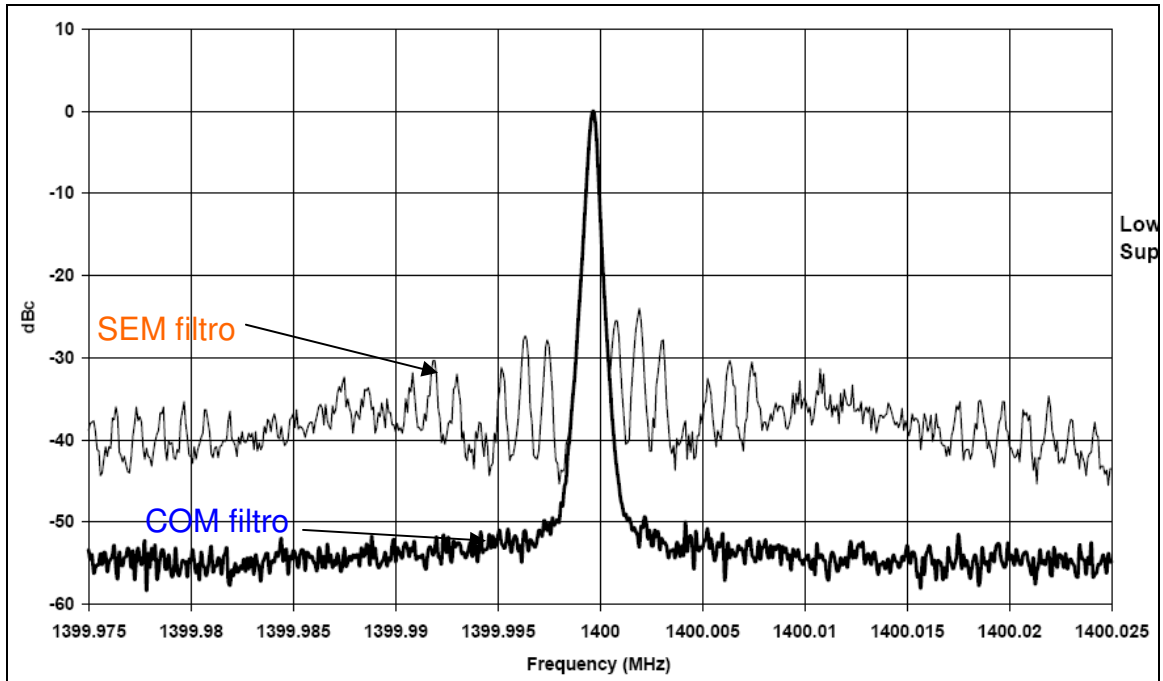


Gráfico 3: Espectro de frequência do VCO do GP2015 (1400.00 Mhz)
Fonte: ZARLINK SEMICONDUCTOR,1999, p.12 (adaptado pelo autor)

3.3 O correlator

O papel do deste componente é, essencialmente, extrair e somar a saída digitalizada da seção de RF de cada satélite em visada. Ele realiza isto para 12 satélites independentes com o uso de 12 blocos paralelos denominados “*tracking modules*”. Além destes módulos, o GP2021 tem um gerador de *clock* e base de tempo, seus próprios *latches* internos, e todos os registradores e barramentos requeridos pelo microprocessador ARM. O GP2021 é capaz de aceitar sinais de 2 RF *front-ends* simultaneamente, mas a versão do receptor para uso espacial desenvolvida neste projeto utiliza apenas um. Também é interessante notar que o correlator é capaz de identificar sinais não apenas do tipo GPS PRN, mas também os sinais do GLONASS, um sistema de localização por satélite de fabricação russa. Um diagrama de blocos do GP2021 é mostrado na figura 13.

3.3.1 Interface para microprocessador

O GP2021 é compatível com processadores de 16 e 32 bits e aceita quatro tipos de processador: ARM60, MOTOROLA, INTEL 80186 e INTEL 486. No caso do ARM60, circuitos internos oferecem uma interface direta com o processador, se este for o ARM60, além de controle e supervisão do acesso às memórias do receptor. Caso o processador seja de outro tipo, faz-se necessário complementar a interface básica com circuitos externos adicionais para controle do acesso às memórias.

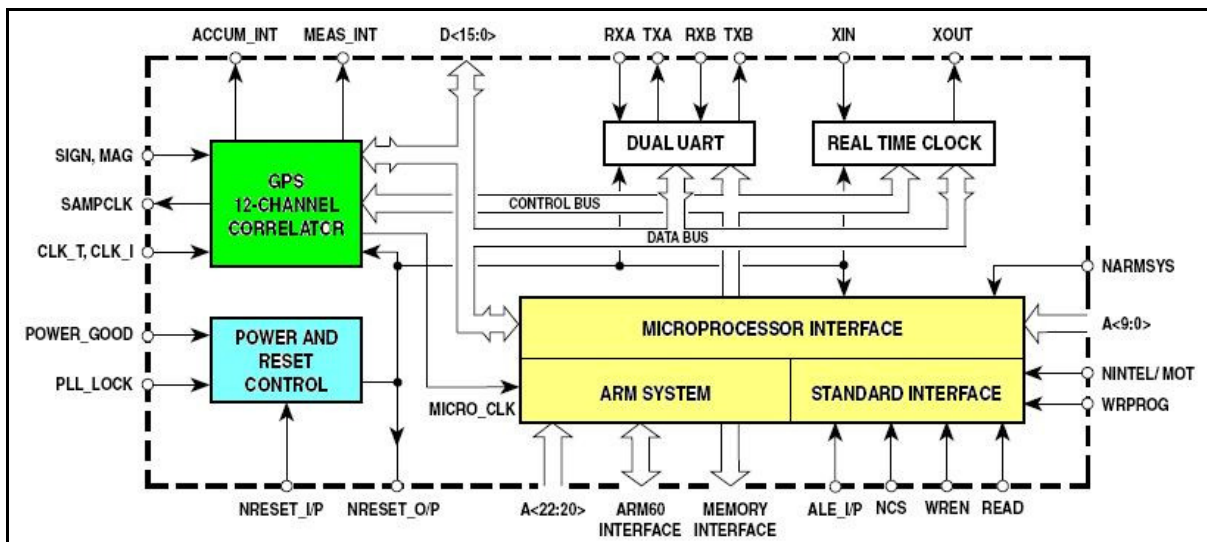


Figura 13: Diagrama de blocos do correlador

Fonte: ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2005, p. 1. (adaptado pelo autor)

3.3.2 Dupla interface serial

Provido de duas interfaces seriais assíncronas universais, as mesmas podem ser programadas independentemente. Assim, podemos utilizá-las bidirecionalmente; em cadências de dados entre 300 e 78.8 KBauds; paridade par, ímpar ou nenhuma.

3.3.3 Clock em tempo real

O circuito RTC (REAL TIME CLOCK) utiliza um cristal externo de 32 kHz para permitir calcular o tempo em que o correlador esteve em modo desligado (POWER-DOWN MODE).

3.3.4 Power and Reset control

Controlado por este dispositivo interno, o GP2021 pode entrar em modo *POWER-DOWN*. Neste modo todos os demais circuitos internos, exceto o RTC,

podem ter a tensão de alimentação reduzida para até 2.2V, objetivando economia de energia. Nesta condição, o *clock* do processador é mantido no fim do ciclo de acesso (*falling edge*) prevenindo a perda de dados em memórias RAM providas de baterias internas.

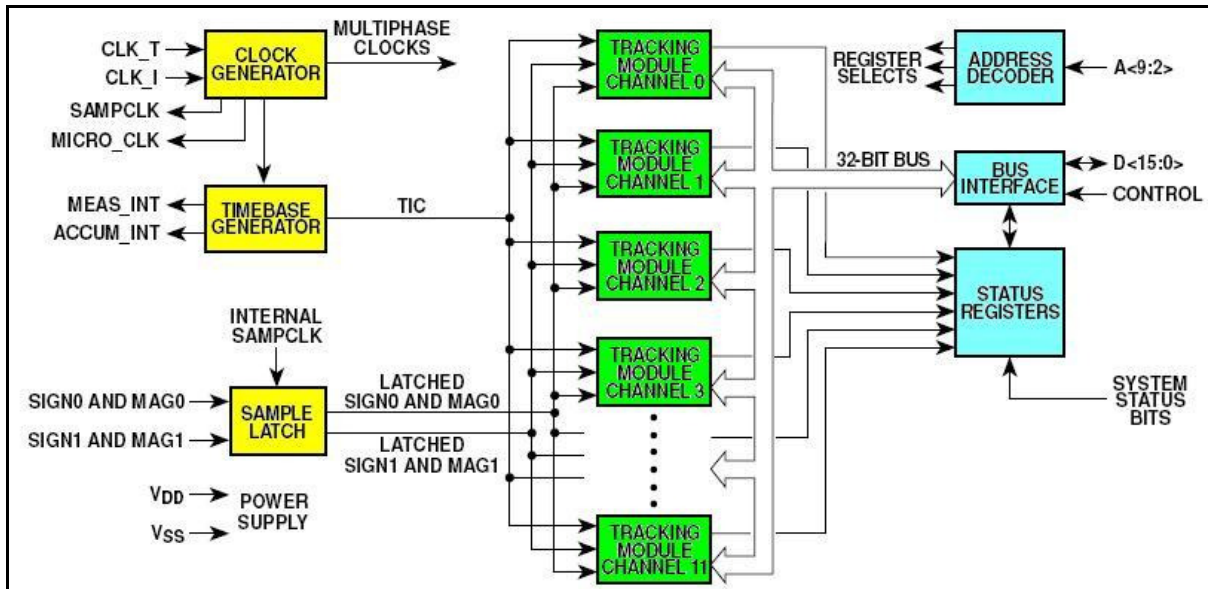


Figura 14: Módulos de *tracking* do correlador

Fonte: ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2005, p. 1. (adaptado pelo autor)

3.3.5 Gerador de Clock/Base de Tempo

O gerador de *clock* e base de tempo (REAL TIME CLOCK) usa o sinal de referência de 40 MHz do GP2015 (figura 14) e produz todos os sinais de temporização para aquisição e demodulação dos dados. Primeiro ele produz o sinal de 5.714 MHz usado pelo GP2015, para amostragem digital, e pelo próprio GP2021. Também produz os sinais digitais de temporização usados pelos algoritmos do correlador e de navegação.

O primeiro destes sinais é o $ACCUM_INT$. Este controla o período de interrupção entre o correlador e o microprocessador e, portanto, controla a razão de entrada dos dados brutos nos algoritmos de navegação. Muito embora esteja predefinido para 505.05 μs , este valor é programável.

O segundo dos sinais é o TIC. Este permite que todas as medidas e dados de controle sejam sincronizados simultaneamente. Ele também controla o procedimento multitarefa dentro do processador. Também é programável e tem valor prévio de 99999,90 μs .

O terceiro sinal de temporização é TIMEMARK. Sua função é servir de referência externa num período definido pelo usuário. Este é o sinal de saída para um circuito de tempo que será utilizado por futuras versões do Receptor.

O último dos sinais é o MEAS_INT. Este também é um sinal de referência, mas não é usado pela versão atual do *software*.

3.3.6 Módulo de Tracking

O “coração” do GP2021 é o módulo de *tracking*. O correlator contém 12 módulos idênticos de *tracking* (figura 15) que funcionam independentemente, cada um sincronizado sobre o sinal de um satélite. Estes módulos recebem exatamente os mesmos sinais de temporização dos gerados de base de tempo e *latches*. Cada módulo é composto por mais que uma dúzia de componentes. A figura 3.7 mostra um diagrama de blocos de um módulo de *tracking* isolado.

3.3.7 Seleção de Sinais de Entrada

Os sinais na entrada do módulo de tracking (magnitude e sinal) passam num seletor de sinais (figura 15). Este bloco seleciona dentre dois dados de entrada possíveis (SIGN0/MAGN0 ou SIGN1/MAGN1) e associa a cada um dos quatro valores possíveis (± 1 , ± 3) uma seqüência de 2 bits. Uma vez que este receptor utiliza apenas um RF *front-end*, os seletores de modo e de entrada são fixados a um único dado de entrada no modo “real”.

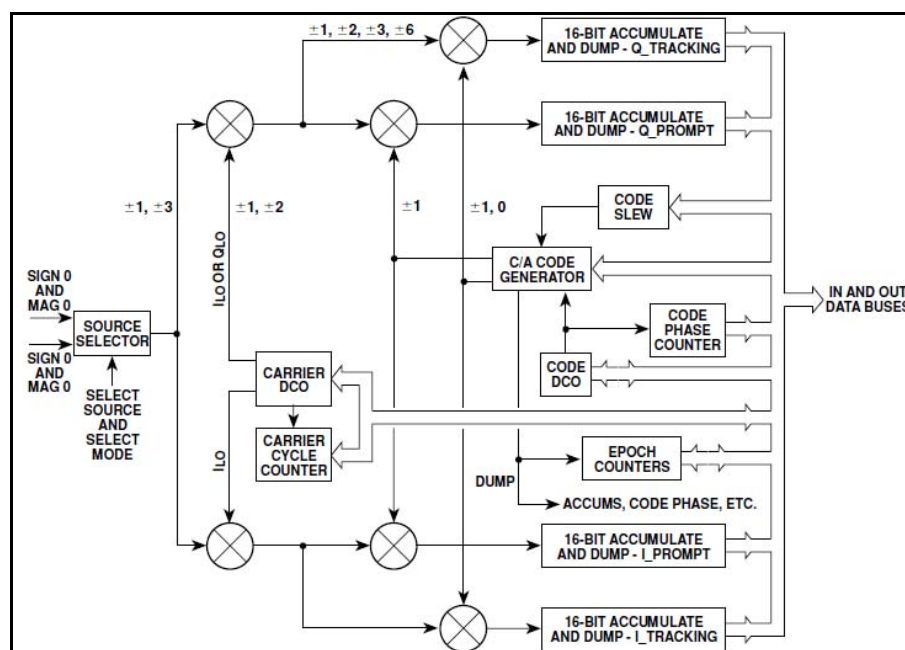


Figura 15: Módulo individual de *tracking* do GP2021
Fonte: adaptado de ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2005, p. 9.

3.3.8 Portadora DCO

O bloco “portadora DCO” é responsável pela geração do sinal digital LO usado para misturar o sinal de entrada à banda base (figura 15). Ele é amostrado na cadência SAMPLCLK, tem um valor nominal de 1.405396825 MHz com resolução de 42.57475 MHz. Produz sinais L_O tanto para seção *In-Phase* quanto Quadratura. Os sinais tem 8 fases e 4 amplitudes, obedecendo a seguinte seqüência: $I_{LO} \rightarrow -1, +1, +2, +2, +1, -1, -2, -2$; e $Q_{LO} \rightarrow +2, +2, +1, -1, -2, -2, -1, +1$. Vemos estas formas de onda no gráfico 4. Uma vez que a típica freqüência de *clock* (sem efeito *doppler*) é 5.714 MHz e a freqüência de dados é de 1.405 MHz, apenas quatro das oito fases L_O são misturadas a cada amostra da dados. Após a mistura dos dois sinais, os valores possíveis são $\pm 1, \pm 2, \pm 3$ e ± 6 . O controle da freqüência portadora DCO é tarefa de *software* realizada pelo procedimento chamado “*carrier tracking*”. O uso de destas amostragens I&Q permite recuperar a informação da fase do sinal. Informações adicionais sobre a teoria de amostragem I&Q podem ser encontradas em Levanon e Mozeson (2004).

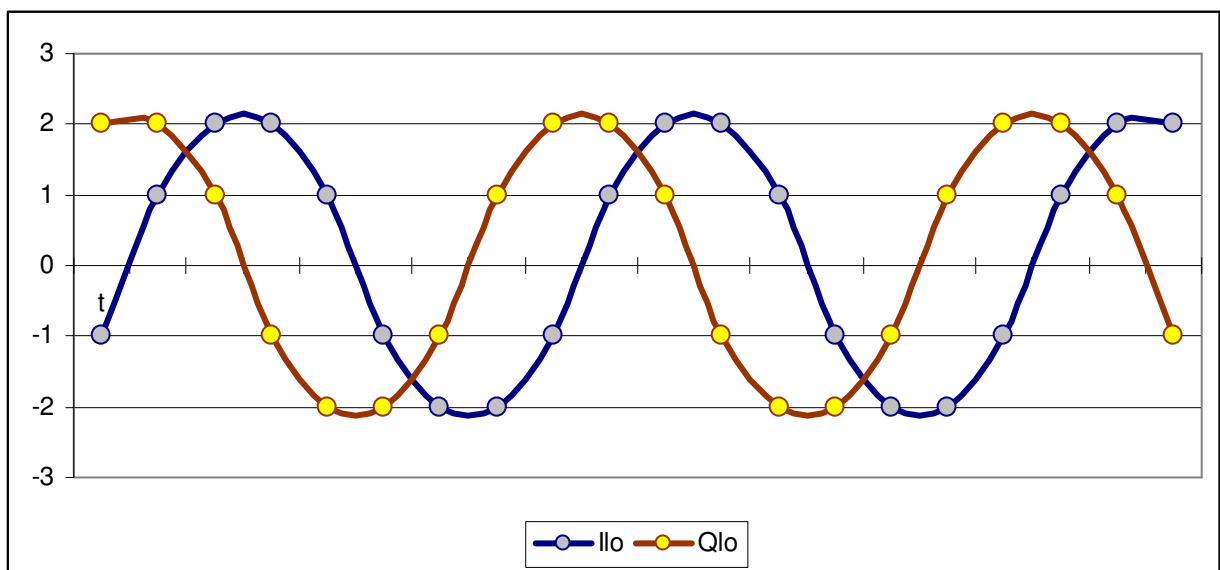


Gráfico 4: Freqüências digitais geradas pelo DCO (I_{LO} e Q_{LO})
Fonte: elaborado pelo autor

3.3.9 Gerador de código C/A

Após a conversão à banda base, o módulo de *tracking* deve realizar o procedimento real de autocorrelação. Isto é realizado pela mistura do código PRN de um satélite específico com a amostra de dados. O gerador de códigos C/A é capaz de produzir os 104 bits de código PRN de todos os satélites do sistema GPS (do 01

ao 32) e transmissores terrestres (do 33 a 37). Existem quatro linhas de dados de saída do correlator. Nas duas primeiras são produzidos os códigos digitais puros (± 1) para os acumuladores de “prompt”. As outras duas linhas produzem códigos puros, mas também são capazes de produzir sinais do tipo EARLY-MINUS-LATE que são a metade dos sinais nominais +2, 0, -1 para +1, 0, -1. Estas últimas linhas são úteis para os acumuladores de “tracking”.

3.3.10 Código DCO

A frequência nominal do gerador de código C/A é programada para 2.046 MHz (duas vezes a cadência de geração de código C/A nominal). O controle da frequência do gerador de código C/A é feito pelo bloco *DCO Code*. Similarmente ao bloco *DCO Carrier*, o bloco *DCO Code* tem uma resolução de 85.14949 MHz e é controlado pelo procedimento *tracking loop*.

3.3.11 Contador de códigos mortos

Na tentativa de estabelecer um sincronismo sobre um código PRN específico, o código PRN gerado internamente deve ser precisamente alinhado com o código embutido no sinal de entrada. O contador de códigos mortos desloca no tempo a saída do gerador de código para testar a correlação do código C/A em todos os *offsets* com respeito ao sinal de entrada.

3.3.12 Registradores e Acumuladores

Os quatro registradores e acumuladores (I-tracking, I-prompt, Q-tracking, Q-prompt) armazenam os resultados da autocorrelação realizada pelo gerador de código C/A e misturadores de código. Eles têm 16 bits de dados cada um e servem para integrar as saídas do misturador durante o período de integração. O período de integração é definido a partir do período do código C/A, nominalmente 1.023 ms. Na conclusão de cada período de integração os acumuladores são atualizados informando que o sistema tem novos dados disponíveis. Estes registradores não têm proteção contra sobrescrita, portanto novos dados podem ser lidos antes de nova atualização dos dados.

3.4 O processador

Na seção anterior vimos que o correlator é compatível com diversos tipos de processadores. Três das famílias de processadores são de arquitetura CISC e

um de arquitetura RISC. No caso específico deste receptor, o processador escolhido pertence à família ARM, mais especificamente o P60ARM-B.

A escolha deste componente e desta arquitetura deveu-se a muitos fatores, dentre estes os mais importantes referem-se à arquitetura RISC e ao baixo consumo de potência. Com esta arquitetura temos uma diminuição do tamanho do código objeto e, conseqüentemente, das necessidades de memória RAM. Também temos um ganho adicional de capacidade de processamento sem a necessidade de aumentar o *clock* de funcionamento do processador. Adicionando-se a isto, o baixo consumo intrínseco do processador P60ARM-B, o conjunto GP2021/P60ARM-B torna-se muito atraente em termos de consumo de potência e capacidade de processamento.

Eis as principais características do processador P60ARM-B (ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2002, p. 1):

- Arquitetura RISC de 32 bits;
- Barramento de dados com 32 bits;
- Barramento de endereços com 32 bits;
- Alta performance (21 MIPS a 30MHz, 30 MIPS de pico);
- Baixo consumo de potência (1.5mA/MHz a 5V) e tecnologia CMOS de 1 μ m;
- Ideal para aplicações sensíveis ao consumo de potência;
- Suporte à memória virtual;
- Excelente suporte para linguagem de alto nível; e
- Conjunto de instruções simples e poderoso.

Na figura 16 encontramos o diagrama de blocos do P60ARM-B. Suas principais partes são: a Unidade Lógica e Aritmética – ALU, um banco com 31 registros de 32 bits cada, multiplicador e o *barrel shifter*. Em complemento, temos o Decodificador de Instruções, a Unidade Lógica de Controle e a *Boundary Scan Test* interface. Cabe a este último circuito atender aos requisitos da norma IEEE-STD-1149.1-1990. Com este circuito é possível estabelecer uma comunicação com o processador transmitindo um conjunto de dados e instruções de teste para verificar o funcionamento do mesmo.

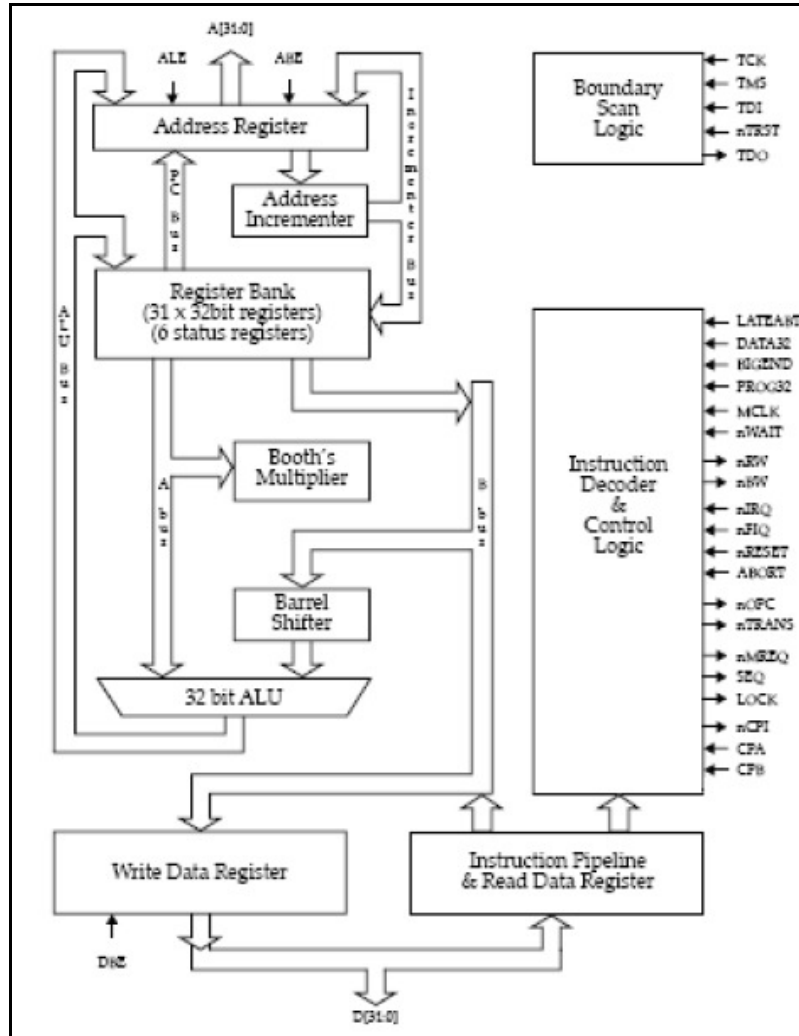


Figura 16: Diagrama em blocos do ARM60-B
 Fonte: ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2002, p. 9.

O conjunto de instruções deste processador pode ser dividido em 11 grupos:

- Os primeiros dois grupos utilizam a Unidade Lógica e Aritmética, Barrel Shifter e Multiplicador realizando operações em alta velocidade sobre o conjunto de 31 registradores de 32 bits cada;
- Três classes de instrução controlam a transferência de dados entre a memória e os registradores;
- Para controle de fluxo e de privilégios de execução, temos outros três grupos de instruções; e
- Os três últimos grupos controlam co-processadores externos.

Outra característica importante é que todos os processadores ARM compartilham o mesmo conjunto de instruções, sendo que o P60ARM-B pode ser

configurado para utilizar barramento de endereços de 25 bits, permitindo uma compatibilidade com antigos processadores da família ARM.

4. MONTANDO UM PROTÓTIPO

4.1 Fases da montagem do receptor

Sendo o GPS ORION uma plataforma aberta para desenvolvimento de receptores GPS baseados no *chipset* GP2000 e processador ARM 60-B, algumas definições de projeto são sugeridas pela própria empresa fabricante do *chipset* citado. Assim, tem-se acesso aos dados de fabricação do receptor que vão desde a lista de componentes ao código executável do *software*, do código fonte do *software* em linguagem C ao *layout* da placa de circuito impresso. De todas as informações oferecidas, somente o código executável foi deixado de ser aplicado, uma vez que este *software* disponibilizado pelo fabricante não está preparado para ser utilizado em veículos de alta dinâmica. Os arquivos com o código executável do receptor, o manual do Winmon¹⁷, além de outros arquivos anexos, está disponível em <<http://www.zarlink.com/zarlink/gps-orion-evalboard-software-manuals.zip>>.

O *software* utilizado neste receptor é o mesmo que havia sido utilizado em Cornell pelo Prof. Francisco Mota, que o havia modificado e recompilado atendendo aos requisitos de uso em veículos tais como foguetes de sondagem.

A lista de componentes, no entanto, serviu apenas de base, uma vez que alguns componentes tiveram que ser adquiridos levando em conta a aplicação pretendida para o receptor.

A partir daí, foram estabelecidos os seguintes passos até a finalização da montagem do receptor:

- Escolha e importação dos componentes;
- Confecção das placas de circuito impresso;
- Soldagem dos componentes;
- Adaptações relativas à carga útil do foguete e outras;
- Testes em bancada;
- Testes de aceitação para a carga útil; e
- Teste em voo.

¹⁷ Programa utilizado para recuperar os dados de trajetografia do receptor e enviar comandos especiais ao receptor.

4.2 Lista de componentes e sua aquisição

Um dos objetivos a ser alcançado com o desenvolvimento deste protótipo foi o de estabelecer um *know-how* sobre todo o processo de execução do mesmo, mesmo em escala reduzida. Ao final da produção deste protótipo pretendeu-se obter conhecimentos sobre todas as fases de montagem até a validação deste receptor, cuja tecnologia é de ponta e extremamente especializada. Com o domínio de todas as fases de execução do receptor e a habilidade de customização do mesmo, abre-se também uma oportunidade de uso deste receptor em larga escala, mesmo que não aplicado em veículos de alta dinâmica.

Dentro da perspectiva de nacionalização do *know-how* sobre a construção deste tipo de equipamento eletrônico, a correta escolha de cada semicondutor, conector ou outra parte do circuito teve como base a aplicação pretendida, no caso o uso espacial. A escolha minuciosa de cada componente do circuito aconteceu em diversos locais, a maioria em sítios na internet com bancos de dados sobre componentes, de forma a conhecer com mais detalhes o que o mercado disponibilizava.

Em quase todos os casos, os componentes eletrônicos do receptor podiam ser encontrados em versões comerciais e militares. As especificações militares estabelecem exigências de desempenho superiores às comerciais, embora, por vezes, encontremos componentes comerciais de altíssima qualidade e utilizáveis em muitos casos.

Componentes certificados para uso militar, no entanto, exigem muitas “explicações” para sua aquisição, além de não estarem disponíveis para pronta entrega. Como o receptor em questão seria aplicado em uso aeroespacial, a decisão tomada foi a de escolha de similares com a mais alta qualidade possível, mas disponíveis “em prateleira”.

A escolha foi tomada, então, a partir dos seguintes aspectos:

- A disponibilidade no mercado;
- As características de desempenho dos mesmos relativamente às características do ambiente espacial; e

- Seu *layout* de soldagem em relação ao projeto de placa de circuito impresso oferecida pela Zarlink.

4.3 Disponibilidade dos componentes no mercado

Este é um detalhe importante, pois, por questões de otimização de lucros, fábricas e distribuidores nem sempre mantêm em estoque determinados componentes. Com isso o tempo de espera para a entrega dos mesmos pode se estender de semanas a meses, ainda mais tendo em vista que alguns destes componentes têm utilização muito específica e não são fabricados, senão por encomenda.

Alguns componentes, por vezes, saem de catálogo e devem ser substituídos por equivalentes. Este também é um aspecto relevante. Como exemplo disto, temos as memórias EPROM de referência 27C1024-10, fabricadas pela Hitachi. Este componente não é mais fabricado e necessitou ser procurado em distribuidores que tinham estoques antigos. Com a possível continuação do projeto, este componente deverá ser substituído por outro equivalente.

Diante da incerteza de que seria possível encontrar toda a gama de componentes necessária à execução da montagem do receptor, foram procurados inicialmente os componentes mais importantes do projeto, a saber: o correlator GP2021, o RF *front-end* GP2015 e o microprocessador ARM60B; todos produzidos pela Zarlink. A importância atribuída a eles tem um motivo específico: estes componentes não poderiam ser substituídos por equivalentes. Caso não estivessem disponíveis, acarretariam uma mudança radical de planos e obrigariam uma reavaliação do projeto.

Consultando a página da internet da Zarlink <<http://www.zarlink.com/>>, encontrou-se, em sua lista de distribuidores, a empresa “Hastec Assess.Tec.e. Rep. Ltd.”, com sede em São Paulo. No Brasil esta era a única representante comercial da Zarlink. O contato com esta empresa, no entanto, não foi produtivo, pois a mesma só aceitava um pedido mínimo de uma caixa de cada um destes componentes, ou seja, 840 unidades de cada item. Estas quantidades são obviamente incompatíveis com a idéia de montagem de protótipos, além do fato que os custos de aquisição destes componentes seriam aumentados enormemente.

A solução encontrada foi a de recorrer a um importador especializado em componentes eletrônicos. A empresa “ME Componentes e Equipamentos Eletrônicos Ltda”, realizou a importação destes componentes, em pequena quantidade, no mercado asiático. Com isto foi possível a construção do protótipo.

Com a viabilização do projeto a partir da aquisição dos componentes mais importantes, foi solicitada ao nosso importador a compra dos demais componentes do receptor. Alguns deles, por não terem utilização em larga escala demoraram a chegar. Um exemplo foram os indutores com tolerância de 2%, a saber, L1, L2 e L3 (figura 17) que chegaram cerca de um mês após todos os demais. Por esta razão, em futuros projetos de protótipos, a equipe responsável pelo desenvolvimento deve estar atenta a estas dificuldades quando estabelecer o cronograma de execução do projeto.

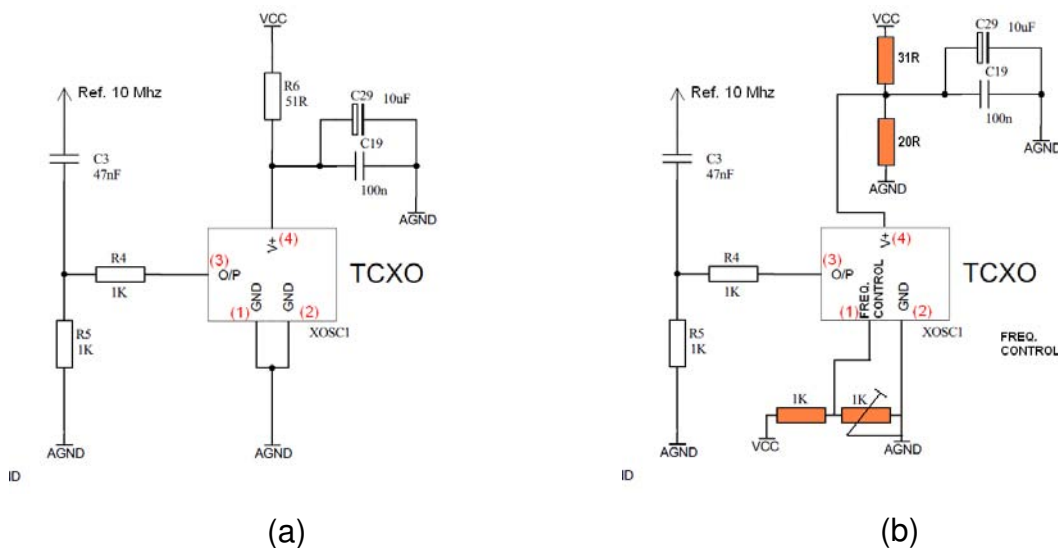
Excetuando aqueles componentes de fabricação exclusiva de Zarlink, os demais poderiam ter sido adquiridos de grandes distribuidores no Brasil e nos EUA, via internet. Alguns destes distribuidores foram consultados e dentre as opções temos as empresas: *Digikey* <<http://www.digikey.com/>>, *Mouser* <<http://www.mouser.com/>>, a subsidiária brasileira da *AVNET* <<http://www.avnet.com.br/>> e a *Farnell*, subsidiária brasileira da *Newark* in One <<http://www.farnell.com.br/>>. O mecanismo de busca de componentes deste último sítio, no entanto, não é tão ágil. Como exemplo, ele não permite uma metabusca a partir de um nome genérico e ir filtrando a busca ao acrescentar novos parâmetros. Para a compra de componentes neste distribuidor sugere-se realizar a busca dos mesmos no sítio <<http://www.newark.com/>>, anotando os códigos dos componentes encontrados. Com estes códigos é possível realizar as compras na *Farnell*, cuja base de dados é exatamente a mesma. A vantagem desta última forma de aquisição de componentes é que os impostos e o processo de desembaraço alfandegário até que os componentes cheguem as nossas mãos já estão embutidos do preço de compra, que é fornecido em reais.

Um componente, no entanto, causou certo inconveniente ao desenvolvimento do projeto exatamente pelo aspecto disponibilidade, o TXCO. No receptor este pequeno circuito integrado é um oscilador responsável pelo

fornecimento da freqüência de referência para o RF *Front-end* e deve ser alimentado com tensão +5,0 VCC, sugerida no projeto pelo fabricante.

No mercado distribuidor encontramos para pronta entrega apenas aqueles que têm alimentação +3,0 VCC. A razão para isto é que muitos dos equipamentos onde estes têm aplicação estão na área de telefonia, tais como telefones celulares, cujas baterias fornecem pequenas tensões de alimentação. Embora exista ainda no catálogo de alguns fabricantes a versão cuja tensão de alimentação é +5 VCC, esta não é vendida em baixas quantidades e a espera pelos distribuidores para a venda no varejo seria enorme. Uma diferença encontrada entre o TCXO recomendado pela Zarlink e o adquirido foi um pino de entrada de uma tensão de controle da freqüência gerada.

No modelo de TCXO sugerido na lista de componentes original, o pino 1 do componente é conectado à terra do circuito, pois não há controle da freqüência gerada (figura 17a). O componente importado dispunha deste controle de freqüência exigindo neste pino uma tensão de $+1.5 \pm 1$ VCC (ECS INC INTERNACIONAL, 2005). Para este TCXO pudesse ser utilizado, foram necessárias pequenas alterações do circuito não somente para obter 3 VCC, tensão nominal de alimentação do componente, quanto para assegurar que a tensão aplicada ao pino 1 produzisse o valor nominal de freqüência (10MHz) na saída do circuito (figura 17b).



(a)

(b)

Figura 17: Alterações na montagem do TCXO

(a) circuito original, (b) Circuito alterado. Obs: a numeração dos pinos está em vermelho

Fonte: ZARLINK, 1999, p. 44. (adaptado pelo autor)

4.4 Parâmetros de escolha dos componentes

A partir da lista de componentes, cada foi analisado cuidadosamente para encontrar no mercado de componentes eletrônicos que satisfizessem simultaneamente às recomendações propostas pela Zarlink e às condições de trabalho no espaço (cf. item 1.4). Para facilitar as buscas, a relação de componentes foi desmembrada em dois grupos: os específicos, não existindo similares ou equivalentes no mercado; e os que foram descritos de forma genérica, com possibilidade ser encontrados em versões similares ou de fabricantes diferentes.

No primeiro grupo, encontramos o *chipset* produzido pela Zarlink: correlator, *front-end* e processador. Como mencionando anteriormente, não há como substituí-los. Completando este grupo, o *SAW Filter*, o filtro cerâmico e as memórias EPROM e RAM do circuito, cujas especificações poderiam ser encontradas em componentes de outros fabricantes. Em relação a estes, se tomou apenas a precaução de verificar os limites de temperatura de trabalho e, quando possível, foram escolhidos com a maior faixa de temperatura possível.

No outro grupo temos os semicondutores passivos (resistores, capacitores, indutores), diodos, o TCXO, o cristal, o circuito de interface serial e o circuito lógico digital (74S00). Neste grupo há um a enorme variedade de fabricantes, tecnologias e prazos de entrega e preços envolvidos. Em todos estes casos a escolha adequada do componente procurou adequá-lo à aplicação sugerida para o receptor, no caso o uso espacial. Isto trouxe à tona as seguintes necessidades:

- Que os mesmos tivessem a maior faixa da temperatura de trabalho;
- Que as variações de suas características fossem as mínimas nesta faixa de temperatura;
- Que fossem adequados ao trabalho em altíssimas frequências (componentes do circuito de RF); e
- Que atendessem exatamente ao *layout* de soldagem, ou seja, ao tamanho e geometria do componente na placa.

Foguetes de sondagem, pela sua natureza, são lançados em trajetórias parabólicas. Neste tipo de trajetória, tanto na subida quanto na reentrada na atmosfera o foguete é submetido a um processo de aquecimento. Por esta razão a temperatura de trabalho dos componentes é fator importante na sua escolha. No mesmo raciocínio, a estabilidade térmica do componente também é um fator a ser considerado.

Também chamado de coeficiente de temperatura, esta característica do componente é definida normalmente numa taxa de variação da característica em relação à temperatura. Na tabela 5 vemos que os capacitores do tipo COG tem coeficiente de temperatura de 30 ppm/°C. Isto significa que a cada grau centígrado a capacitância nominal do capacitor C varia aproximadamente $30 \times 10^{-6} \times C$ ppm.

Outro fator tem relação com a disponibilidade e adequação dos componentes. Sempre que possível, foram adquiridos componentes de especificação comercial, mas de alto desempenho, não incluindo na lista os de especificação exclusivamente militar. No caso de capacitores e resistores há uma pequena diferença entre o desempenho destes com relação àqueles. Os componentes de aplicação militar, além de difíceis de serem adquiridos, não estão disponíveis para entrega imediata.

Nas seções abaixo são feitos breves comentários, revelando as estratégias de especificação destes componentes, as dificuldades encontradas e as decisões tomadas durante a elaboração de lista de compra.

4.4.1 A escolha dos capacitores

No caso dos capacitores cerâmicos do receptor temos três tipos sugeridos na lista de oferecida pela Zarlink: C0G, Y7R e Y5U. O primeiro tipo é o de melhor qualidade dentre três e é classificado como classe I, pelas normas da EIA - Electronic Industries Association. Este tipo de capacitor é indicado para uso em circuitos onde as capacitâncias são de pequeno valor, tipicamente < 5 nF, e o fator "Q" e a estabilidade da capacitância são críticos. Os demais estão classificados na classe II, segundo a mesma norma, e têm uma maior variação na sua relação capacitância/temperatura. A tabela 5 resume as características de cada material

utilizado para fabricação de capacitores SMD. Nela podemos verificar quais materiais tem temperatura de trabalho adequada ao uso espacial.

Tabela 5: Características dos capacitores cerâmicos SMD

Tipo/Material	COG or NPO	BX	X7R	Z5U	Y5V
Norma(a) atendida(s)	EIA 198, MIL-C-55681	MIL-C-55681	EIA 198	EIA 198	EIA 198
Temperatura de Trabalho	-55 °C to 125 °C	-55 °C to 125 °C	-55 °C to 125 °C	10 °C to 85 °C	-30 °C to 85 °C
Coef. Temperatura % Δ C max., 0 bias	0 +/- 30 ppm/°C	+/- 15%	+/- 15%	+22% -56%	+22% -82%
Coef. Temperatura/Tensão % Δ C max. em Vdc	0 +/- 30 ppm/°C	+15% -25%	N/A	N/A	N/A

Fonte: elaborada pelo autor

No Orion também utilizamos um supercapacitor, também chamado de ultracapacitor ou simplesmente *supercap*. Trata-se de um capacitor de dupla camada, utilizado no circuito com função de bateria, para manter a alimentação nos circuitos digitais do ORION, e conseqüentemente os dados da memória ROM, no caso de desligamento do circuito de RF (modo “hibernação”).

Há uma série de vantagens do uso de *supercaps*, comparativamente a baterias, dentre elas encontramos: baixa resistência interna, maior eficiência (97 a 98%), alta potência de saída, baixos níveis de calor, maior quantidade de ciclos carga/descarga e maior segurança. A tolerância às variações das características destes capacitores é naturalmente maior, pois, no pior caso, só acarretaria num tempo um pouco menor de fornecimento de energia aos circuitos. Na aplicação do receptor em foguetes de sondagem, esta facilidade não tem qualquer importância, uma vez que o receptor não foi utilizado no modo “hibernação”. Pela não criticidade desta função neste receptor, o *supercap* adquirido tem temperaturas de trabalho na faixa -25 °C ~ 70 °C e também foi um componente de difícil aquisição.

Encontramos também no circuito capacitores SMD de tântalo. Estes são utilizados no RF *front-end* em circuitos de filtro DC. A temperatura de trabalho deles

é de -55°C a $+85^{\circ}\text{C}$.

Com respeito aos aspectos de imunidade a interferências e radiação do receptor GPS, cabe um estudo mais aprofundado e testes adequados. No capítulo 7 encontram-se esta e outras sugestões para continuação deste projeto.

4.4.2 A escolha dos resistores

Tendo em vista que boa parte dos circuitos do receptor opera na faixa de radiofrequência, a escolha destes componentes recaiu sobre os resistores de película fina (*thin film*), pois estes apresentam baixo nível de impurezas, conferindo-lhes estabilidade, baixos valores de coeficiente de temperatura, correntes de ruído muito baixas e não linearidade desprezível. Além disto, pela natureza do processo de fabricação, as terminações destes resistores apresentam menos micro rupturas, característica importante para o acoplamento dos sinais de RF no circuito.

Os resistores adquiridos têm precisão de 0,5% com coeficiente de estabilidade em temperatura de $\pm 25\text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$. A temperatura de trabalho é similar a dos capacitores cerâmicos, ou seja, de -55°C a 125°C , embora a curva de degradação (*derating curve*) seja descendente a partir de $+70^{\circ}\text{C}$. Esta última característica não se torna crítica, pois os circuitos são de baixíssima potência dissipada.

4.4.3 Escolhendo indutores

Na escolha de indutores há um elemento adicional a ser levado em consideração, além da temperatura de trabalho. Pela natureza da construção de indutores, há casos estes ficam bastantes sujeitos às interferências. Outro fator importante é a frequência de ressonância, grandeza que determina até qual frequência este continua se comportando como indutor. Assim, além de controle sobre os parâmetros de temperatura de trabalho e tolerância de valores, devem ser levadas em conta a imunidade a interferências e a frequência de ressonância, na hora da especificação de indutores

Três dos sete indutores utilizados nos diversos circuitos do ORION estão especificamente no RF *frond-end*, dois deles estão mais especificamente no filtro da 1ª FI do circuito (figura 18). Esta FI tem frequência central de $175,42\text{ MHz} \pm 1.0\text{ MHz}$

mínimo (à $\pm 1.0\text{dB}$). Estes componentes, segundo orientação da Zarlink (1999, p.19), têm tolerância de 2% e foram componentes de difícil aquisição exatamente por este requisito.

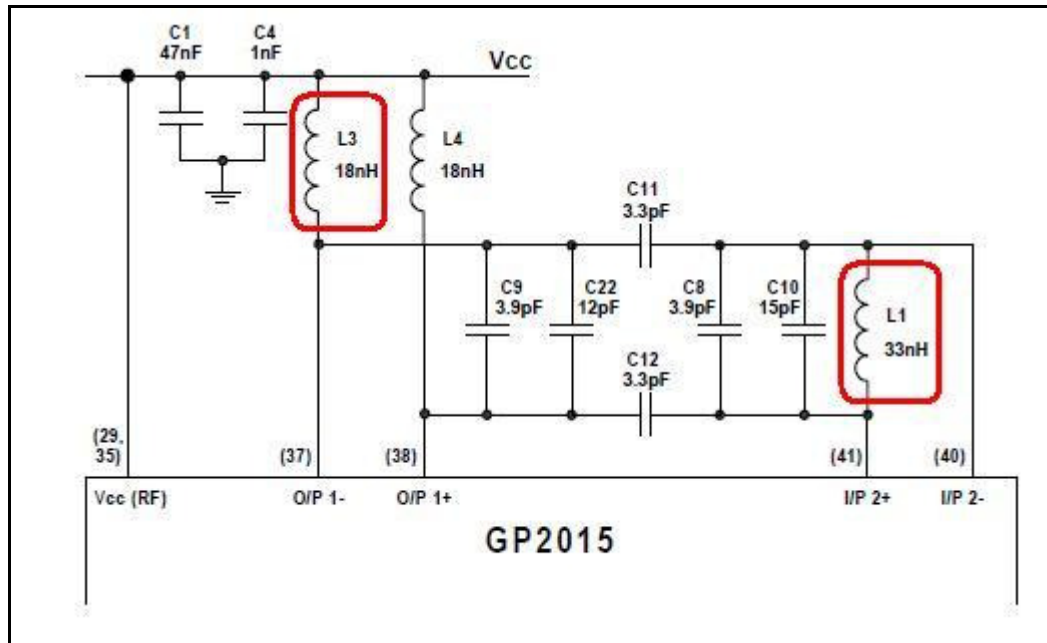


Figura 18: Indutores do filtro da 1ª. FI
Fonte: Adaptado de ZARLINK SEMICONDUCTOR, 1999, p. 18

O outro indutor, com tolerância de 2%, é utilizado na entrada de sinal vindo da antena do GPS. Como na maioria das vezes as antenas utilizadas são ativas, em razão da necessidade de amplificar os sinais extremamente fracos emitidos pelos SVs, o receptor fornece +5 VCC para alimentação da antena e este indutor. Junto com um capacitor, este filtra os sinais indesejáveis da tensão DC (figura 19).

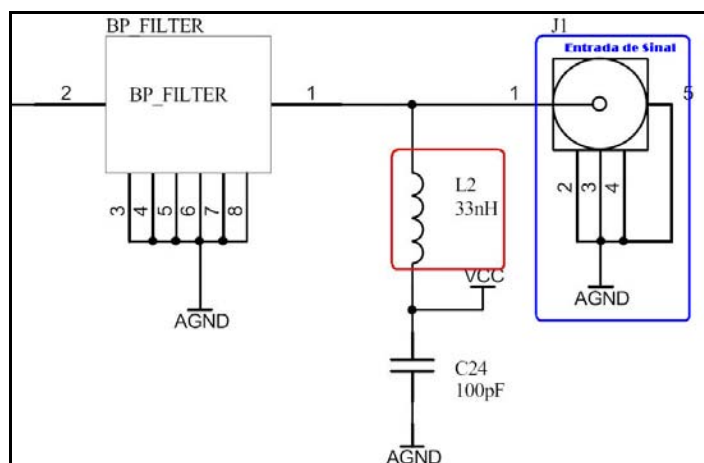


Figura 19: Indutor na entrada de sinal do receptor
Fonte: Adaptado de ZARLINK SEMICONDUCTOR, 1999, p. 44

Os demais indutores são utilizados em conjunto com o *SAW Filter*. Recomenda-se que estes sejam magneticamente protegidos (*magnetically-shielded*) uma vez que estes, especialmente o indutor de saída (2,2 uH), têm frequências de ressonância próximas às frequências digitais do circuito (figura 20).

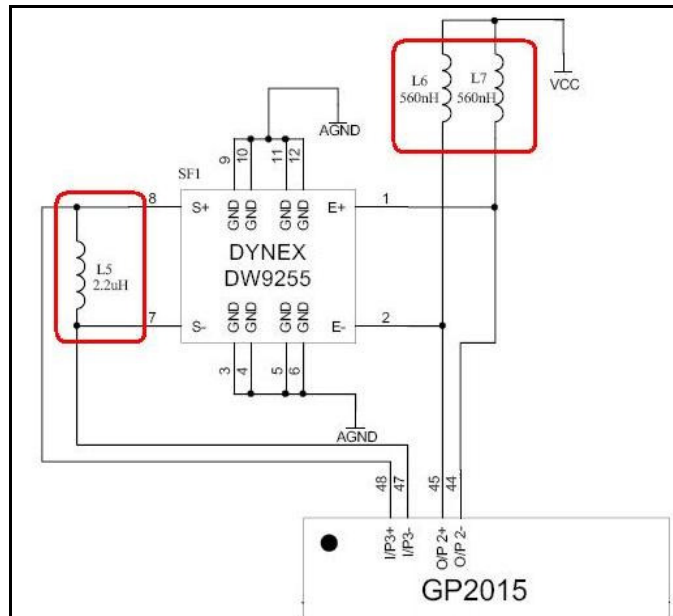


Figura 20: Indutores magneticamente protegidos do filtro da 3ª. FI
Fonte: Adaptado de ZARLINK SEMICONDUCTOR, 1999, p. 44

4.4.4 Os demais componentes

Completando o receptor temos ainda alguns componentes diferenciados tais como: cristal, diodos, conectores, chaves, soquetes de circuito integrado e bateria. Com relação aos conectores, há um do tipo SMA para entrada de sinal RF vindo da antena, e dois do tipo DB9, para comunicação serial com o receptor. Seguindo orientação do IAE, todos foram especificados com camada de contato em ouro. Como estes não estavam disponíveis no mercado para pronta entrega, o IAE nos cedeu alguns conectores para uso no receptor.

As chaves do tipo liga/desliga não foram adquiridas, pois só teriam uso quando o receptor estivesse em bancada. Na montagem para voo, fios vindos da bateria interna da carga útil foram soldados na entrada de alimentação do receptor, dispensando o uso das chaves deste tipo. Uma lógica similar foi estabelecida em relação aos soquetes de circuito integrado para as memórias EPROM. Com a utilização do ORION em bancada muitas vezes estes CIs tiveram que entrar e sair do circuito a cada reprogramação do *software*, e esperava-se retirar os soquetes

antes da integração do receptor à carga útil, soldando os componentes diretamente na placa. Como os soquetes não foram retirados, foi aplicada sobre a junção dos pinos com o soquete uma trava mecânica (uma espécie de silicone rígido apropriado para este fim) para que as memórias permanecessem firmes, mesmo com as vibrações produzidas no foguete. Esta operação foi feita pelo IAE.

Os conectores utilizados deveriam ser específicos para uso no ambiente espacial. Seus materiais não, plásticos, adesivos e outros podem desprender gases quando submetidos ao vácuo ou a altas temperaturas. Os contatos metálicos podem sofrer um processo de corrosão. Por todas estas razões os conectores utilizados no receptor têm seus contatos cobertos com ouro e atendem as especificações militares. O conector DB9 da saída serial foi fornecido pelo IAE. O SMA foi adquirido junto com as demais semicondutores.

Finalmente, as temperaturas de trabalho dos diodos *schottky* estão na faixa de -65° a $+125^{\circ}$.

4.5 Placas de circuito impresso - confecção

As placas de circuito impresso foram construídas exatamente como sugeridas pela Zarlink. Na verdade, a empresa fornece até mesmo os *gerbers* files necessários à fabricação da placa. Estes arquivos são de um formato padronizado para que as empresas de fabricação de PCBs¹⁸, através máquinas controladas por computador, possam produzir com exatidão os circuitos impressos. Nestes arquivos encontramos informações sobre a posição das trilhas, dos furos, dos cortes, impressos em *silk screen*, etc. Embora sua existência como padrão date dos anos 90 do século passado e mesmo com o aparecimento de vários outros padrões, o formato “*gerber*” é ainda mais o mais difundido para este tipo de aplicação. Para um entendimento simplificado da utilidade dos *gerbers files*, temos as figuras 21 e 22. Na primeira vemos os arquivos separados: as trilhas metálicas de três das quatro camadas da placa de circuito impresso (a segunda camada funciona como um plano de terra para a entrada de sinal de RF), juntamente com o *gerber file* que delimita o tamanho físico da placa. Na figura 22 os mesmos *gerbers files* estão superpostos.

¹⁸ PCB é a sigla em inglês para *Printed Circuit Board* ou, em português, Placa de Circuito Impresso.

No processo de soldagem o arquivo gerber do tipo “*top (ou bottom) paste*”, define uma máscara guia, uma espécie de estêncil¹⁹, para aplicação da pasta de solda. Nesta máscara, feita de material leve e rígido tal como uma fina folha de acetato, são realizados tanto furos ou recortes quantos sejam os pontos onde a pasta de solda deve ser aplicada. Estes pontos correspondem exatamente aos locais de soldagem dos pinos de cada componente da placa.

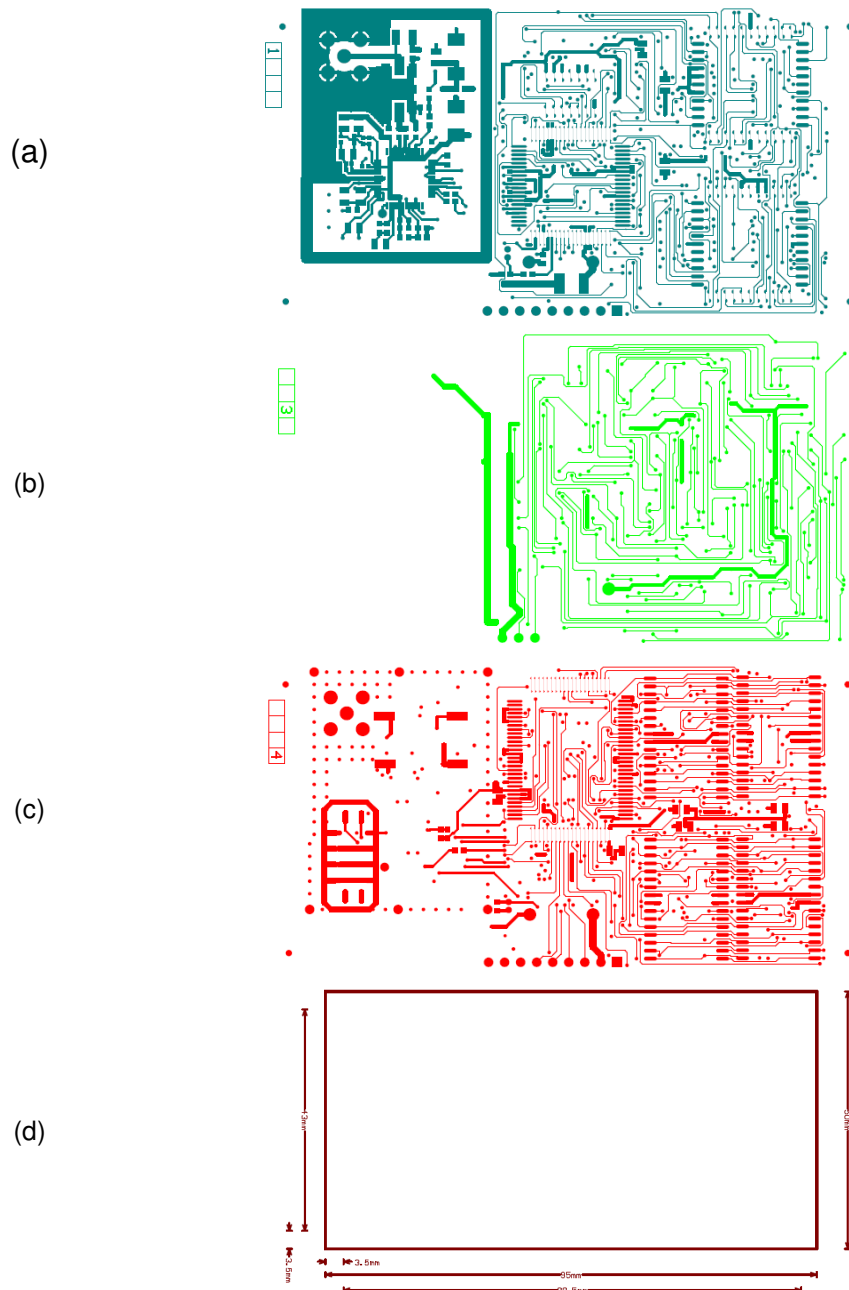


Figura 21 : Gerbers files desmembrados
 (a) face 01, (b) face 03 (interna), (c) face 04, (d) dimensões físicas
 Fonte: ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2009

¹⁹ Em inglês usa-se a expressão “stencil” que foi logo abrasileirada. Nas empresas que produzem placas de circuito impresso esta expressão estêncil é largamente aplicada.

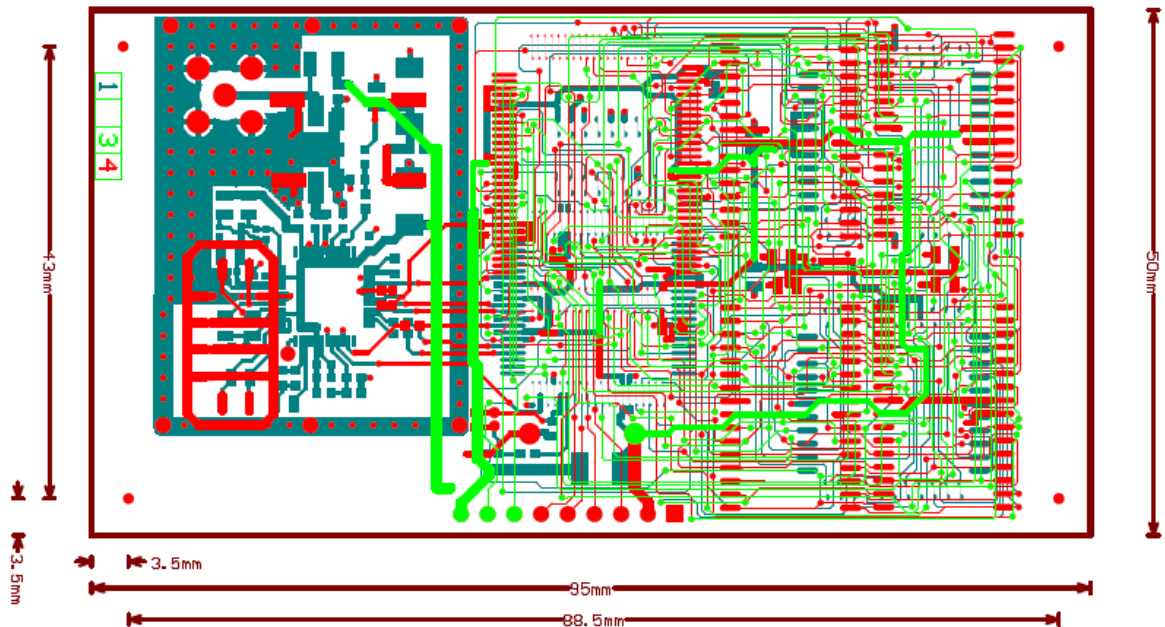
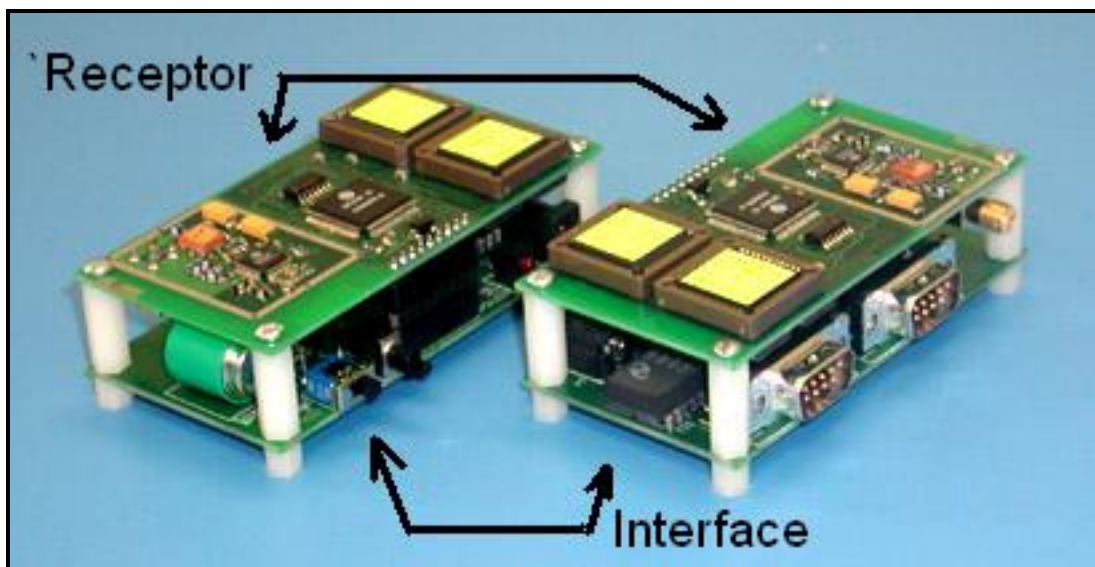


Figura 22: Gerbers files superpostos
 Fonte: ZARLINK SEMICONDUCTOR, 2009

Para diminuir mais ainda o espaço ocupado pelo receptor, o projeto prevê duas placas de iguais dimensões externas e montadas uma acima da outra. A placa inferior é denominada “INTERFACE” e a de cima “RECEPTOR” propriamente dito. Na placa de interface estão os circuitos de regulação de tensão e de interface serial RS232, esta última é face dupla. Na fotografia 2 vemos as duas placas montadas uma sobre a outra.



Fotografia 2: Placas do receptor GPS
 Fonte: UNIVERSITY OF TEXAS, 2002 (adaptada pelo autor)

A placa RECEPTOR tem quatro camadas (*layers*). O uso de camadas intermediárias na placa de circuito impresso ocorre quando necessitamos compactação no tamanho final da placa e temos uma grande densidade de conexões e entre os diversos componentes tornem impossível realizá-las apenas numa placa de face simples ou mesmo dupla. Com múltiplas camadas é possível haver entrelaçamento de trilhas em diferentes níveis (*layers*) das placas e interconectá-las com furos metalizados (*vias*). No receptor ORION uma das camadas, a mais próxima da camada superior, é utilizada como plano de terra (*ground plane*) para a entrada de RF (figura 23). A impedância de entrada do sinal RF, nestas condições, fica definida em função do material dielétrico utilizado (*substrate dielectric*), da espessura de separação entre as camadas e da largura da microfita (*microstrip line*).

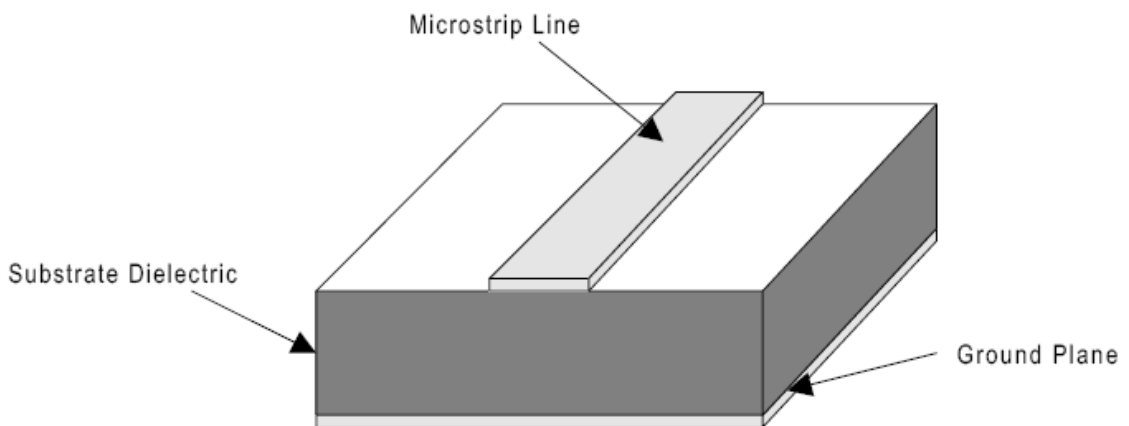


Figura 23: Detalhe da entrada de RF da placa de circuito impresso
 Fonte: Adaptado de ZARLINK SEMICONDUCTOR, 1999, p. 15

As placas foram inteiramente fabricadas no Brasil pela Micropress <www.micropress.com.br> que, infelizmente, não teve os recursos para verificar a impedância de entrada do circuito. Há uma chance que o receptor melhore sua sensibilidade a partir deste controle da impedância na entrada de RF.

4.6 Soldagem dos componentes

Nesta fase, havia uma decisão importante a ser tomada, qual técnica de soldagem utilizar, levando em consideração a aplicação desejada para o receptor e a o fato que se tratava de um protótipo. A soldagem do receptor, neste caso, além

de realizar sua tarefa principal, qual seja a de estabelecer as conexões elétricas entre os diversos componentes, deveria ser capaz de assegurar a robustez do circuito quanto às condições às vibrações e acelerações a que este seria submetido durante o voo.

Além destas questões, a diversidade de formas e encapsulamentos de componentes de SMD/SMT poderia determinar o tipo de soldagem aceito por cada componente. Um exemplo típico é o encapsulamento BGA, cujos pinos de contato do componente eletrônico se localizam abaixo do corpo do componente, impedindo o acesso direto de um ferro de solda aos pontos de soldagem. Um exemplo típico de um componente BGS são os microprocessadores modernos. Pela quantidade de pinos que os mesmos utilizam, torna-se impossível a utilização de pinos laterais para todas as conexões.

Na fotografia 3 vemos um típico componente com encapsulamento BGA. Outra particularidade da montagem deste tipo de componente é o correto posicionamento dos pinos elétricos nos pontos e soldagem da placa, uma vez que estes pinos ficam na parte inferior do componente. Felizmente nenhum componente BGA foi utilizado no receptor.



Fotografia 3: Componente com encapsulamento BGA
Fonte: INTEL, 2009

Numa soldagem de circuitos eletrônicos, três elementos são reunidos para formar uma junta metálica rígida (junta de solda), unindo algum ponto da placa de circuito impresso a algum pino ou ponto de contato elétrico de cada componente do circuito. Estes elementos são o **fluxo**, que é o responsável por limpar e estanhar a junta de soldagem; a **solda**, que preenche a junta; e o **calor**, que derrete a solda e permite que a mesma preencha a junta de soldagem. Strauss (1998, p. 21-23) nos mostra três processos de soldagem para circuitos eletrônicos com tecnologia SMT, de acordo com a forma em que estes três componentes são combinados em cada junta de solda:

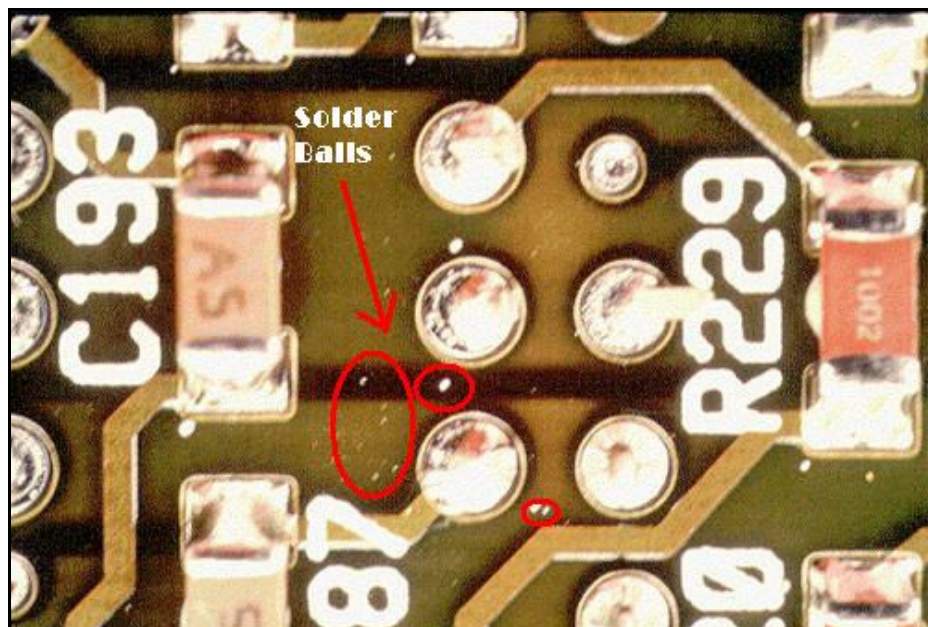
- Solda manual - um pouco de fluxo, calor transmitido por condução e solda;
- Solda por onda - o fluxo é aplicado em toda a placa, a placa é pré-aquecida, solda derretida é aplicada em ondas sobre as juntas ;
- Solda por refluxo - uma mistura de solda e fluxo (pasta de solda) é aplicada em cada junta de soldagem, o calor é aplicado por radiação convecção ou condução. Noutra modalidade a solda foi previamente aplicada sobre cada junta e está na forma sólida. Aplica-se em seguida o fluxo e o calor.

A solda manual deve ser realizada por alguém habilidoso, com uma mão firme e boa acuidade visual. Para que este processo possa ser realizado por robôs é necessário programar cada junta de soldagem num computador, que controlará o acionamento do robô. Esta forma de soldagem só traz vantagens em montagem em larga escala.

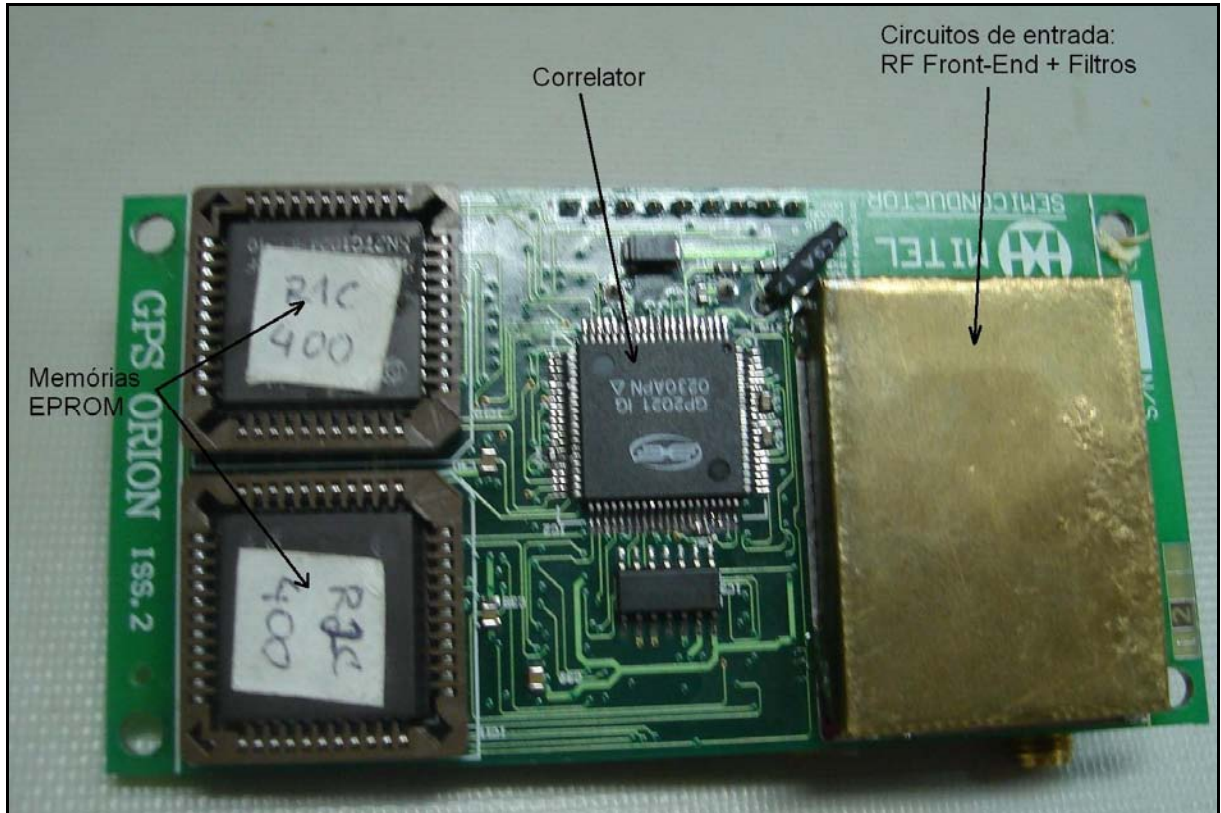
No caso do Receptor ORION, por ser um protótipo, foi escolhida a soldagem manual, por orientação do IAE. Inicialmente a primeira placa foi soldada da UFC, mais precisamente no LESC (Laboratório de Engenharia de Sistemas e Computação). Esta placa não funcionou devido à inadequação do TCXO, que acabou por entrar em pane. As adaptações para uso do TCXO já foram tratadas anteriormente (cf seção 4.3). A nova tentativa foi a de realizar uma montagem em forno de refusão.

Houve uma segunda tentativa de soldagem, desta feita em forno de refusão e novamente um insucesso. Devido ao fato que a pasta de solda por refusão é colocada nas juntas de soldagem sob a forma de pequenas microesferas (*solder balls*), por vezes o processo de aquecimento provoca um transbordamento da solda derretida para fora dos pontos de soldagem provocando curto-circuitos. Existem técnicas de identificar e limpar estas “bolinhas” indesejáveis, mas não havia estes recursos na empresa onde as placas foram soldadas, a CENPRA de Campinas/SP. A ilustração deste fenômeno aparece na fotografia 04.

Foram feitas várias tentativas de limpeza das “solder-balls” com o uso de álcool isopropílico, pois o mesmo não contém água em sua composição, mas os resultados foram infrutíferos. O problema foi mais fortemente encontrado entre os pinos internos do soquete das memórias EPROMs e, devido ao formato dos referidos soquetes, com pinos escondidos sob o encapsulamento plástico, não havia como alcançar os pontos de curto-circuito. A terceira e última soldagem foi feita pelo IAE (fotografias 5, 6 e 7) e obedeceu ao mesmo processo adotado no LESC, ou seja, soldagem manual.



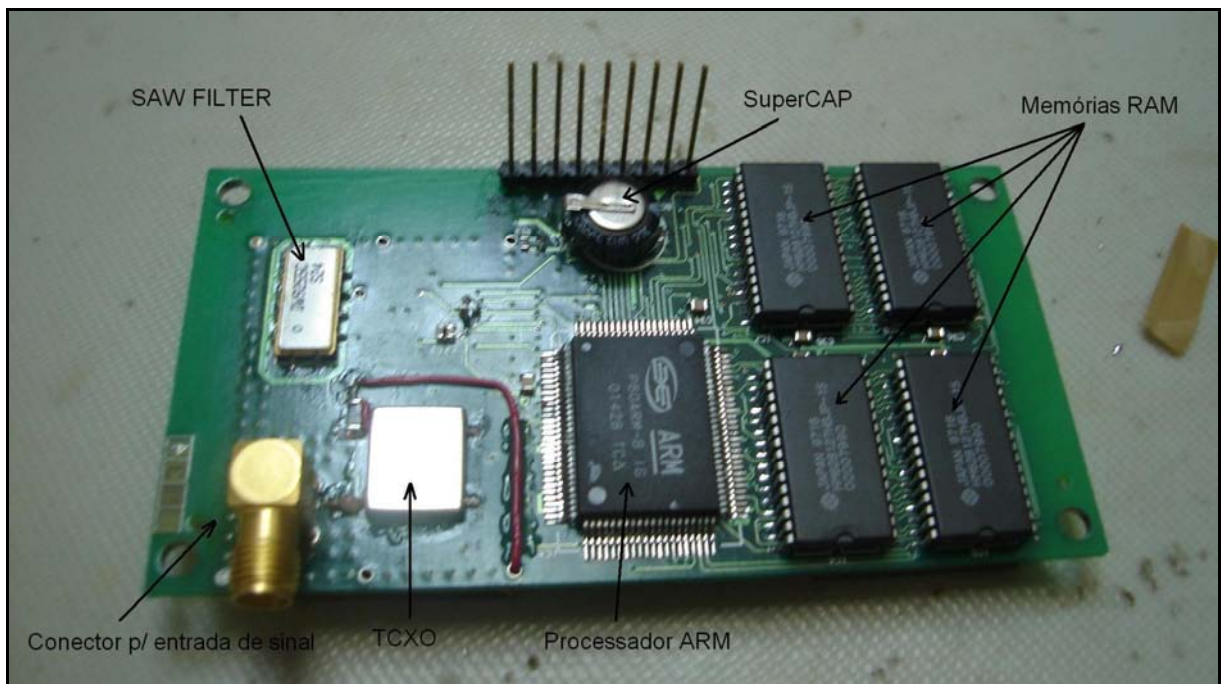
Fotografia 4: Exemplo de soldagem com problemas
Fonte: GLOBAL SMT & PACKAGING, 2008 (adaptado pelo autor)



Fotografia 5: Placa RECEPTOR - camada 01

Fonte: acervo do autor

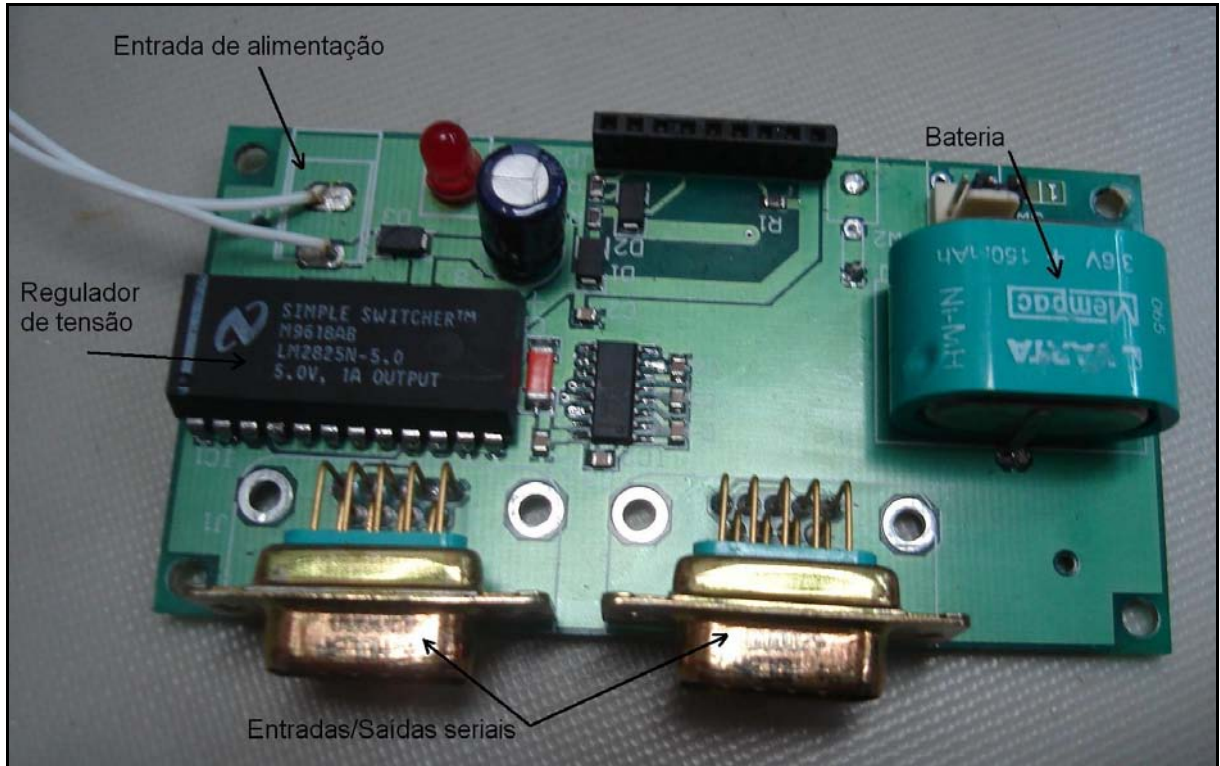
Obs: Sobre os circuitos de entrada (RF Front-end + filtros) foi adicionada uma cobertura metálica para proteção contra interferências.



Fotografia 6: Placa RECEPTOR - componentes da camada 4

Fonte: Acervo do autor

Obs: As camadas 2 e 3 são internas à placa de circuito impresso



Fotografia 7: Placa INTERFACE
Fonte: Acervo do Autor

4.7 Configurando o receptor para uso em cargas úteis

Para que seja possível “manter contato” com um foguete em voo e para que este possa realizar as medidas, as “sondagens”, desejadas pelo seu criador, faz-se necessário equipá-lo com uma “carga útil”. Nelas estão instalados vários *links* de radiofreqüência, permitindo às estações receptoras em solo receber estas informações.

Os três dispositivos de radiofreqüência mais comumente utilizados num foguete de sondagem são: o transponder de radar, o receptor de terminação de voo e o transmissor de telemetria²⁰. Este último faz parte do conjunto de telemetria à bordo o qual é composto de um codificador de telemetria (*TM Encoder*), um mais transmissores de RF, receptor(es) de RF em solo e decodificador(es) de sinais de telemetria (*TM Decoder*). O transmissor e o receptor de telemetria, respectivamente a bordo e em solo, compõem o RF *space link* (figura 24).

²⁰ Alguns preferem a expressão telemetria ao invés de telemidas. Neste texto estas expressões são usadas de forma equivalente.



Figura 24: Spacecraft Packet Telemetry Overview

Fonte: I.B. & M.A. DE LANDE LONG SOFTWARE + CONSULTANCY, 2009.

Em situações excepcionais, os meios de telemetria poderiam ser configurados para armazenar os dados recolhidos pelos sensores dos experimentos em alguma memória de massa (cf seção 6.1). Sendo o receptor GPS mais um dos sensores a bordo, para que os dados de posição calculados por ele possam ser recuperados devem estar incluídos no conjunto de dados de entrada do codificador de telemetria.

O transponder (também chamado respondedor) serve para auxílio na perseguição (*tracking*) realizada pelos radares de trajetografia ao acompanhar o vôo do foguete. Como o radar calcula sua distância até o alvo através do tempo de propagação de um sinal emitido deste até ao próprio radar, o uso de um transponder permite que o nosso foguete, envie um sinal codificado que só é reconhecido pelo receptor do radar em terra. Com esta medida é possível manter o radar sincronizado sobre o alvo correto mesmo que haja algum outro possível alvo na região do espaço onde este se encontra, pois cada transponder emite um sinal específico. No modo “radar” de rastreamento, o sinal recebido do alvo é uma reflexão do próprio sinal emitido pelo radar, podendo ser confundido com outras reflexões de sinal. Um exemplo de como o transponder traz maior segurança ao rastreamento, ocorre quando há separação de estágios no foguete. Como o transponder permanece na carga útil do foguete, diminui-se enormemente o risco que o radar seja confundido e continue seu rastreamento na parte desmembrada do foguete, que em geral é maior que a parte restante, onde se encontra a carga útil.

Há situações em que um receptor adicional pode ser incorporado à carga útil do foguete. Este serviria para receber sinais codificados de terminação de voo, que é uma ação de interrupção da propulsão do foguete caso este esteja em uma trajetória errática e que possa provocar danos a pessoas ou ao patrimônio de terceiros. A decisão de terminação de voo poderia ser automatizada, a partir dos dados do próprio receptor GPS a bordo.

Para melhor entendimento, vemos na figura 24 as partes constituintes de um codificador de telemetria genérico para uso em foguetes: sensores, linha de dados serial, codificador de telemetria com *software* interno e transmissor de RF. Os sensores são os responsáveis por “recolher” cada informação individual desejada. Denominamos sensores “internos” àqueles que coletam informações sobre o funcionamento interno do foguete. Os sensores dos experimentos coletam as informações científicas que foram previamente escolhidas. Como exemplo de dados obtidos de sensores internos podemos citar: temperatura da ogiva, pressão do motor, separação de estágios, entre outros. Quanto aos experimentos científicos, estes podem variar enormemente e os dados coletados vão desde características intrínsecas da alta atmosfera; tais como radiação, temperatura, taxa de ionização, entre outros; até resultados de experimentos relacionados à gravidade próxima de zero (microgravidade). Cada um destes parâmetros é enviado ao codificador de telemetria via linha serial RS232 ou RS422. Ao codificador cabe recolher os dados de entrada e transmiti-los serialmente, modulando um transmissor de RF. A forma de codificar os dados está definida pelo *software* interno ao codificador e deve ser conhecida nos meios de decodificação em solo para que os dados possam ser recuperados. Há casos em que, por necessidades de redundância ou por limitações de transmissão num único canal de telemetria, mais de um *link* (canal) de telemetria é instalado no foguete.

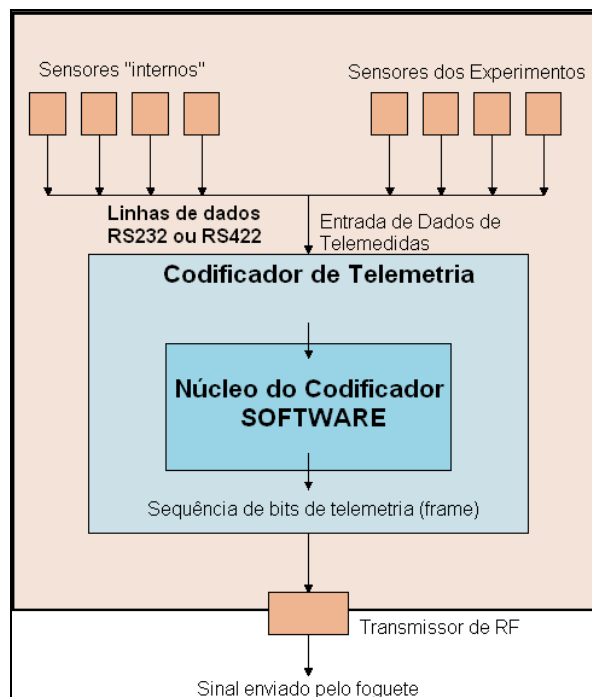


Figura 25: Telemetry Encoder Shell in an on-board application

Fonte adaptado de I.B. & M.A. DE LANDE LONG SOFTWARE + CONSULTANCY, 2009

O receptor ORION fornece dados seriais no formato RS232, que é um padrão largamente aceito, embora este formato limite um pouco o comprimento dos cabos entre o receptor e o codificador de telemetria e a velocidade de transmissão dos dados. A limitação de distância só se torna relevante quando a distância física entre o receptor e o codificador de telemetrias ultrapassa os limites deste tipo de interface ou no caso do codificador disponibilizar poucas (ou nenhuma) entradas do tipo RS232. A limitação na velocidade de transmissão dos dados só causa inconveniência quando o volume de informação a ser transmitido ao codificador é maior que a capacidade de transmissão.

Nas seções seguintes serão discutidas as adaptações realizadas no receptor especificamente para sua inclusão da carga útil do foguete VS30. Uma das adaptações é de natureza física (*hardware*) e uma é de programação do receptor (*software*). No primeiro caso, temos o projeto de uma caixa para instalação do receptor. Esta caixa serve de proteção contra interferências eletromagnéticas e auxilia na fixação do receptor na baía de equipamentos da carga útil do VS30. No segundo caso, são apresentadas breves considerações sobre as adaptações realizadas no *software* embarcado especialmente para esta missão. A terceira adaptação, específica para esta missão, esteve relacionada à entrada de sinais provenientes da antena GPS do foguete no receptor ORION.

4.7.1 Uma caixa metálica para o ORION

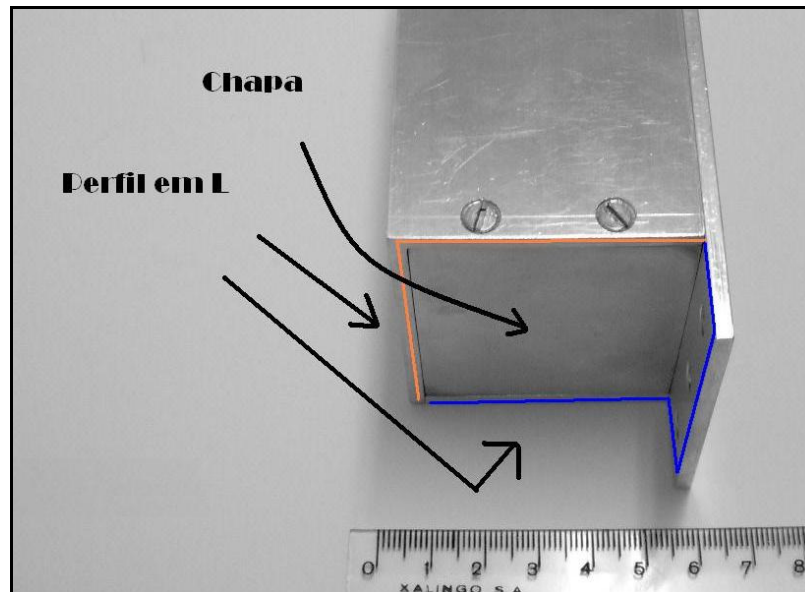
Um dos princípios de projeto utilizado para engenhos aeroespaciais é que se deve, ao máximo, diminuir o peso final do dispositivo. No caso da construção da caixa para acomodar o receptor GPS, a primeira opção de material que pudesse ser ao mesmo tempo rígido (proteção contra choque), metálico (proteção contra interferências) e ao mesmo tempo leve, foi a utilização de alumínio. Usualmente temos a utilização de um bloco de alumínio usinado em forma de caixa, acrescentando a esta apenas uma tampa, também metálica. Esta opção se tornou um tanto cara pelas condições oferecidas pelo mercado local de alumínio na cidade de Natal, pois o mesmo não realizava a venda de blocos de alumínio em pequenas quantidades. A compra de barras de alumínio de 3m para uso de alguns centímetros, com certeza encareceria bastante o processo. Isto tudo sem falar nos

custos da usinagem, que requerem um torneiro mecânico com zelo pela precisão dos cortes, uma exigência deste tipo de montagem.

Com o objetivo de oferecer ao receptor em montagem uma caixa, ao mesmo leve, prática, criativa e ao mesmo tempo barata, encontrou-se no mercado de Natal a alternativa do uso de perfis de alumínio em “L”. A idéia central é a de montar em posições antagônicas dois perfis metálicos em “L”, formando um tubo retangular. Acrescentando-se duas peças retangulares para fechamento do tubo, teremos a caixa proposta. Este projeto foi possível pelas reduzidas dimensões das placas de circuito impresso do receptor. No caso em questão foram suficientes dois perfis em “L” de 2” e duas chapas retangulares para fechamento da caixa. A realização deste caixa deu-se na dependências e por funcionários do CRN/INPE em Natal. Vemos a solução encontrada em duas imagens: caixa aberta com o circuito instalado (fotografia 8) e caixa fechada (fotografia 9). Os detalhes do projeto da caixa, com todas as suas dimensões encontram-se no anexo C.



Fotografia 8: Visão interna da caixa de instalação do receptor
Fonte: HUMANN, 2008. p. 186



Fotografia 9: Visão externa da caixa de instalação do receptor
Fonte: acervo do autor.

Outro aspecto levado em conta no projeto da caixa foram as conexões externas do receptor, a saber: duas saídas seriais RS232, entrada de sinais da antena e entrada de alimentação. Para economia de espaço na baía de equipamentos, as conexões foram posicionadas na parte superior da caixa, exceto a entrada de alimentação que era lateral. Assim, o receptor ocupa mais espaço na altura que no comprimento ou largura. Esta decisão leva em conta que toda a instrumentação é fixada em bandejas circulares cujo raio é relativamente pequeno. As conexões no alto do receptor evitaram curvas desnecessárias nos cabos de entrada de RF e saída serial e, por extensão, diminuíram o comprimento dos cabos, reduzindo a perda atenuação de sinal.

4.7.2 Alterações de *software*

Para adequação do sinal fornecido pelas saídas seriais do receptor à entrada do codificador de telemidas utilizado pelo CONAE na carga útil, a cadência de saída do receptor GPS foi limitada a 4800 bps. O protocolo nominal de saída utilizado no GPS Architech chama-se WINMON e tem cadência de transmissão de 19200 bps, desta forma incompatível com a limitação imposta.

Como esta cadência correspondia exatamente àquela prevista no próprio código fonte do receptor para a transmissão os sinais codificados no formato

NMEA²¹ foi feita esta alteração de *software*. Esta modificação, por outro lado, trouxe uma vantagem adicional, pois o NMEA é um formato bastante conhecido. Desta forma existem disponíveis diversos programas para leitura, interpretação e geração de gráficos a partir de informações obtidas neste formato.

De forma resumida, o formato NMEA transmite seqüência de caracteres ASCII formando diversas sentenças de informação diferentes. As sentenças começam com os caracteres "\$GP" seguidos de três letras que identificam individualmente cada sentença. Após estes caracteres iniciais, segue uma seqüência de dados separados pelo caractere ",". Para identificar o final da sentença é utilizado o caractere "*" e o *checksum* da sentença completa. O *software* do receptor ORION fornece as sentenças GSA, GGA, RMC e GSV. O detalhamento das informações contidas em cada sentença encontra-se no anexo B.

4.7.3 Protegendo a antena de GPS do VS30

No caso do foguete VS30 XV07²² (Operação Angicos) a carga útil foi quase integralmente de construção do CONAE (*Comisión Nacional de Actividades Espaciales*), órgão de desenvolvimento de atividades espaciais da Argentina.

Sendo o receptor ORION o único experimento brasileiro neste voo e tendo em conta que, dentre os experimentos argentinos, constava mais um receptor de sinais GPS, ficou definido que a antena disponibilizada para o receptor argentino forneceria, através de um divisor híbrido, o sinal de RF para o receptor ORION (figura 26). Esta decisão simplificou o projeto do ORION, mas necessitou uma pequena modificação no circuito de entrada de RF do receptor.

²¹ NMEA 0183, ou simplesmente NMEA, é uma especificação elétrica e de dados para uso em dispositivos de auxílio à navegação marítima tais como sonares, anemômetros, pilotos automáticos, receptores GPS, entre outros. Este padrão é estabelecido e controlado pela **N**ational **M**arine **E**lectronics **A**ssociation, órgão dos Estados Unidos.

²² XV07 = Voo do sétimo foguete VS30.

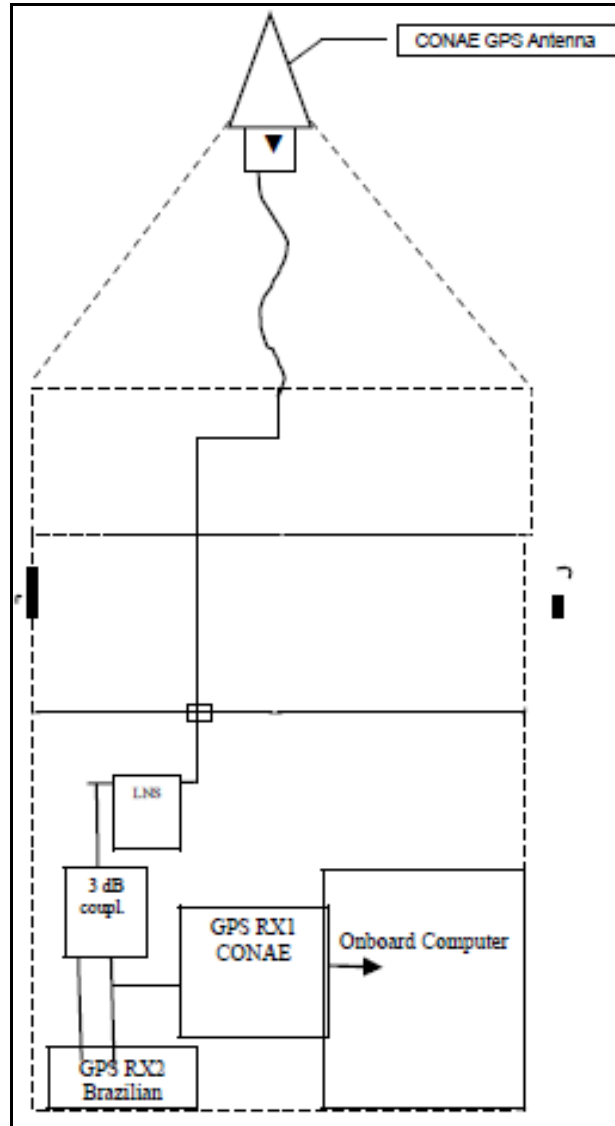


Figura 26: Conexões dos dois receptores GPS na carga útil
 Fonte: Fonte: HUMANN, 2008. p. 187

As antenas de sinais GPS são, em sua grande maioria, do tipo ativa, ou seja, compostas de antena e de um LNA (*Low Noise Amplifier*). Por causa disto, os receptores de sinais GPS fornecem uma tensão de alimentação para este circuito através do próprio conector de entrada de RF. Através de filtros, a antena receptora consegue facilmente separar os sinais RF e a tensão CC presente.

Como o receptor argentino já fornecia a tensão de alimentação para a antena GPS, foi necessário suprimir esta saída de tensão do receptor ORION evitando assim curtos circuitos. A forma mais simples de realizar isto seria retirando o indutor L2 da entrada de sinal (figura 27)

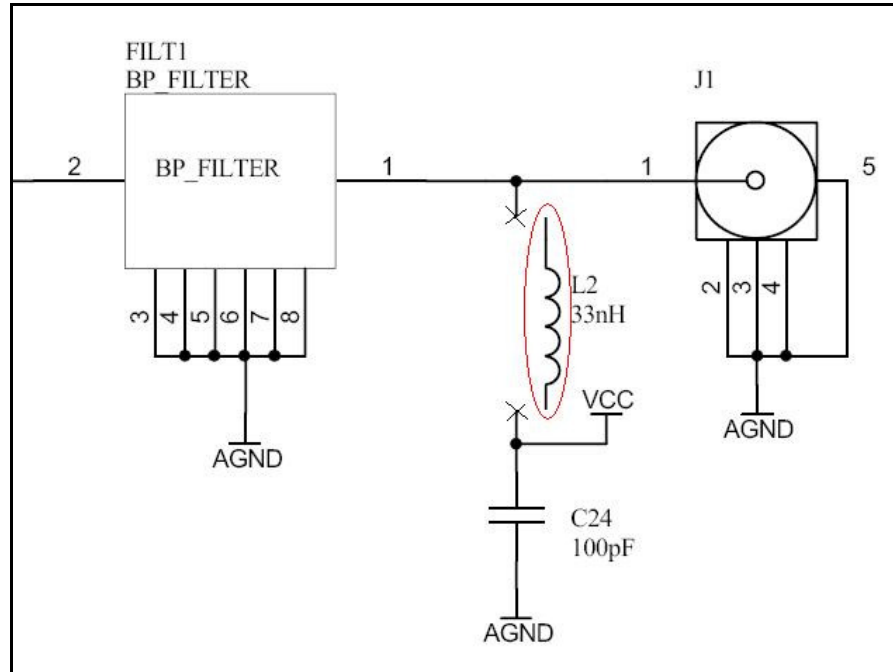


Figura 27: Indutor retirado para supressão de tensão CC na entrada de sinal do receptor
 Fonte: Adaptado de Zarlink, 1999, p. 44.

O layout da placa de circuito impresso fornecido pela Zarlink já disponibilizava uma facilidade para eliminação desta tensão. Basta o seccionamento de uma trilha de da camada 3 da placa. Esta trilha, apesar de pertencer a uma camada interna fica exposta, pois há um recorte sobre ela nas camadas 1 e 2. Soldando ou retirando a solda sobre esta trilha conectamos ou suprimimos a tensão CC. A figura 28 ilustra como isto ocorre.

A placa de circuito impresso realizada pela Micropress não trouxe os furos sobre as camadas 1 e 2. Desta forma, a única maneira de supressão dos 5 VCC foi a retirada do indutor (figura 27).

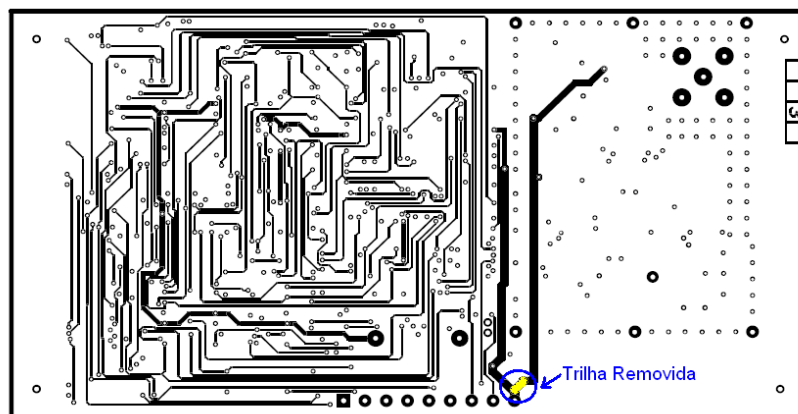


Figura 28: Trilha removida no receptor ORION
 Fonte: ibidem. p. 42.

5. INTEGRANDO O RECEPTOR À CARGA ÚTIL

Após a montagem do receptor e testes preliminares em bancada, a fase seguinte é a de integração e testes com a carga útil. Esta fase consiste em instalar a caixa metálica com o receptor numa das baías de montagem de equipamentos da carga útil do foguete e a realização de alguns testes de integração. Todo o projeto de equipamentos deve levar em conta as dimensões da baía e a distribuição de pesos dos artefatos, controlando adequadamente o centro de gravidade do conjunto de equipamentos.

Tão logo o receptor seja integrado ao conjunto de experimentos da carga útil, os primeiros testes referem-se ao seu funcionamento. São verificadas as conexões, o consumo de corrente e a funcionalidade geral do circuito. Os demais testes aplicados ao receptor são descritos como testes de aceitação e são descritos no parágrafo seguinte.

No caso do ORION, os testes de aceitação foram: ciclo térmico e vibração. No ciclo térmico o receptor isoladamente é submetido a abruptas variações de temperatura de forma cíclica durante certo tempo, para verificar sua resistência a tais variações de temperatura.

No teste de vibração, todo o conjunto da carga útil é submetido a vibrações, cujas intensidades e frequências são similares as que acontecerão em voo, para verificar a resistência mecânica de todo o conjunto da carga útil. Nesta ocasião, o receptor já estava completamente integrado ao resto dos experimentos.

5.1 Testes de aceitação/ambientais

De acordo com parâmetros definidos pela AEB em conjunto com o IAE, foram estes os ensaios realizados com o receptor GPS ORION:

- Medidas de propriedade das massas - medida da massa, do centro de gravidade e das inércias;
- Ensaio de Ciclo Térmico - submissão do receptor a variações térmicas cíclicas;
- Ensaios de vibração - submissão do experimento a vibrações senoidais e aleatórias;

- Teste funcional - garante o funcionamento do experimento após os ensaios de ciclo térmico e de vibração.

Os parâmetros do ensaio térmico foram os seguintes:

- Temperatura Inferior - 0°C ($\pm 3^\circ\text{C}$ – limites)
- Temperatura Superior - 65°C
- Transiente de Temperatura - 2°C/min
- Tempo em cada patamar - 2 h
- Pressão - 1 bar (para experimento em ambiente hermético) e 10-5 mbar (para experimento em ambiente não hermético). Tolerâncias: $\pm 5\%$ para pressão superior a 0,1 torr e $\pm 50\%$ para pressão inferior a 0,1 torr.

Os parâmetros para os ensaios de vibração senoidal foram os seguintes:

- Freqüência (Hz) - 10 a 2000 ($\pm 2\%$)
- Nível Até 0,5 g (pico) - ($\pm 10\%$)
- Velocidade de varredura - 1 oct/min (+10/- 0%)

Os ensaios de vibração aleatória foram realizados em duas faixas de freqüência. Para a faixa 1 temos os seguintes parâmetros:

- Freqüência (Hz) - 10 a 300;
- Densidade Espectral (g^2/Hz) - 0,0025;
- Nível - 6,6 grms;
- Duração do ensaio - 2 min por eixo ($\pm 2\%$).

Para a faixa 2 temos os seguintes parâmetros:

- Freqüência (Hz) - 300 – 2000;
- Densidade Espectral (g^2/Hz) - 0,0250
- Nível - 6,6 grms;
- Duração do ensaio - 2 min por eixo ($\pm 2\%$).

Para ambas as faixas a tolerância sobre a intensidade da aceleração é de $\pm 1,5$ dB, de 20 a 1000 Hz, e $\pm 3,0$ dB, de 1000 a 2000 Hz.

Os testes de ciclo térmico foram realizados nas dependências do IAE e os testes de vibração no LIT (Laboratório de Integração e Testes do INPE). No LIT, a sala de ensaios (fotografia 10) está numa área limpa de classe 100.000 (FED-STD-209E) e condição ambiental controlada: Temperatura de $23\text{ °C} \pm 2\text{ °C}$ e Umidade Relativa de $50\% \pm 5\%$ (LIT-INPE, 2009).



Fotografia 10: Ensaio de vibração com a carga útil no LIT
Fonte: Acervo do autor

5.2 Receptor integrado à carga útil

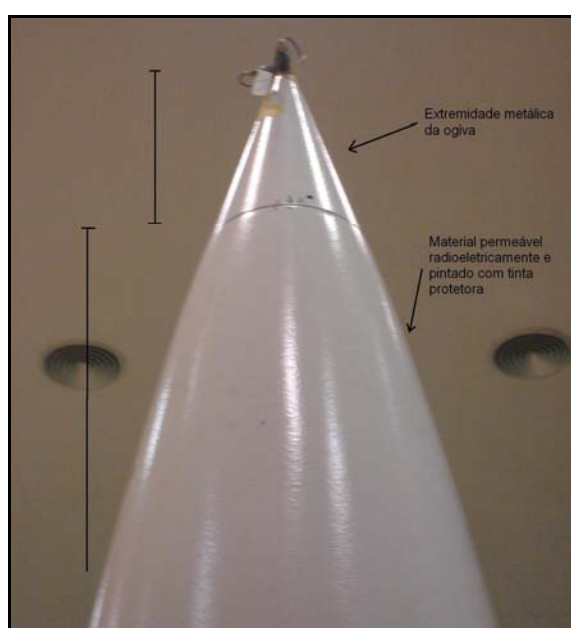
Na figura abaixo vemos o receptor finalizado e pronto para integração à carga útil do foguete VS30. Uma informação adicional, e importante, e que contribui para atestar a boa sensibilidade do receptor, é que, na montagem final, a ogiva necessitou ser pintada com uma tinta que lhe conferisse maior resistência ao calor

da reentrada na atmosfera, uma vez que esta operação previa o resgate da carga útil, após o voo.



Fotografia 11: Foto do Receptor Pronto
Fonte: HUMANN, 2008. p. 186

Outro fator igualmente importante a realçar é que, para proteção térmica da extremidade da ogiva do foguete, foi instalado um cone metálico, fato que diminuiu em torno de 18° a visada da antena do GPS, uma vez que a mesma foi instalada internamente na ogiva e não na sua extremidade, como ocasionalmente se faz (fotografia 12).



Fotografia 12: Detalhes da ogiva da carga útil do CONAE
Fonte: Acervo do autor

6. RESULTADOS OBTIDOS

6.1 Uma missão espacial suborbital

Num lançamento de foguete suborbital ocorrem, na maioria das vezes, as seguintes fases:

- Ignição;
- Fase propulsada (queima do combustível do motor/foguete);
- Fim da queima (o voo permanece por inércia);
- Separação de estágio e nova fase propulsada (quando o foguete é multiestágio);
- *Despin* (eliminação do rolamento);
- Separação da carga útil;
- Apogeu (máxima altura atingida);
- Reentrada;
- Abertura de para-quedas (quando a carga útil deva ser recuperada);
- Pouso (com o uso de paraquedas) ou impacto;
- Recuperação (quando prevista).

Após sua ignição, um foguete segue em trajetória de subida graças ao empuxo causado pela saída de gases em sua tubeira²³ causados pela queima do combustível. É com a saída destes gases, pelo efeito de “ação e reação” (terceira lei de Newton), que o foguete é impulsionado no sentido oposto ao da saída dos gases. Basicamente existem duas tecnologias de combustíveis para foguetes: sólidos ou líquidos (figura 29). Cada uma destas tecnologias tem vantagens e desvantagens.

À medida que o combustível é queimado o foguete torna-se mais leve e pode aumentar sua velocidade e aceleração. Em alguns casos, o foguete utiliza mais de um estágio propulsor. Neste caso, a cada fim de queima de um estágio, o mesmo é separado do corpo do foguete para que este não continue carregando peso inútil. Uma nova fase de ignição e queima é reiniciada. Quando o combustível

²³ Também conhecida como “bocal De Laval”, é o componente que tem por objetivo acelerar os gases produzidos na câmara de combustão a velocidades supersônicas.

ou oxidante do último estágio acaba, cessa a queima. Neste caso o foguete permanece em voo pela inércia do movimento já iniciado.

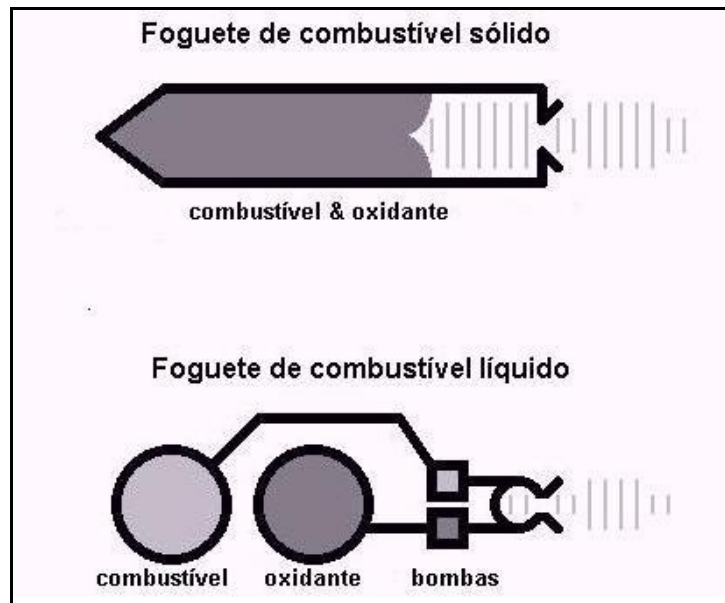


Figura 29: Tipos de combustíveis para foguetes
Fonte: PORTAL SÃO FRANCISCO, 2009

Este é o momento de parar ou diminuir ao máximo o rolamento (*spin*²⁴) do foguete para não prejudicar os experimentos embarcados. Também não há mais razões para manter a carga útil unida ao resto do foguete, então é realizada a ejeção da carga útil.

Ao atingir a maior altitude, a maior distância de afastamento da terra, temos o apogeu. A partir daí, a carga útil começa seu retorno. Após certo tempo encerram se as condições de microgravidade. Ao atingir novamente as camadas atmosféricas há um natural processo de aquecimento pelo atrito da carga útil com atmosfera. Se houver interesse no resgate da carga útil, um pára-quedas será acionado para diminuir a velocidade de queda. Há casos em que os resultados dos experimentos só são obtidos com a recuperação desta carga útil. Quando não há o resgate, a carga cai em queda livre. As características do suborbital do foguete VS30 são: apogeu de 140 Km, com cerca de 100 segundos de microgravidade (cf seção 6.2).

²⁴ Este movimento giratório em torno de seu próprio eixo longitudinal (*roll*) é utilizado nos foguetes de sondagem para estabilizar o movimento do foguete somente para a frente.

A recuperação da carga útil só é possível se algum meio de localização puder informar com precisão o ponto de impacto. Na maioria dos casos este meio de localização é um radar de trajetografia. Outra possibilidade é a de utilizar uma tecnologia chamada *slant range*, associada a outras informações colhidas por outros meios, telemetria, por exemplo, para determinar o local de pouso da carga útil. O receptor GPS ora em desenvolvimento também poderá ser utilizado para esta finalidade.

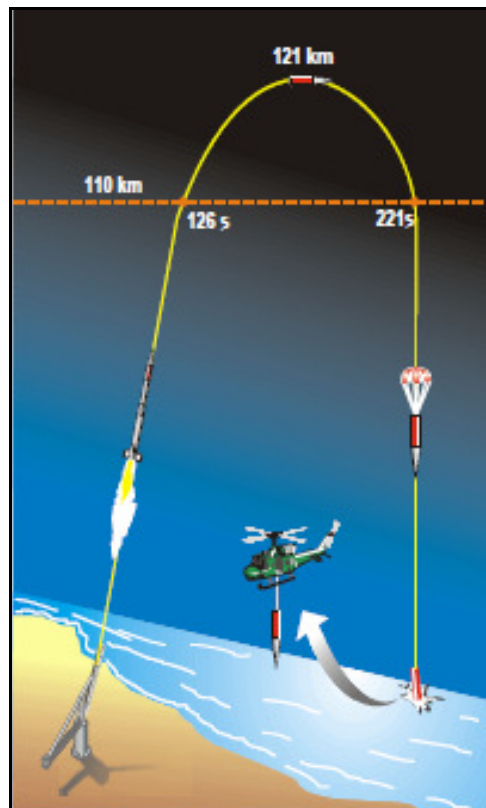


Figura 30: VS30 - Missão típica
Fonte: BRASIL, 2009a

Outra maneira de obter os dados dos sensores da carga útil durante o voo é fazer uso da estação de telemedidas. Equipada de uma antena móvel, esta estação acompanha o veículo recebendo os sinais de RF transmitidos pelo foguete, recuperam o pacote de dados de telemetria que estava modulado nestas frequências e decomutam, em tempo real, as informações mais relevantes. Ao mesmo tempo, o conjunto completo de informações recebidas é armazenado em algum meio para que possa ser recuperado após o voo.

Os radares de trajetografia, como já relatado, realizam o acompanhamento da trajetória e registram-na em algum meio que permita recuperá-

la. No caso de alguma perda de sinal por parte da estação de telemédidas ou de algum dos radares, há a possibilidade de que um meio de rastreio auxilie o outro a recuperar o apontamento correto ao foguete. Este processo denomina-se designação²⁵. Nos casos em que os dados de telemetria ficam armazenados somente em memória de massa, na própria carga útil, o uso da estação de telemédidas fica suprimido.

Em relação aos custos envolvidos, todos estes meios de rastreio em solo utilizam equipamentos bastante específicos e que não são produzidos em larga escala, portanto são caros. Os preços dos radares de trajetografia giram na casa dos milhões de dólares. O alcance do radar é um fator que influi nos custos. Para maior alcance, maior necessidade de potência transmitida. Para obtenção de tais potências utilizam-se as magnetrons, válvulas que tem tempo de vida limitado e de reposição cara. Tudo isto sem levar em conta que todos estes sistemas exigem manutenção constante para permanecerem em condições de uso. A possibilidade de utilização do receptor GPS em lugar de um radar de trajetografia economizaria todos estes gastos.

6.2 A operação Angicos

Inicialmente, o experimento do receptor GPS ORION estava previsto para voo de qualificação na operação CUMÃ II, que foi realizada no Centro de Lançamento de Alcântara, no Maranhão. Houve um atraso no cronograma de montagem do experimento pelas tentativas infrutíferas de soldagem dos componentes. Com isto o voo de testes do receptor ficou para a Operação Angicos, realizada cerca de seis meses após a Cumã II.

Para a operação Angicos o veículo escolhido foi um VS30 (figura 31), cujas características principais são as seguintes (ENCYCLOPEDIA ASTRONÁUTICA, 2009):

- Veículo monoestágio - motor/foguete do tipo S30;
- Massa total - 1400 Kg;
- Massa do motor - 1200 Kg;
- Apogeu - 140 Km;

²⁵ Dizemos, por exemplo, que o radar pode “designar” a estação telemédidas, o seja, o radar pode determinar qual posicionamento a antena de telemédidas deve assumir.

- Tempo de queima - 20s;
- Tempo de microgravidade – 100s;
- Empuxo na decolagem - 102.000 kN;
- Diâmetro (do motor)- 0,56m; e
- Comprimento total – aprox. 7,9m.

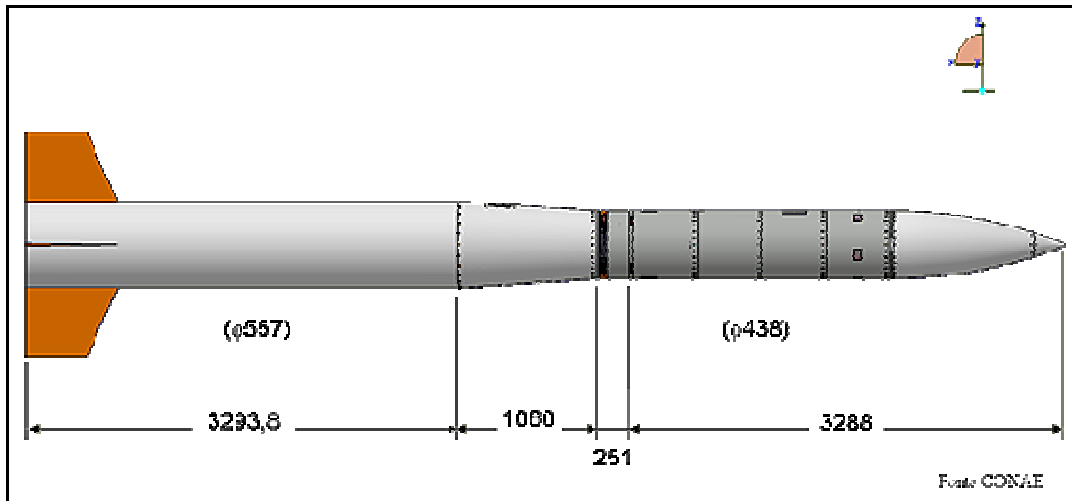


Figura 31: VS30 – Dimensões
Fonte: BRASIL, 2009b

6.3 Experimentos embarcados e perfil de voo

A carga útil desenvolvida para esta operação continha essencialmente experimentos argentinos do CONAE. Dentre estes experimentos estavam:

- Um sistema de navegação, *hardware* e *software*, de uma unidade de medidas inerciais com receptor de GPS integrado e um computador de bordo; e
- Um sistema de controle, *hardware* e *software*, composto por um processador, uma câmera de vídeo, células solares e atuadores pneumáticos.

O planejamento da missão previa o resgate da carga útil no mar, a fim de recuperar os experimentos e possibilitar a análise dos dados obtidos. Mesmo havendo a recuperação da carga útil, as informações dos experimentos foram transmitidas durante o voo por telemetria. O resgate foi realizado pela equipe SAR do IAE, transportada por dois helicópteros H-60 Black Hawk, do 7º Esquadrão do 8º Grupo de Aviação (Esquadrão Harpia) da FAB, sediado em Manaus. As aeronaves ficaram baseadas na BANT (Base Aérea de Natal) e uma embarcação da Marinha

de Guerra do Brasil, o navio patrulha Guaíba, também participou da Operação de resgate, como meio secundário de resgate da carga útil.

6.4 Resultados em voo

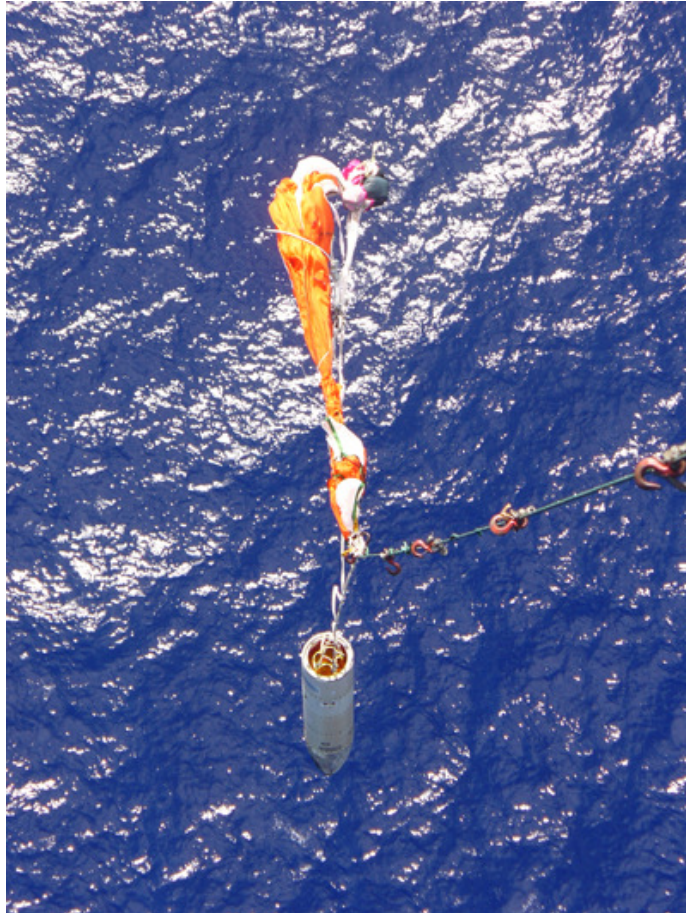
Em 16 de dezembro de 2007, o receptor ORION enfrentou seu primeiro voo experimental a bordo do VS39 XV07. O lançamento ocorreu no Centro de Lançamento da Barreira do Inferno com ignição do motor as 06h15min hora local (09:15:00 hora universal) (fotografia 13).



Fotografia 13: Contagem regressiva zero
Fonte: BRASIL, 2009c

Após um voo de cerca de 10 minutos numa trajetória considerada nominal e apogeu de 121 Km, a carga útil caiu no mar a cerca de 122 Km do local de lançamento. Com os dados de trajetografia do radar foi possível determinar o ponto de pouso no mar (fotografia 14) e encaminhar as equipes de resgate para lá. Por

volta da 08:30 da manhã daquele mesmo dia a carga útil resgatada do mar estava de volta ao CLBI (fotografia 15). O receptor ORION foi retirado do conjunto de equipamentos da carga útil e ao ser religado em bancada permanecia em pleno funcionamento.



Fotografia 14: Içamento visto do helicóptero
Fonte: BRASIL, 2009d



Fotografia 15: Carga Útil após a sua recuperação no mar é depositada em terra
Fonte: BRASIL, 2009e

Como recurso de validação do funcionamento do receptor, as mensagens NMEA geradas pelo receptor foram incorporadas à telemetria do foguete para que pudessem ser recebidas em solo durante o voo. Os dados recebidos seriam posteriormente comparados às informações de trajetografia obtidas dos radares de *tracking* utilizados no CLBI, ou seja, radares ADOUR e BEARN.

As informações disponíveis nas mensagens NMEA fornecidas pelo receptor GPS continham dados de:

- Posicionamento do receptor em coordenadas LLA;
- Data e hora universal;
- Número de satélites recebidos e utilizados pelo receptor;
- Dados sobre os satélites recebidos (SNR, nº SV, posição do satélite no espaço);
- Dados de precisão dos dados de posição (PDOP, VDOP, HDOP);
- Curso e velocidade;
- Informação sobre a qualidade dos dados (SPS, PPS, etc).

Nesta operação, o CONAE trouxe ao CLBI um conjunto de equipamentos para sincronismo e tratamento de dados dos seus experimentos. Estes equipamentos foram instalados em uma sala anexa a estação telemedidas.

Com o auxílio deste conjunto de equipamentos, foi disponibilizada uma saída serial com as mensagens NMEA tal qual eram geradas na carga útil. Estas mensagens eram recriadas com o uso dos dados recebidos em tempo real pela estação de telemetria do CLBI. Com esta informação, foi feito um controle do funcionamento do receptor durante todos os testes realizados anteriores ao voo. Este controle foi feito com o uso do *software* GPSDIAG e o auxílio de um computador equipado de interface serial, permitindo acompanhar visualmente as informações (figura 32). Cada teste realizado, tentativas de lançamento e o próprio voo tiveram seus dados NMEA armazenados em um arquivo tipo texto, uma facilidade oferecida pelo GPSDIAG.

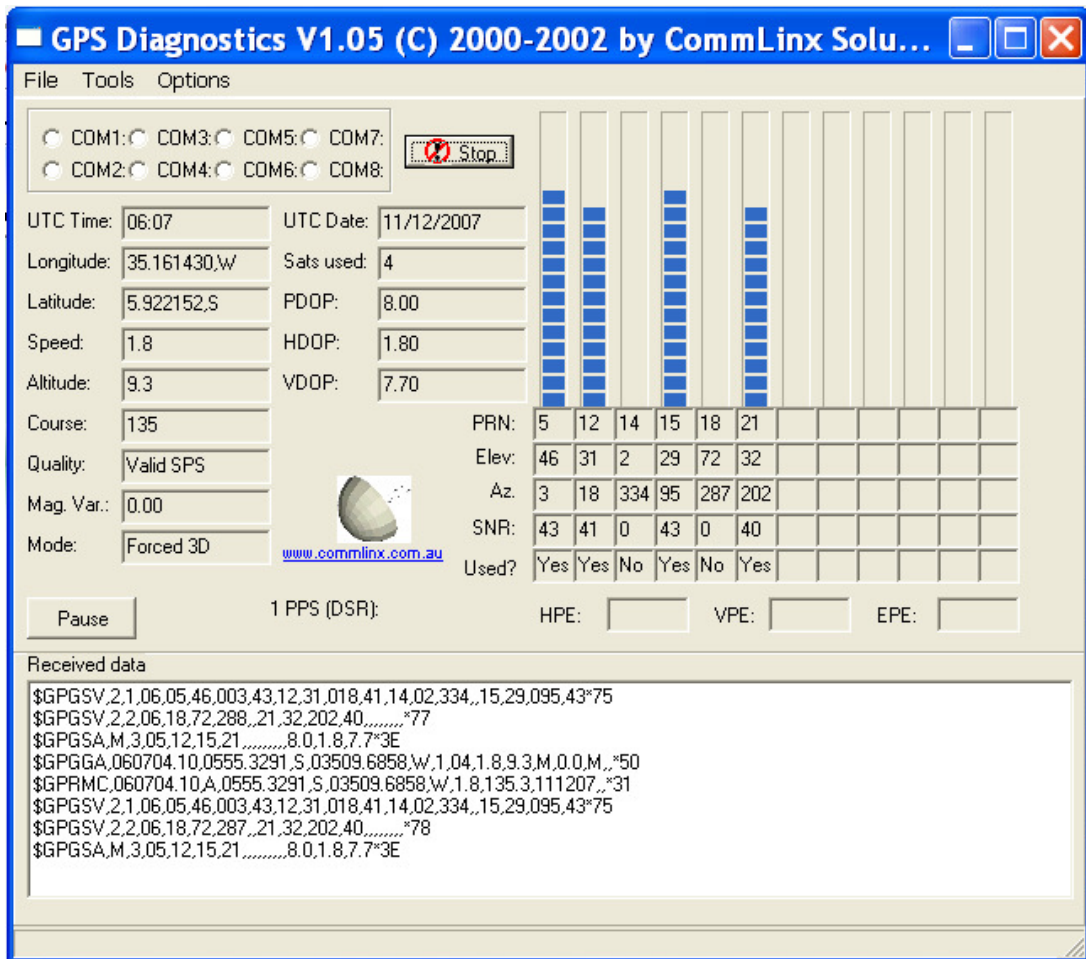


Figura 32: Tela do GPSDIAG
Fonte: elaborada pelo autor

Os dados eram fornecidos pelo receptor a uma taxa de 1Hz, ou seja uma nova posição a cada segundo. Com certeza esta cadência não era a mais adequada para acompanhamento da trajetória de um veículo tão rápido, mas havia os limites de cadência na entrada do codificador de telemédidas informadas na seção 4.7.2, ou seja, 4800 bps. Desta forma, as estimativas de velocidade média e aceleração média entre pontos sucessivos da trajetória foram obtidas subtraindo o valor de posicionamento de um dado ponto pelo anterior para encontrar o deslocamento durante 1 segundo.

Para ter uma idéia do desempenho do receptor, fazia-se necessário comparar os dados fornecidos com algum referencial. Neste caso, o referencial foi fornecido pelos radares de trajetografia do CLBI. Para que se entenda um pouco sobre a função deste tipo de radar, estes são capazes de acompanhar e determinar com ótima precisão a trajetória percorrida pelo foguete. O radar ADOUR tem precisão inferior ao radar BEARN, mas não foi possível obter dados confiáveis deste

radar na Operação Angicos. Em todo o caso, a precisão da medida realizada pelo radar não é fixa e depende de muitos outros fatores, tais como largura do pulso, trajetória, filtros internos e outros. Este texto não discutirá estes aspectos.

Não houve a possibilidade de submeter o receptor a um teste de funcionamento dinâmico em um simulador GPS. Com este procedimento, seria possível determinar com antecedência a precisão das medidas realizadas pelo receptor. Em todo o caso, os meios de localização do CLBI, neste caso os radares ADOUR e BEARN, tem cumprido adequadamente suas missões e tem plenas condições de serem utilizados como referencial de localização, para um comparativo com o receptor em teste.

As medidas de posicionamento do receptor ORION não serão, no entanto comparadas ao radar BEARN, embora ele seja considerado como o mais preciso, devido a um problema operacional ocorrido no momento do lançamento. Como o *transponder* utilizado no foguete tinha muita potência e o radar BEARN tem muita sensibilidade, esta condição causava o sincronismo do radar em um lóbulo secundário da portadora, com visível degradação da qualidade dos dados de trajetografia deste meio. Na figura 33 podemos verificar a falta de qualidade da trajetória fornecida pelo radar BEARN (n^o 1), receptor GPS (n^o 2) e a trajetória teórica prevista (n^o 3).

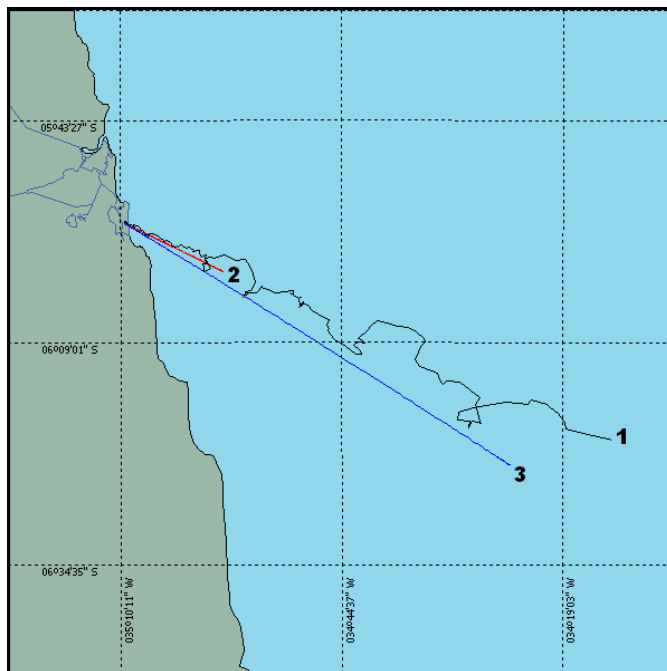


Figura 33: Trajetografia - Radar Bearn x GPS
Fonte: elaborado pelo autor

Um fator importante a realçar é que o codificador de telemidas da carga útil parou de funcionar aos 70 segundos de voo, impedindo assim, a coleta de informações de telemidas além deste instante. Este codificador de telemidas fazia parte do conjunto de equipamentos argentino e não tinha qualquer relação com o receptor GPS brasileiro. Nem mesmo com o resgate da carga útil foi possível a recuperação das informações do receptor após este evento. Somente o CONAE pode explicar a razão desta falha.

6.4.1 Pré-processamento dos dados recolhidos

Os seguintes dados coletados foram utilizados para análise e validação do funcionamento do receptor: a lista de dados de trajetografia dos radares do CLBI a uma taxa de 10Hz; e a lista de mensagens NMEA, a uma taxa de 1Hz, enviadas pelo receptor GPS.

Para realização de comparações entre a trajetória obtidas pelo radar e pelo receptor houve primeiramente a necessidade de conversão de coordenadas, uma vez que os dados dos radares estão definidos em coordenadas ECEF (geocêntricas) e as informações do GPS em formato Longitude/Latitude/Altura (geodésicas). Para facilidade de cálculo e melhor visualização dos gráficos, todos os dados obtidos do receptor GPS foram convertidos para a referência ECEF, arredondando o resultado para uma resolução de 1m, tal como os dados dos radares. No anexo D vemos o detalhamento do procedimento matemático para realização desta conversão e um gráfico demonstrando a correspondência entre as coordenadas.

As coordenadas ECEF coordenadas tem como referência o centro geográfico da terra e utiliza coordenadas cartesianas 3D, onde o centro da terra é o ponto (0,0,0). Assim um ponto no espaço fica definido pelo conjunto de valores XYZ de coordenadas. Este referencial facilita a compreensão dos resultados, não somente porque os radares oferecem normalmente os dados nestas coordenadas, mas especialmente pelo fato que torna possível os cálculos de velocidades e acelerações médias entre cada ponto e o subsequente, pois o tempo decorrido entre eles é de exatamente 1 segundo.

Como as cadências de geração dos dados de posicionamento entre o receptor e os radares eram diferentes, 1Hz e 10Hz, respectivamente, para que fosse possível obter dados fortemente correlacionados os dados deveriam ser sincronizados no tempo. Não havia, no entanto, na carga útil ou em solo, qualquer meio de sincronização dos referidos dados.

Uma dificuldade adicional foi a forma como os dados gerados pelos radares foram gerados. Estes não estavam na mesma cadência, em milissegundos, que os obtidos no receptor GPS. Para melhor entendimento, segue uma seqüência exemplo. Nos radares encontramos os dados nos instantes: 09:15:07:960, 09:15:08:060, 09:15:08:160, 09:15:08:260, 09:15:08:360, etc. Vê-se que na casa dos milissegundos repetem-se os valores 60, ou seja, 060, 160, 260, etc. Os dados do receptor GPS tem, na casa dos milissegundos, o valor 300, ou seja, um valor entre 260 e 360, que encontramos nos dados do radar.

Para análise inicial, os dados dos radares foram interpolados para que se pudessem ser estimadas as coordenadas XYZ entre nos milissegundos 300, utilizando os valores anteriores e posteriores (milissegundos 260 e 360). A análise com estes dados revelou certa coesão entre as trajetórias fornecidas pelos dois meios de rastreamento, mas também revelou, sob certa região do trajeto, diferenças de posicionamento muito acima das performances usuais do serviço SPS do sistema GPS. Isto chamou a atenção e trouxe dúvidas sobre a qualidade dos dados.

Esta suspeita levou a uma análise similar, utilizando os dados obtidos nos milissegundos 960²⁶, 060, 260 e 360, comparativamente aos dados do GPS, trazendo uma descoberta interessante: a maior correlação entre dados ocorria entre a trajetória fornecida pelo radar nos milissegundos 060 e a do receptor GPS. Além disto, a diferença de posicionamento entre os meios nesta condição caiu a valores próximos às performances esperadas pelo serviço SPS. Portanto, todas as análises que se seguirão utilizaram a comparação entre os dados do receptor GPS e os dados do radar Adour, nos instantes de milissegundo 060. Cabe, no futuro, um estudo aprofundado para encontrar a razão desta discrepância, uma vez que, com os dados disponíveis, não há como determinar a causa deste fenômeno.

²⁶ O milissegundo 960 para efeito deste estudo se refere a comparação do dado do GPS com aquele que foi oferecido no radar cerca de 340 ms anteriormente, por exemplo: 09:15:07:960 (radar), 09:15:08:300 (GPS).

6.4.2 Medidas de posição

No gráfico 5 vemos a trajetória em 3D com os dados do radar ADOUR e do receptor ORION convertidos em grandezas ECEF. Para efeito referencial a de facilitar a leitura visual deste gráfico, considera-se, apenas para este gráfico, que o ponto de partida do foguete corresponde ao vetor (0,0,0) ou o centro do eixo de coordenadas. Verificamos que os gráficos estão superpostos, e mesmo as projeções eixo a eixo exibidas no gráfico não permitem verificar qualquer diferença notória entra as duas trajetórias, embora os valores das grandezas de posicionamento sejam muito grandes. Em outros gráficos serão comparados eixo a eixo as diferenças de valores de posição do Radar ADOUR e GPS.

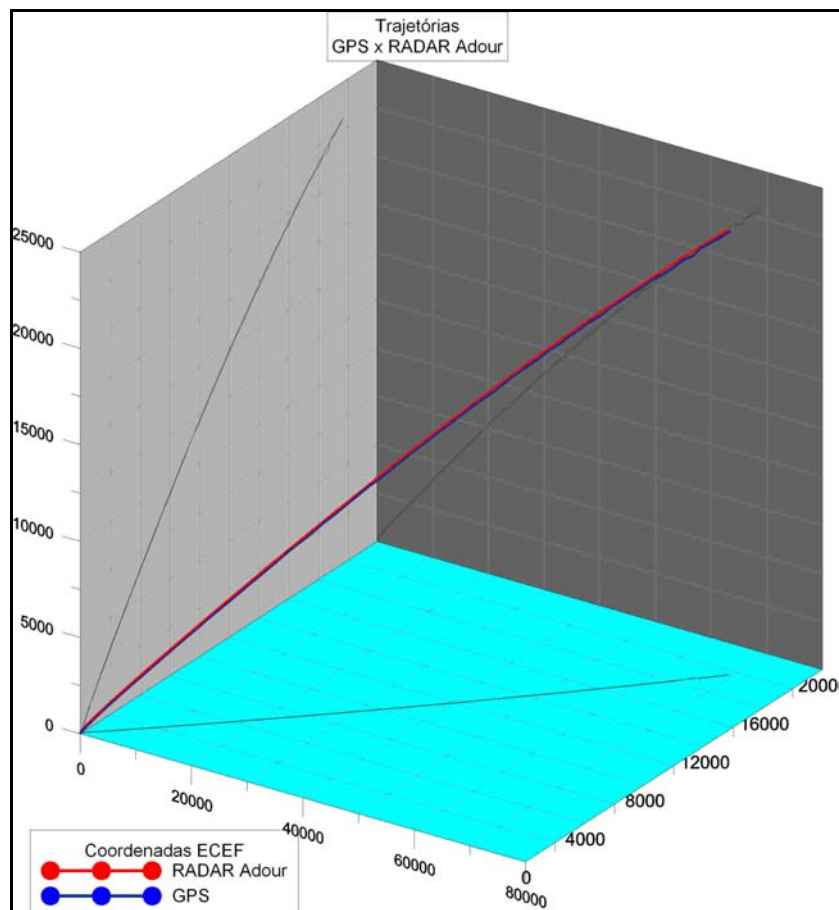


Gráfico 5: Comparativo - Trajetória GPS x RADAR
Fonte: elaborado pelo autor

Para que se possa ter uma melhor idéia das diferenças entre coordenadas de trajetória oferecidas pelo receptor GPS e pelo radar Adour, temos o gráfico 6. Nele encontramos uma curva por coordenada ECEF mostrando a diferença, em metros, entre os valores de posição no espaço informados pelo

receptor GPS e pelo RADAR a cada segundo de voo. Para melhor clareza, a linha vertical pontilhada que aparece a esquerda do gráfico representa o momento de ignição (H0). Alguns poucos segundos anteriores aparecem no gráfico para mostrar que, mesmo com o foguete na plataforma de lançamento, tanto o receptor GPS quanto o radar apresentam certa dispersão nos valores de posicionamento informado, algo em torno de alguns metros de diferença. Neste gráfico, além das curvas que apresentam as diferença eixo a eixo, três linhas horizontais apresentam a média dos valores de cada curva, respectivamente: 27,97m para o eixo X, -8,83 para o eixo Y e 12,75 para o eixo Z. Quando um valor é negativo significa que a coordenada oferecida pelo radar é menor que a oferecida pelo receptor GPS, caso mais freqüente na curva do eixo Y.

Vemos também no gráfico XX que em toda a fase propulsada, ou seja, até 21 segundos de voo, os as diferença de coordenadas de posição em todos os eixos estão em torno da performance sugerida pelo sistema GPS para o serviço SPS. É somente após a fase propulsada, após 21 segundos, e especialmente no fim do trecho onde os dados foram obtidos, entre 60 e 70 segundos, que as diferenças entre os dados fornecidos pelos dois meios se acentuam nos três eixos, sendo o eixo X o que apresenta as maiores diferenças.

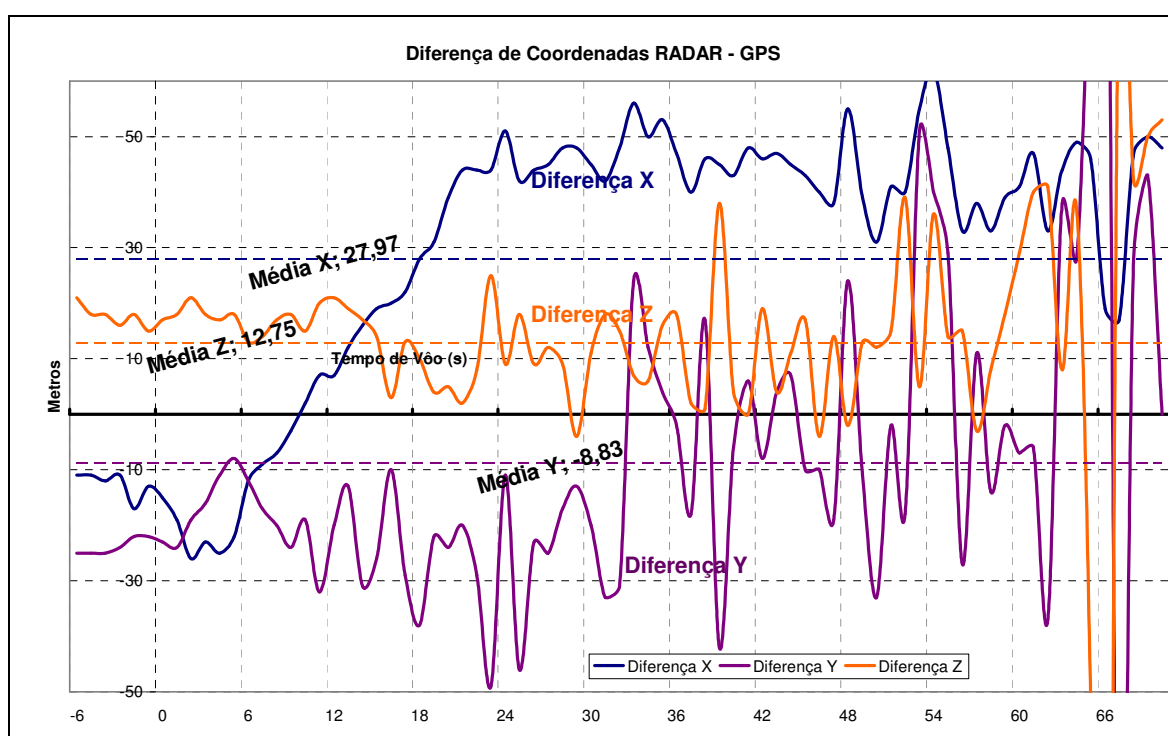


Gráfico 6: Diferença de coordenadas (RADAR - GPS)

Fonte: Elaborado pelo autor

Isto sugere que as diferenças de posicionamento muito acima da performance esperada se devem muito provavelmente dos dados do radar neste trecho e não da qualidade dos dados do receptor. Para ilustrar melhor esta teoria, cabe uma rápida observação no gráfico 07. Num pequeno trecho de dados de trajetografia fornecido pelo radar com cerca de 2 segundos de duração, percebe-se claramente que o mesmo não é linear. Estas pequenas oscilações que não aparecem nos dados fornecidos pelo receptor fazem-nos acreditar nesta hipótese. Nos outros eixos este fenômeno também se repete.

Em todo o caso, para estimar a maior diferença encontrada entre a posição tridimensional fornecida pelos dois meios de rastreio temos o gráfico 7. Para realizá-lo foi calculado o valor do módulo de cada vetor posição fornecido pelo receptor e pelo radar. Em seguida a diferença entre eles, em valores absolutos. Esta medida dá uma idéia, em metros, da diferença de posição oferecida pelos dois meios. Em média, os dois meios estão afastados na casa dos 31,45m. A maior diferença obtida foi em torno de 52m e ocorreu logo após a fase propulsada do voo.

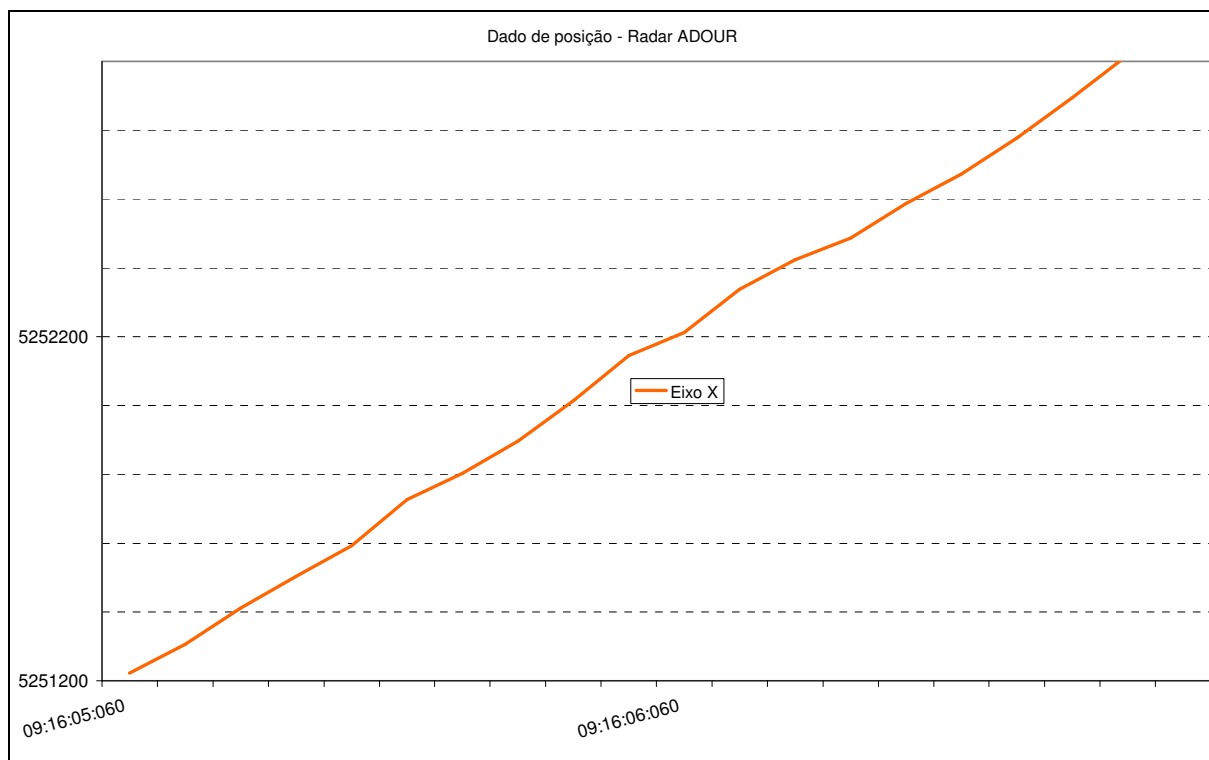


Gráfico 7: Trecho de trajetória fornecida pelo Radar
Fonte: Elaborado pelo autor

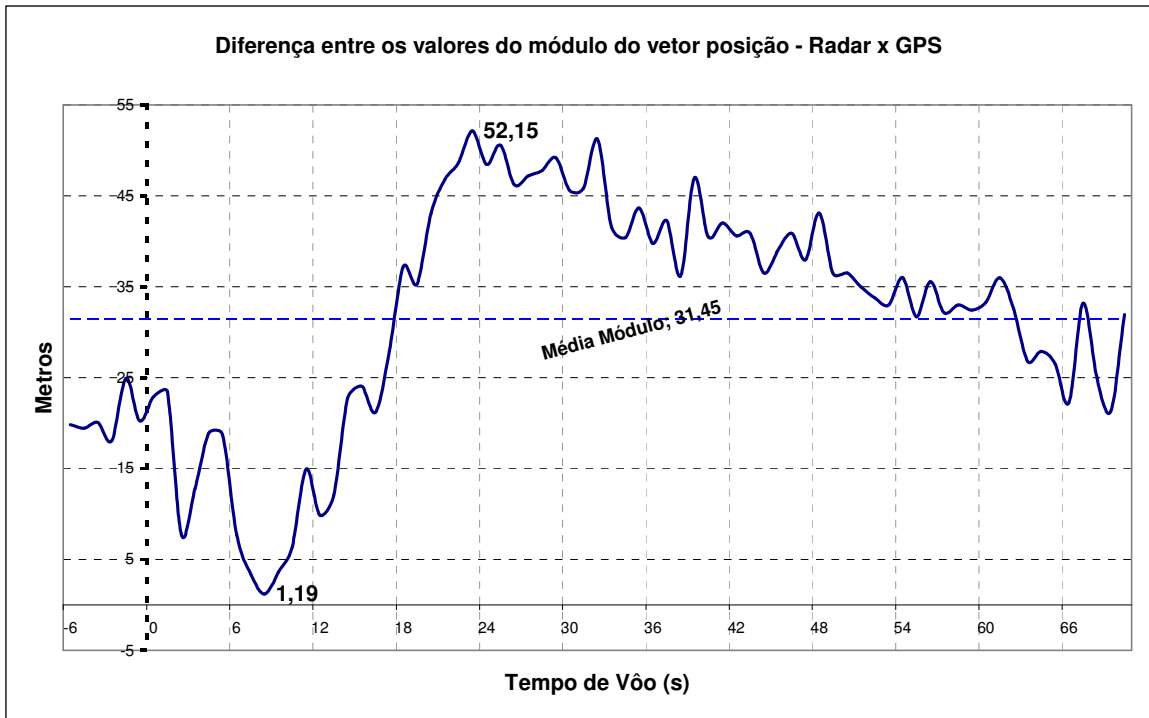


Gráfico 8: Diferença de posição entre o Radar e o Receptor GPS

Fonte: Elaborado pelo autor

A performance verificada nestes gráficos, especialmente na fase propulsada, está muito próxima daquela obtida no teste de avaliação de três receptores GPS (BULL et al. 2002) onde um dos receptores em avaliação era o ORION.

Na tabela 6, transcrita de Bull et al. (2002), vemos as diferenças de posicionamento entre os receptores G12 Ashtech, usado como a referência e o ORION. O G12 é um receptor GPS de alta performance fabricado pela Ashtec. Com estes dados verificamos um erro pontual máximo de 341,1 m, e um erro RMS máximo de 114,5. Os valores de erro médio nos mostram o receptor ORION muito próximo do G12, pois o maior valor, em módulo, encontrado na tabela é 8,8.

Tabela 6: Comparação de desempenho – Orion x G12 Ashtech

Flight Phase	Mean (m)			RMS(m)			Max (m)
	X	Y	Z	X	Y	Z	
Launch Site	0.9	2.2	4.9	3.6	2.2	14.7	39.7
Boost Phase	8.8	3.9	-0.2	26.6	29.6	114.5	341.1
Free Flight	-1.2	1.2	-0.3	1.0	0.8	3.1	12.8
Reentry	-6.2	8.3	0.7	20.4	25.8	19.9	120.1
Descent	0.6	1.9	0.7	1.3	1.3	2.4	6.9

Fonte: BULL et al. 2002

Embora a tabela acima seja apenas referencial, mas fica evidente que o maior erro ocorre na fase propulsada (*boost phase*) (cf. colunas “RMS” e “Max” da tabela) e que o erro máximo está na ordem de centenas de metros.

6.4.3 Medidas de velocidade

Para uma análise similar a realizada com os dados de posicionamento, seria interessante dispor de algum meio de determinação da velocidade do foguete. Desta forma seria possível avaliá-la como dos parâmetros dinâmicos no qual o receptor deveria suportar. Uma maneira estimada de obter a velocidade do foguete, tendo em vista que as amostras de posicionamento são fornecidas na razão de 1 Hz, é e de calcular a diferença de posição entre um ponto no espaço e sua posição no segundo anterior. Não se trata de velocidade instantânea, mas como os dados de posição estão em metros e o de tempo em segundos, temos uma estimativa de velocidade em m/s (gráfico 9)

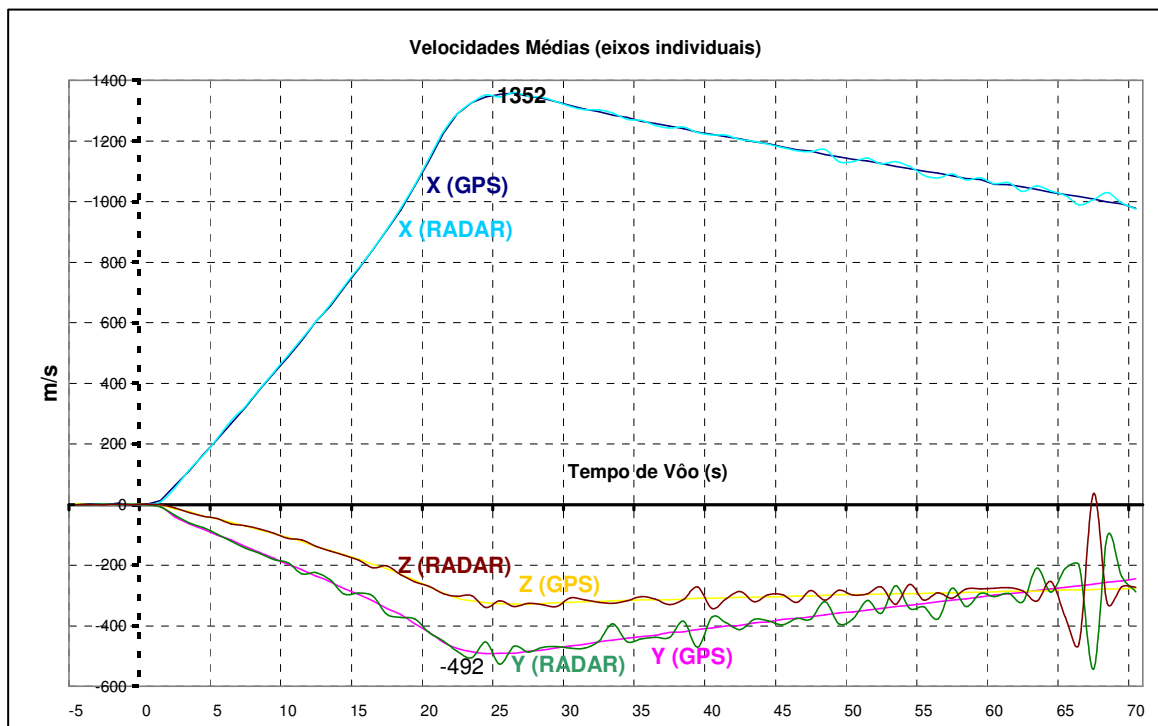


Gráfico 9: Velocidade média (eixos cartesianos)

Fonte: Elaborado pelo autor

Algumas descobertas aparecem no gráfico 9. Vendo o movimento desta forma decomposta (com eixos X, Y e Z separados) descobrimos que o as maiores velocidades atingidas pelo foguete acontecem no eixo X e alguns segundos ao final da fase propulsada, ou seja, em torno de 22 segundos de voo. Esta velocidade é de

1352 m/s (aprox. 4900 Km/h). Na fase balística, que começa imediatamente após a fase propulsada, a velocidade diminui um pouco, mas continua acima dos 1000 m/s. A menor velocidade obtida após nesta fase é de 977,880 m/s (cerca de 3500 Km/h). Mesmo com velocidades desta ordem, o receptor permaneceu enviando continuamente os dados de seu posicionamento, o que significa que o efeito *doppler* causado pelas velocidades desenvolvidas pelo veículo estiveram dentro dos limites de funcionamento do receptor.

No eixo Y temos velocidades mais modestas que as encontradas no eixo X. Mesmo assim, atinge valores na ordem de 500 m/s. No eixo Z a velocidade máxima está próxima de 350 m/s. Todas as velocidades máximas ocorreram no fim da fase propulsada do voo.

Os valores negativos para os valores de velocidade do eixo Y e Z são apenas referenciais, significando que estamos a leste de Greenwich e, portanto negativos em relação ao eixo Z porque estamos abaixo da linha do Equador (cf. anexo D).

Em todos os eixos os dados obtidos do radar praticamente se superpõem aos dados do receptor GPS. Observa-se, inclusive, que as curvas com os dados do GPS são mais suaves e com menos oscilações.

Com respeito às velocidades de deslocamento do foguete em relação a seu movimento no espaço, ou seja, o movimento resultante da combinação dos movimentos tridimensionais, podemos utilizar o módulo do vetor velocidade. Podemos realizar o mesmo cálculo com os dados do radar e apresentá-los comparativamente num mesmo gráfico. Estas curvas aparecem no gráfico 10.

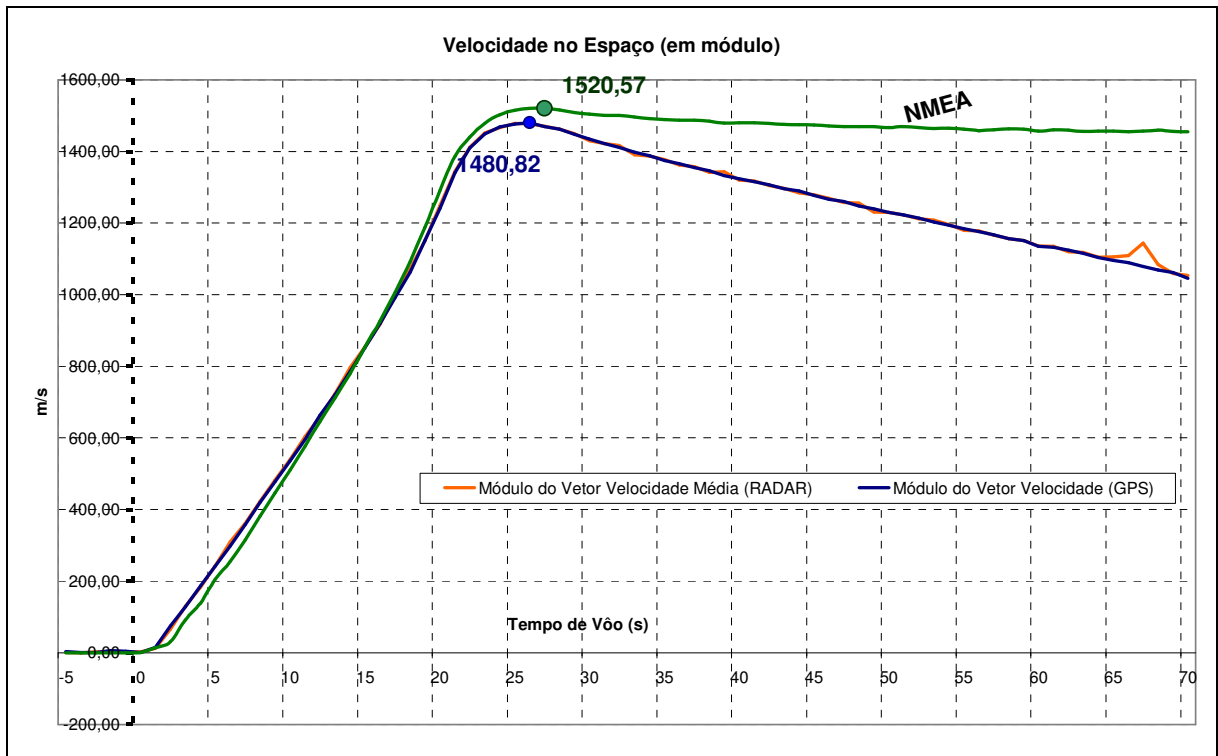


Gráfico 10: Módulos do Vetor Velocidade (Radar e GPS)
Fonte: Elaborado pelo autor

Comparando os gráficos 9 e 10 constatamos que o módulo do vetor velocidade é fortemente influenciado pelo movimento do foguete no eixo X. Na verdade estas curvas tem praticamente o mesmo formato. A maior velocidade atingida, em módulo, foi 1480,82 m/s.

Em uma das mensagens NMEA fornecidas pelo receptor há um parâmetro velocidade. Trata-se da velocidade horizontal²⁷ do seu movimento. Este valores nada tem a ver com as velocidades calculadas no espaço. Em todo caso, a curva denominada NMEA, acrescida no gráfico 10, nos possibilita verificar a similaridade entre as duas curvas de velocidade (NMEA, GPS e Radar) e compreender o comportamento do veículo em voo. Temos uma fase propulsada, que ocorre entre 20 a 23 segundos, seguida de uma fase balística. Neste trecho os valores de velocidade NMEA tendem a ser modificar pouco, o que significa uma baixa aceleração horizontal, pois se trata do início da fase de microgravidade. As velocidades máximas encontradas nestas curvas são próximas a 1500 m/s.

²⁷ A velocidade sobre um plano horizontal imaginário que passa sobre a superfície da terra.

6.4.4 Medidas de aceleração

Tendo em vista a aplicação primária do receptor é utilizá-lo em veículos de alta dinâmica, os valores máximos de velocidade e aceleração são fundamentais para aferir o funcionamento do receptor em veículos desta natureza. No gráfico 11 vemos a aceleração desenvolvida pelo foguete eixo a eixo. O primeiro gráfico corresponde ao eixo X. Neste gráfico verificamos uma aceleração máxima de cerca de 9g (aproximadamente 90 m/s^2).

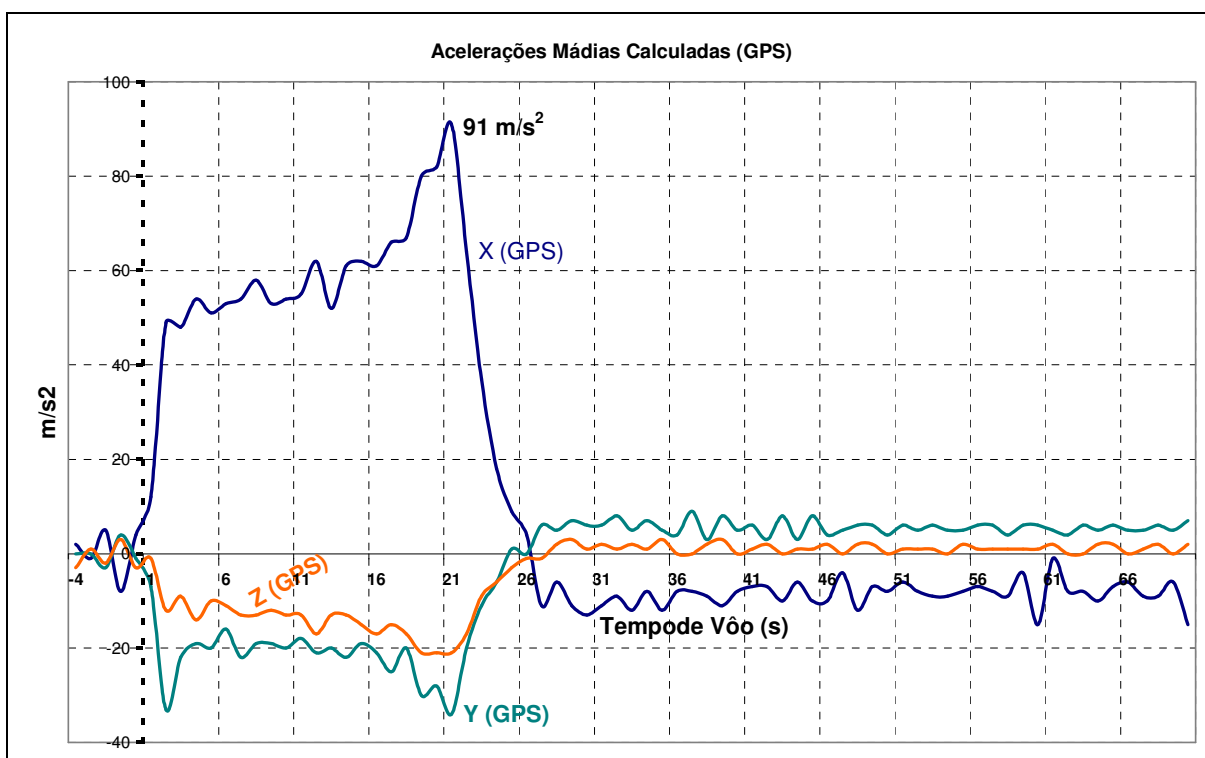


Gráfico 11: Aceleração média em m/s^2 (dados do receptor GPS)
Fonte: elaborado pelo autor

O gráfico 12 mostra a aceleração longitudinal (eixo X) obtida dentre os dados de telemetria, mais precisamente de um acelerômetro. Podemos verificar a similaridade com o gráfico anterior, demonstrando mais uma vez a qualidade dos dados fornecidos pelo receptor GPS.

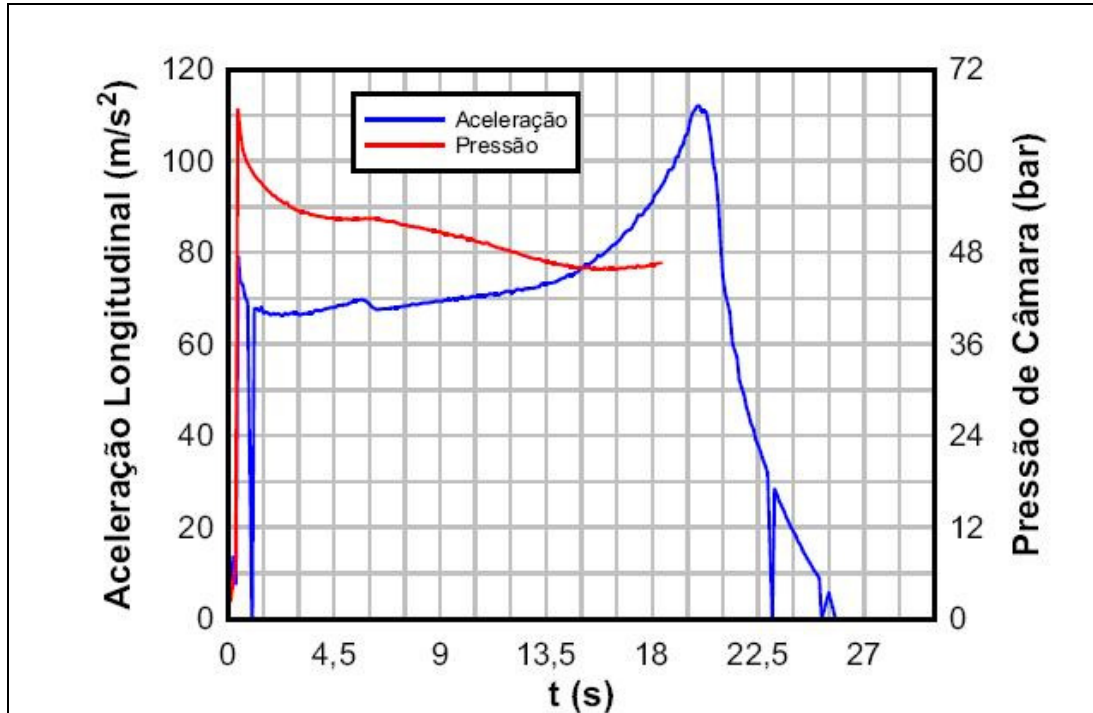


Gráfico 12: Aceleração média em m/s^2 (dados de acelerômetro)
 Fonte: RAPOZO, 2008, p. 5/18

Nos eixos Y e Z vemos acelerações mais modestas, mas ainda verificamos valores da ordem de $35 m/s^2$ ($\approx 3,5g$), no eixo Y, e cerca de $20 m/s^2$ no eixo Z.

6.4.5 Sensibilidade do receptor

Em relação ao aspecto sensibilidade do receptor, as informações obtidas nas mensagens NMEA nos indicam quantos satélites o receptor tem em visada e a qualidade do sinal recebido em termos de relação sinal/ruído. Aspectos tais como a qualidade da antena utilizada evidentemente tem influência no resultado, mas o receptor desempenhou com louvor seu papel.

No gráfico 12 temos nas linhas horizontais os 10 satélites cujos sinais estiveram em visada, ordenados pelos seus números de identificação. As barras horizontais mostram as variações de relação sinal ruído e os números dentro das barras representam a diferença entre a maior e menor relação sinal/ruído durante o voo.

Além do número expressivo de satélites recebidos, vemos que nenhum deles, apesar das variações na relação sinal/ruído, teve seu sincronismo perdido

durante o voo.

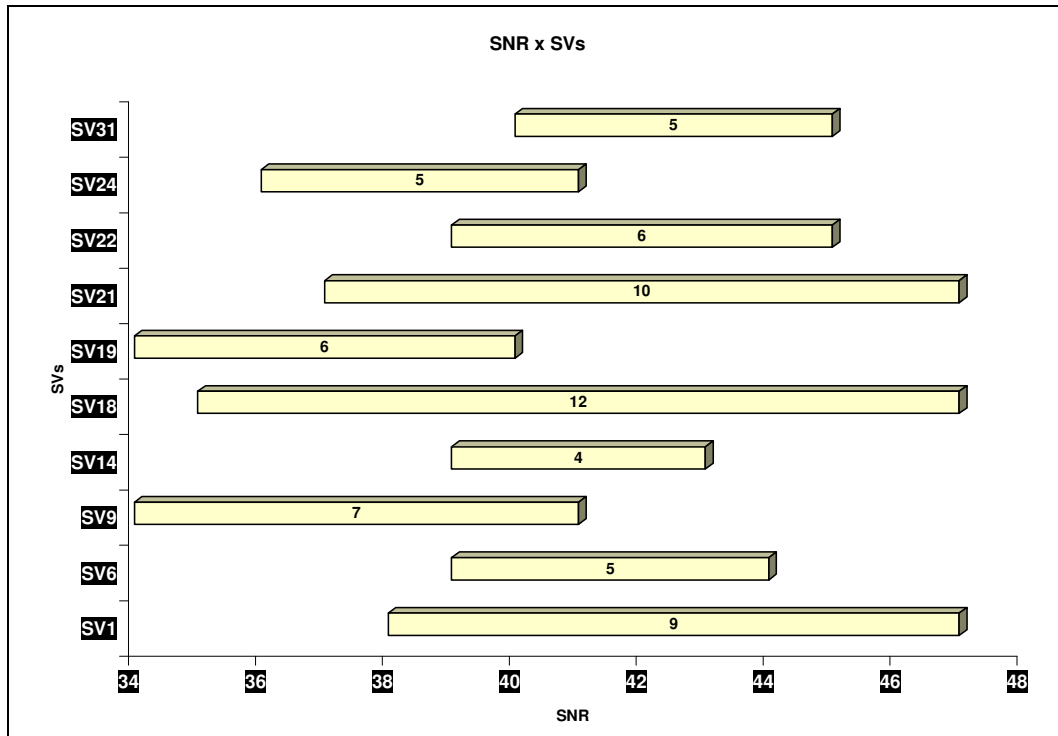


Gráfico 13: Variação da relação sinal/ruído dos satélites recebidos

Fonte: elaborado pelo autor

6.4.6 Comparação com o Segundo GPS

Um outro indicativo do desempenho do receptor é a comparação dos dados de posição entre o receptor desenvolvido neste projeto e o outro receptor instalado pelo CONAE na carga útil do VS30. Neste caso, poucos dados foram recuperados e os mesmos estão em menor quantidade que os disponíveis pelo receptor ORION. Em todo caso, como comparação sumária temos o gráfico 13.

Nele percebemos, não somente uma perturbação nos dados iniciais, bem como a diferença se suavidade das curvas, que mostram um desempenho superior do ORION. A súbita supressão de dados do receptor argentino logo após o mesmo atingir alturas na faixa dos 20km, uma vez que o outro receptor permaneceu muito mais tempo fornecendo dados, sugere que o mesmo não foi capaz de ultrapassar os limites dinâmicos impostos aos receptores convencionais.

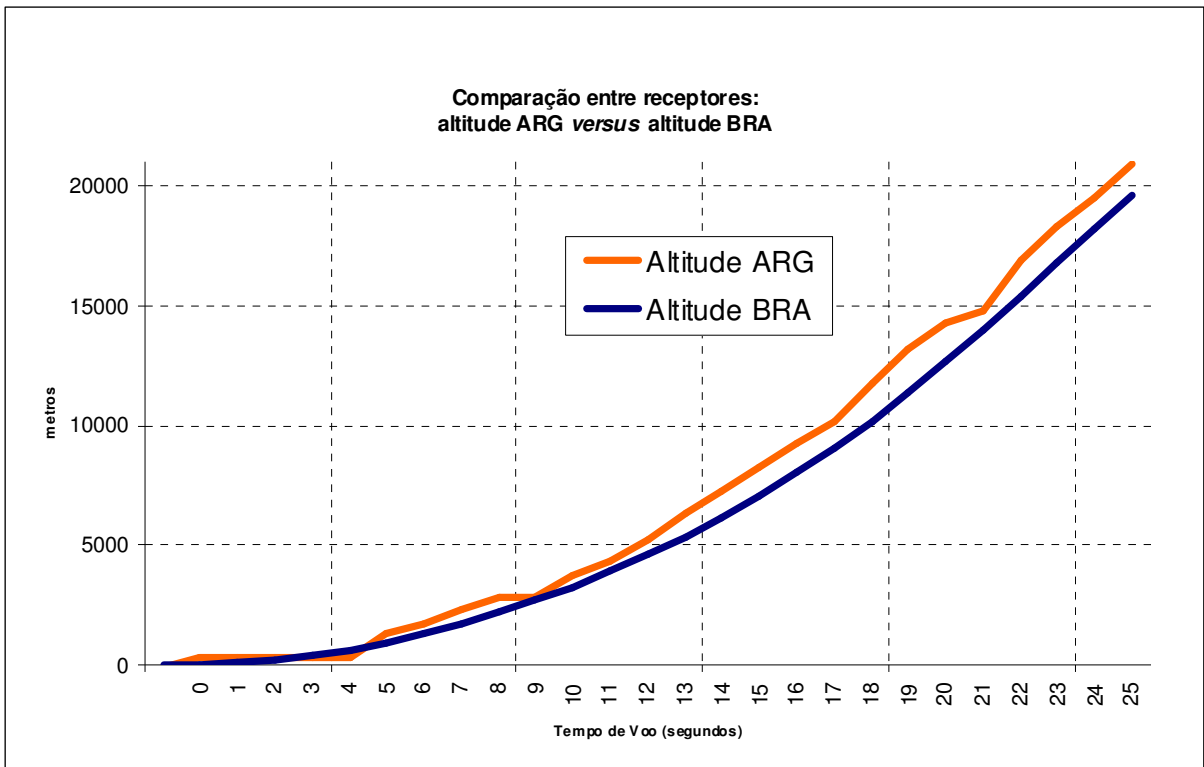


Gráfico 14: Dados de altitude dos receptores GPS (Argentino e Brasileiro)

Fonte: Elaborado pelo autor

7. CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

O desenvolvimento deste protótipo teve como objetivos a aquisição de vários tipos de conhecimentos:

- O processo de soldagem de circuitos SMD e testes de conformidade;
- A escolha de componentes de alta qualidade e especiais;
- O processo de adaptação de um circuito para uso espacial.

Um ganho de conhecimento adicional inicialmente não buscado pelo projeto foi o processo de importação de componentes de alta qualidade e especiais para montagens especiais. As dificuldades iniciais para aquisição dos componentes forçaram a busca por alternativas viáveis para esta importação, especialmente quando as quantidades destes componentes eram muito pequenas, que foi o nosso caso. Nas alternativas encontradas estão a compra através de importadores especializados ou recorrer a grandes distribuidores e semicondutores encontrados na internet. Dentre os distribuidores encontramos: a Digikey, a Newark, a Arrow e outros.

Não houve nenhuma grande mudança no *hardware*, ou seja, nos circuitos eletrônicos do receptor. Nesta perspectiva algumas modificações são sugeridas para atualização do receptor com novos dispositivos eletrônicos, seja para melhora de desempenho, seja pela disponibilidade no mercado de certos componentes. Obviamente a placa de circuito impresso também seria modificada.

Dentre as modificações sugeridas encontram-se:

- Inclusão de um sistema de sincronismo de tempo, entre os meios em solo e em vôo, permitindo um comparativo mais preciso entre dados do radar (ou outros) e do receptor GPS;
- Substituição do processador ARM60B por outro mais moderno;
- Troca das memórias EPROM e RAM por memórias mais modernas;
- Adição de um sistema de armazenamento em massa dos dados de GPS para recuperação pós-voo;
- Modificação do *software* de voo;
- A alteração da tensão de alimentação de 5V para 3.3V reduzindo a dissipação de potência;

- A inclusão de um circuito para “hibernação” do receptor, aproveitando esta característica presente no *chipset* GP2000; e
- Estudos mais detalhados sobre a imunidade a radiação.

Com relação às modificações de *software* são muitas as possibilidades. Um exemplo disto seria a inclusão de rotinas adicionais para sincronismo dos sinais recebidos (PLL), para tratamento DGPS (GPS diferencial) ou para modelagem de erros devidos a propagação de sinais na ionosfera.

Outra sugestão que poderá ser concretizada no futuro é o teste do receptor com sinais simulados em perfis de voo diferenciados e definidos. Com um simulador é possível determinar diversas trajetórias, quantidade de sinais de satélites e relação sinal/ruído dos sinais, para encontrar os limites de desempenho do receptor em bancada.

7.1 Resultados obtidos

Com os resultados obtidos, ficou evidenciado que estes objetivos foram atingidos. O receptor funcionou perfeitamente, e, além disso, foi recuperado junto com a carga útil e continua em perfeito funcionamento. A montagem física, ou seja, a soldagem e a caixa de instalação resistiram, não somente os testes de aceitação, bem como ao voo com reentrada e recuperação no mar.

A aquisição dos componentes eletrônicos, que necessitaram ser importados, causou certo atraso na primeira montagem, mas foram as dificuldades advindas da aquisição do TCXO, cujo componente sugerido não estava disponível no mercado, que causaram o maior dano ao cronograma de execução.

Por outro lado, o teste inicial do receptor necessitava de um voo de foguete de sondagem e houve apenas dois veículos disponíveis durante a fase de montagem do receptor. Como no voo do primeiro foguete, na operação Cumã realizada no Centro de Lançamento de Alcântara, a montagem e testes do receptor não estavam concluídos, restou sua inclusão dentre os experimentos da operação Angicos.

Esta demora em realizar o primeiro voo experimental evidentemente

trouxe perdas no aspecto de validação do receptor, que poderia ter tido dois voos de teste nestes últimos dois anos. No entanto, a carga útil da operação Cumã não pode ser resgatada e, conseqüentemente, se perdeu. Com o resgate pleno de êxito da carga útil da operação Angicos, foi possível, não somente verificar que o receptor continua em funcionamento, bem como prepará-lo para mais um voo de testes, hoje previsto para maio de 2009.

Os gráficos apresentados no capítulo anterior, embora com poucos segundos do voo, puderam comprovar que o receptor funcionou adequadamente e dentro de padrões esperados de precisão, embora este voo inicial fosse apenas de validação de funcionamento.

O projeto possibilitou, tal como descrito no subtítulo desta dissertação, construir e validar em voo e condições de alta dinâmica um receptor de sinais GPS. Agora e com base neste protótipo, tem-se know-how e conhecimento para permitir melhoramentos deste protótipo até que o mesmo possa ser utilizado num ambiente ainda mais inóspito, tal como num satélite.

Referências

BRASIL. Ministério de Defesa. Comando da Aeronáutica. COMANDO-GERAL DE TECNOLOGIA AEROSPACIAL. **Missão típica.png**. 2009a. Largura: 181 pixels. Altura: 300 pixels. 96 dpi. 24 bit RGB. 43752 bytes. Formato PNG. Disponível em: <http://www.cta.br/Op_Angicos/apresentacao.html>. Acesso em: 26 nov. 2009.

_____. **VS30 - Dimensões.png**. 2009b. Largura: 600 pixels. Altura: 279 pixels. 96 dpi. 24 bit RGB. 39499 bytes. Formato PNG. Disponível em: <http://www.cta.br/Op_Angicos/vs30.html>. Acesso em: 26 nov. 2009.

_____. **Contagem regressiva zero.png**. 2009c. Largura: 500 pixels. Altura: 695 pixels. 96 dpi. 24 bit RGB. 1019 Kbytes. Formato PNG. Disponível em: <http://www.cta.br/Op_Angicos/>. Acesso em: 26 nov. 2009.

_____. **Içamento visto do helicóptero.png**. 2009d. Largura: 400 pixels. Altura: 533 pixels. 96 dpi. 24 bit RGB. 625 Kbytes. Formato PNG. Disponível em: <http://www.cta.br/Op_Angicos/>. Acesso em: 26 nov. 2009.

_____. **Carga Útil após a sua recuperação no mar é depositada em terra.png**. 2009e. Largura: 400 pixels. Altura: 326 pixels. 96 dpi. 24 bit RGB. 266 Kbytes. Formato PNG. Disponível em: <http://www.cta.br/Op_Angicos/>. Acesso em: 26 nov. 2009.

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Terceiro Anúncio de Oportunidade (3º AO): Chamada para Propostas de Desenvolvimento de Experimentos em Microgravidade**. 2006. Disponível em: <http://www.aeb.gov.br/download/PDF/microgravidade/microgravidade_3AO_Final.pdf>. Acesso em: 22 mar. 2007.

BULL, Barton et. al. **Flight Performance Evaluation of three GPS receivers for sounding rocket tracking**. IN: ION National Technical Meeting, San Diego, 2002. Disponível em: <www.weblab.dlr.de/rbrt/pdf/IONNTM_02.pdf>. Acesso em: 03 mar. 2008.

COHEN, Clark E. et al. **Space flight tests for attitude determination using GPS**. International Journal of satellite communications, v12, p. 27. Disponível em: <<http://gps.csr.utexas.edu/~lightsey/papers/IJSC,%2012-94.pdf>>, p 4. Acesso em: 25 maio. 2008.

ECS INC INTERNACIONAL. **VC-TX0-30SM series datasheet**. s/d. Disponível em: <<http://www.ecsxtal.com/store/pdf/vc-txo-39smx.pdf>>. Acesso em: 23 jun. 2005

EL-RABBANY, Ahmed. **Introduction to GPS: the global positioning system**. Norwood: Artech House, 2002. (Artech House mobile communications series). ISBN 1-58053-183-0.

ENCYCLOPEDIA ASTRONAUTICA. **Sonda**. Disponível em: <<http://www.astronautix.com/lvs/sonda.htm>>. Acesso em: 26 nov. 2009.

ENDERLE, Werner; BOYD, Cameron; KING, Jan. A. Joint Australian Engineering (Micro) Satellite (JAESat) - A GNSS Technology Demonstration Mission. **Journal of Global Positioning Systems**. Calgary, Vol. 4, No. 1-2, p. 277-283. 2005. Disponível em: <http://www.gmat.unsw.edu.au/wang/jgps/v4n12/v4n12p34.pdf> Acesso em: 21 nov. 2009.

FABRI Sergio Mauri; FERREIRA, Luiz Danilo Damasceno; LOPES, Roberto Vieira da Fonseca. **Determinação de atitude de satélites artificiais com o uso do gps**. Boletim de Ciências Geodésicas, Curitiba, v. 3, 1998. Curitiba, p.82-84. Disponível em: <<http://ojs.c3sl.ufpr.br/ojs2/index.php/bcg/article/view/1486/1240>>. Acesso em: 11 nov. 2008.

FENG, Yanming **Applications of GPS in space programs**. GPS Solutions, 2002, v6, p.126–127. Disponível em: <<http://www.springerlink.com/content/unp3twjvkvbgt4kx/fulltext.pdf>>. Acesso em: 11 nov. 2008.

FRENCH, Gregory T. **Understanding GPS: an introduction to Global Positioning System**. Bethesda: GeoResearch, 1996. ISBN 0-9655723-0-7

GLOBAL SMT & PACKAGING. **More solder balling caused by spitting.jpg**. 2007. Largura: 500 pixels. Altura: 335 pixels. 96 dpi. 24 BIT RGB. 54943 bytes. Formato JPEG. Disponível em: <http://www.globalsmt.net/troubleshooter/wave_solder_ball.htm>. Acesso em: 23 maio 2007.

GREENBERG, Andrew. **Open source software for commercial off-the-shelf GPS receivers**. 2005. 82 p. Dissertação (Master of Science in electrical and computer engineering) - Portland State University, Portland, 2005. Disponível em: <http://gps.psas.pdx.edu/GpsResources/oss_for_cots_gps_receivers.pdf>. Acesso em: 23 mar. 2007.

GREWAL, Mohnder S.; WEILL, Lawrence R.; ANDREWS, Agnus P. **Global positioning systems, inertial navigation and integration**. 2 Ed. New York: John Wiley & Sons, 2007.

HUMANN, Marta Carvalho (org.). **Programa Microgravidade: Relatório Final da Operação CUMÃ II**. Brasília. 2008. Disponível em: <[http://www.aeb.gov.br/download/microgravidade/Cumall/UFRN-GPS PARA APLICACOES AEROESPACIAIS-OPERACAO ANGICOS.pdf](http://www.aeb.gov.br/download/microgravidade/Cumall/UFRN-GPS_PARA_APLICACOES_AEROESPACIAIS-OPERACAO_ANGICOS.pdf)>. Acesso em: 23 nov. 2009.

HUMANN; Marta Carvalho (Org.), CORRÊA JR, Flávio Azevedo (Colab.); MARTINS DA SILVA, Suely (Colab.). 2003, p. 175: **PROJETO MICROGRAVIDADE: Resultados Finais do 1º Anúncio de Oportunidades (AO)**. Disponível em. <http://www.aeb.gov.br/download/microgravidade/Relatoriopag_1_34_AEB.pdf>. Acesso em: 30 jun.2008.

I.B. & M.A. DE LANDE LONG *SOFTWARE* + CONSULTANCY. **Spacecraft Packet Telemetry Overview.gif**. 2007. Largura: 409 pixels. Altura: 103 pixels. 96 dpi. 24 BIT RGB. 3 Kbytes. Formato GIF. Disponível em: <<http://www.delandelong.com/ovtm.htm>>. Acesso em: 23 mai. 2007.

_____. **Telemetry Encoder Shell in an on-board application.gif**. 2007. Largura: 491 pixels. Altura: 632 pixels. 96 dpi. 24 BIT RGB. 10 Kbytes. Formato GIF. Disponível em: <<http://www.delandelong.com/tmencsh.htm>>. Acesso em: 23 mai. 2007.

INTEL. **Intel_XEON_5500.jpg**. 2009. Largura: 566 pixels. Altura: 566 pixels. 96 dpi. 24 BIT RGB. 504930 bytes. Formato JPEG . Disponível em: <<http://download.intel.com/pressroom/kits/xeon/5500series/images/092085-009.jpg>>. Acesso em: 23 nov. 2009.

JACQUES, Lionel. **Thermal Design of the Oufi-1 nanosatellite**. Liège, 2009, 130 p. Dissertação (Master in Aerospace Engineering) – University of Liège. Disponível em: <www.leodium.ulg.ac.be/cmsms/uploads/08-09_Jacques.pdf>. Acesso em: 01 dez. 2009.

KAPLAN, Elliott; HEGARTY, Christopher (Eds.). 2 ed. **Understanding GPS: principles and applications**. Norwood: ARTECH HOUSE. 2006.

LEDVINA, Brent. M.; MOTA, Francisco das Chagas; KINTNER, Paul .M., **A coming of age for GPS: A RTLinux GPS receiver**. Proceedings of the IEEE RTSS 2000. Orlando, FL, 2000.

LEICA GEOSYSTEMS AG, **Introduction to GPS**. Heerbrugg.1999. Disponível em: <http://www.leica-geosystems.com/downloads123/zz/gps/gps_system500/manuals/GPSBasics_en.pdf>. Acesso em: 01 mar. 2006.

LESINS, Glen B. Atmosphere. In: **McGraw-Hill Encyclopedia of Science & Technology**. 10 ed. McGraw-Hill: New York, 2007. v 2, p. 325.

LEVANON, Nadav, MOZESON, Eli. **Radar signals**. 2004. New Jersey. Willey & Sons. 411p.

LIT/INPE. **Testes de Vibração**. Disponível em: <http://www.lit.inpe.br/qualificacao_sistemas_espaciais_testevibr.htm>. Acesso em: 30 nov. 2009.

MAINI, Anil K; AGRAWAL,Varsha. **Satellite Technology**: Principles and applications. West Sussex: John Wiley & Sons, 2007.

μ-BLOX AG. **Datum transformations of GPS positions**: application note. 1999. Disponível em: <<http://web.math.hr/~rogina/cartography.pdf>>. Acesso em: 01 mar. 2006.

MCNAMARA, Joel. **GPS for dummies**. Hoboken: Wiley Publishing. 2004.

MITEL SEMICONDUCTORS. **GPS Architect**: 12 channel GPS development system. 1997. 08 p. Disponível em: <<http://www.datasheetarchive.com/datasheets/Datasheet-021/DSA00371500.pdf>>. Acesso em: 02 mai. 11 nov. 2008.

MONTENBRUCK, Oliver et al. Günter. **GPS Tracking of Sounding Rockets – A European Perspective**. In: NAVITECH, 2001. Noordwijk. 2001. Disponível em: <http://www.weblab.dlr.de/rbrt/pdf/NAV_0105.pdf >. Acesso em: 04 abr. 2008.

MONTENBRUCK, Oliver; NORTIER Ben; MOSTERT, Sias. **A Miniature GPS Receiver for Precise Orbit Determination of the Sunsat 2004 Micro-Satellite**. In: ION NTM 2004. San Diego. 2004. Disponível em: <www.weblab.dlr.de/rbrt/pdf/IONNTM_04C24.pdf >. Acesso em: 04 abr. 2008.

NAVSTAR. **GLOBAL POSITIONING SYSTEM**: Standard Positioning Service Signal Specification, 1995, 2. ed. Disponível em: < <http://www.navcen.uscg.gov/pubs/gps/sigspec/gpsps1.pdf>>, Acesso em: 01 jun. 2009.

_____. **GLOBAL POSITIONING SYSTEM:** Standard Positioning Service Performance Standard, 2008. Disponível em: <<http://www.navcen.uscg.gov/GPS/geninfo/2001SPSPerformanceStandardFINAL.pdf>>. Acesso em: 01 jun. 2009.

NEXT-GENERATION Air Traffic Controlled by GPS. **GPS WORLD**. v 17 n. 8, p. 14-17, Aug. 2006 p.14-16. Disponível em: <<http://www.nxtbook.com/nxtbooks/questex/gps0806/index.php>>. Acesso em: 23 abr. 2008

PARKINSON, Bradford W.; SPILKER JR, James J. (Eds). **Global Positioning System: Theory and Applications**, Vol. I. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.

PORTAL SÃO FRANCISCO. **tipos de combustíveis para foguetes.gif**. 2009. Largura: 420 pixels. Altura: 337 pixels. 96 dpi. 24 bits. 10982 bytes. Formato GIF . Disponível em: <<http://www.portalsaofrancisco.com.br/alfa/foguete/foguete.php>>. Acesso em: 26 nov. 2009.

RAPOZO, Rodrigo Roversi. **ESTUDO DO DESEMPENHO PROPULSIVO DO FOGUETE VS-30 V07 – OPERAÇÃO ANGICOS**. 2008. 26 p.

SOUNDING ROCKETS. In: CARR, Nicholas (Ed.). **Encyclopædia Britannica Online**. Disponível em: <<http://www.britannica.com/EBchecked/topic/555431/sounding-rocket>>. Acesso em: 02 abr. 2007.

TSUI, James Bao-Yen. **Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach**. 2005.

UNIVERSITY OF TEXAS. **CSR_Orion_EM.jpg**. 2002. Largura: 400 pixels. Altura: 205 pixels. 72 dpi. 24 BIT RGB. 40,00KB. Formato JPEG . Disponível em: <<http://gps.csr.utexas.edu/orion/>>. Acesso em: 23 maio. 2007.

ZARLINK SEMICONDUCTOR. **GPS ORION**: 12 channel GPS receiver *hardware* design, 1999. Disponível em: <<http://www.zarlink.com/xbcr/SID-DAC17F84-1AE802C6/zarlink/an4855-appnote.pdf>>. Acesso em: 20 mar. 2005.

_____. **GPS ORION**: 12 Channel GPS Reference Design (Application Note). 2001a. Disponível em: <<http://www.zarlink.com/xbcr/SID-DFA789BB-8E71BC14/zarlink/an4808-appnote.pdf>>. Acesso em: 20 mar. 2005.

_____. GP2015 - GPS Receiver RF Front End. 2007. Disponível em: <<http://www.zarlink.com/zarlink/gp2015-datasheet-sept2007.pdf>>. Acesso em: 20 mar. 2008.

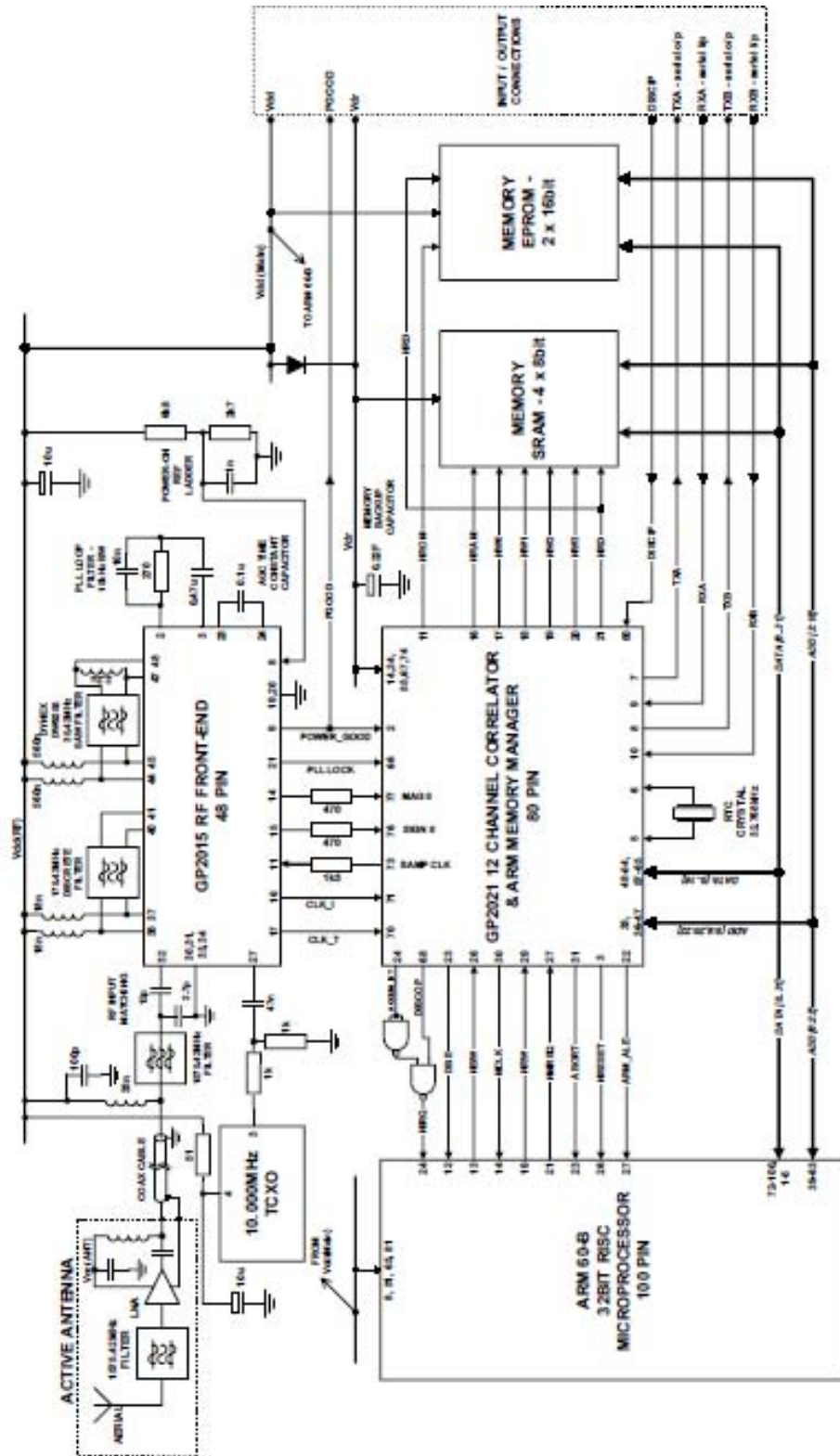
_____. **ARM60**: datasheet. 2002. Disponível em: <http://www.datasheetcatalog.org/datasheet/zarlinksemiconductor/zarlink_P60ARMB_JUN_02.pdf>. Acesso em: 20 mar. 2009.

_____. GP2021 - GPS 12-Channel correlator. 2005. Disponível em: <<http://www.zarlink.com/zarlink/gp2021-datasheet-aug2005.pdf>>. Acesso em: 20 mar. 2008.

_____. **gps-orion-evalboard-files.zip**. 2009. 3314 Kb. Formato zip. Disponível em: <<http://www.zarlink.com/zarlink/gps-orion-evalboard-files.zip>>. Acesso em: 06 jun 2009.

Anexos

ANEXO A – Esquema geral do receptor ORION



ANEXO B – Mensagens NMEA oferecidas pelo receptor ORION

01) \$GPGSV,2,1,08,01,40,083,46,02,17,308,41,12,07,344,39,14,22,228,45*75

Where:

GSV	Satellites in view
2	Number of sentences for full data
1	sentence 1 of 2
08	Number of satellites in view
01	Satellite PRN number
40	Elevation, degrees
083	Azimuth, degrees
46	SNR - higher is better
	for up to 4 satellites per sentence
*75	the checksum data, always begins with *

02) \$GPGSA,A,3,04,05,,09,12,,,24,,,,,2.5,1.3,2.1*39

Where:

GSA	Satellite status
A	Auto selection of 2D or 3D fix (M = manual)
3	3D fix - values include: 1 = no fix 2 = 2D fix 3 = 3D fix
04,05...	PRNs of satellites used for fix (space for 12)
2.5	PDOP (dilution of precision)
1.3	Horizontal dilution of precision (HDOP)
2.1	Vertical dilution of precision (VDOP)
*39	the checksum data, always begins with *

03) \$GPGGA,123519,4807.038,N,01131.000,E,1,08,0.9,545.4,M,46.9,M,,*47

Where:

GGA	Global Positioning System Fix Data
123519	Fix taken at 12:35:19 UTC
4807.038,N	Latitude 48 deg 07.038' N
01131.000,E	Longitude 11 deg 31.000' E
1	Fix quality: 0 = invalid 1 = GPS fix (SPS) 2 = DGPS fix 3 = PPS fix 4 = Real Time Kinematic 5 = Float RTK 6 = estimated (dead reckoning) (2.3 feature) 7 = Manual input mode 8 = Simulation mode
08	Number of satellites being tracked
0.9	Horizontal dilution of position
545.4,M	Altitude, Meters, above mean sea level

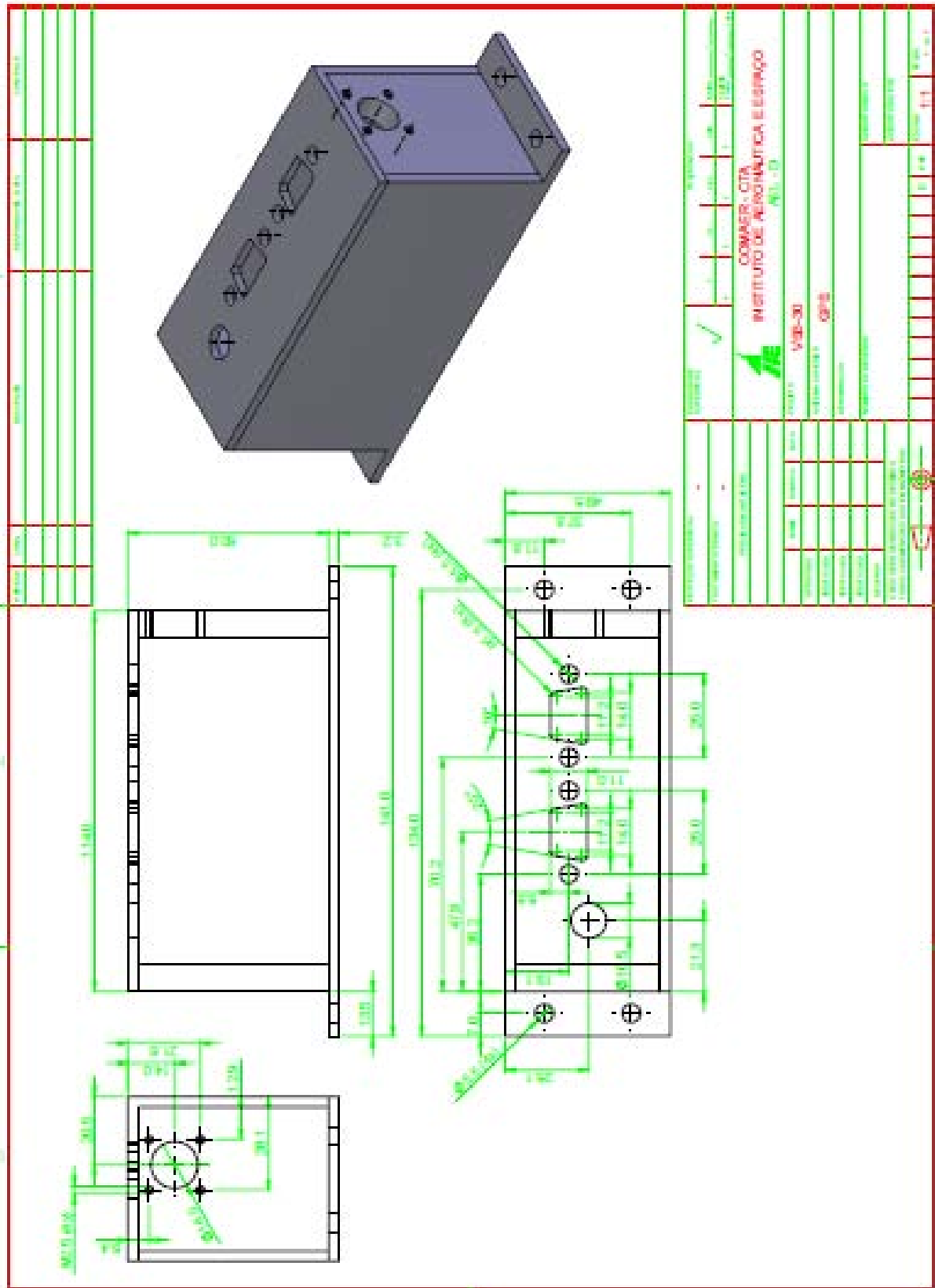
46.9,M Height of geoid (mean sea level) above WGS84 ellipsoid
 (empty field) time in seconds since last DGPS update
 (empty field) DGPS station ID number
 *47 the checksum data, always begins with *

04) \$GPRMC,123519,A,4807.038,N,01131.000,E,022.4,084.4,230394,003.1,W*6A

Where:

RMC Recommended Minimum sentence C
 123519 Fix taken at 12:35:19 UTC
 A Status A=active or V=Void.
 4807.038,N Latitude 48 deg 07.038' N
 01131.000,E Longitude 11 deg 31.000' E
 022.4 Speed over the ground
 084.4 Track angle in degrees True
 230394 Date - 23rd of March 1994
 003.1,W Magnetic Variation
 *6A The checksum data, always begins with *

ANEXO D – Caixa para instalação do receptor



ANEXO D – Procedimento de conversão de coordenadas LLA para ECEF

As coordenadas de referência cartesiana ECEF (Earth Centered, Earth Fixed) utilizam um conjunto de três coordenadas (X, Y e Z) para definir um ponto no espaço. O termo "Earth Centered" vem do fato de que a origem do eixos (0,0,0) está localizada no centro de gravidade, determinado através de anos de acompanhamento do movimento da terra,. O termo "Earth Fixed" implica que os eixos são fixos com relação à terra, giram com ela. Os eixo XZ definem um plano polar e os eixos XY definem o plano equatorial. (Figura 34)

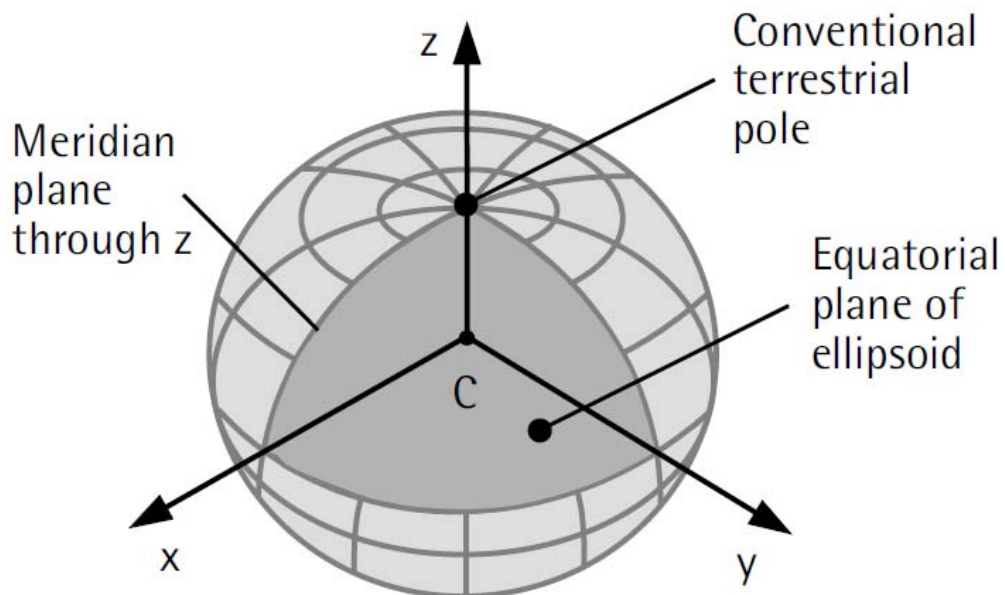


Figura 34: Sistema de coordenadas ECEF
Fonte: El-Rabbany, 2002, p.50

O sistema ECEF, no entanto, não é muito adequado à realização de mapas. Como a superfície terrestre tem uma forma complexa, faz-se necessário criar um meio simples, mas preciso, de aproximação desta superfície a alguma superfície fácil de ser manipulada.

Um elipsóide de referência pode ser definido por uma série de parâmetros que definem sua forma: semi-eixo maior (a), semi-eixo menor (b) e sua excentricidade (e), e a segunda excentricidade (e'). Dependendo da fórmula utilizada, o parâmetro achatamento (f) é necessário.

Para aplicações globais, a referência geodésica utilizada pelo GPS é o World Geodetic System 1984 (WGS84). Este elipsóide tem sua origem coincidente com a origem das coordenadas ECEF. O eixo X perfura o meridiano de Greenwich (onde longitude = 0^0) e o plano XY plane define o plano (latitude = 0^0). A altitude é descrita como a distância perpendicular acima de superfície do elipsóide. A altitude não deve ser confundida com a altura acima do nível do mar, que é outra grandeza.

As parâmetros que definem o elipsóide WGS84 (figura 35) são:

$$\begin{aligned}
 a &= 6378137 \\
 b &= a(1 - f) \\
 &= 6356752.31424518 \\
 f &= \frac{1}{298.257223563} \\
 e &= \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}} \\
 e' &= \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{b^2}}
 \end{aligned}$$

Figura 35: Parâmetros do elipsóide WGS84
Fonte: μ -BLOX AG, 1999. p. 2

A conversão entre as duas referências de coordenadas pode ser realizada por fórmulas diretas, embora existam métodos iterativos. No caso da conversão de grandezas LLA para ECEF (em metros) temos as seguintes fórmulas:

$$\begin{aligned}
 X &= (N + h) \cos \varphi \cos \lambda \\
 Y &= (N + h) \cos \varphi \sin \lambda \\
 Z &= \left(\frac{b^2}{a^2} N + h \right) \sin \varphi
 \end{aligned}$$

Figura 36: Fórmulas de conversão LLA para ECEF
Fonte: *ibidem*, p. 3

Onde:

φ = Latitude

λ = Longitude

h = Altura acima do elipsóide (metros)

N = Raio ou curvatura (metros) definido como:

$$\frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}$$

Figura 37: Fórmula da curvatura do elipsóide WGS84
Fonte: μ -BLOX AG, 1999. p. 2

As relações entre as grandezas LLA e ECEF estão mostradas na figura 38.

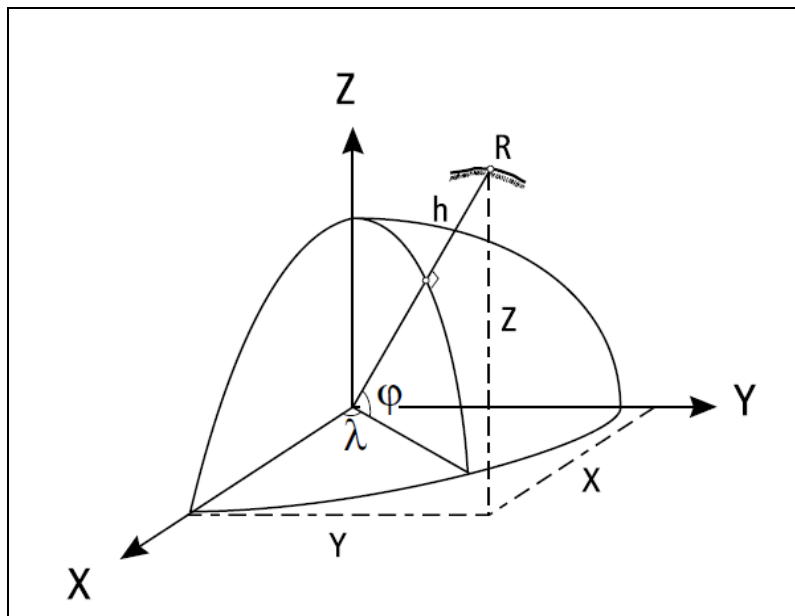


Figura 38: Coordenadas ECEF e elipsóide de referência
Fonte: μ -BLOX AG, 1999. p. 3

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)